

doi: 10.11933/j.issn.1007-9289.20210803001

基于遗传算法的热障涂层寿命微观影响因素*

姚玉东¹ 艾延廷¹ 关鹏¹ 田晶¹ 包天南²

(1. 沈阳航空航天大学辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室 沈阳 100136;

2. 西北工业大学动力与能源学院 西安 7101090)

摘要: 热障涂层寿命受到界面波长和幅值等微观因素的影响,但对其影响机制并不清楚。首先,基于 Manson-Coffin 公式和累计损伤理论,建立热障涂层寿命预测模型,并将拟合问题转化为优化问题,采用遗传算法求解寿命模型中的系数。然后,基于涂层试验数据建立热障涂层二维轴对称有限元模型,研究并确定可用于准确预测涂层寿命的应力应变信息类型。最后,采用响应面法选取陶瓷层厚度、黏结层厚度、界面波长和幅值作为影响因素,开展涂层寿命的微观影响因素研究。结果表明,使用循环等效应变范围进行涂层寿命预测的最大误差和平均误差最小,分别为 50%和 21%;涂层寿命随陶瓷层厚度的增加略微上升,随黏结层厚度的增加先下降后上升,随界面波长的增加先上升后下降,随界面幅值的增加而下降,且界面幅值对涂层寿命的影响最大;最优组合的涂层寿命为 947 次循环,与初始值相比提高了 163.1%。给出不同涂层厚度下使涂层寿命达到极值的波长与幅值选择公式,研究成果可为热障涂层的寿命预测和结构优化设计提供方法与理论指导。

关键词: 热障涂层; 寿命预测; 遗传算法; 响应面; 界面波长; 界面幅值

中图分类号: TG147

Microscopic Factors Influencing the Lifetime of Thermal Barrier Coatings Based on Genetic Algorithms

YAO Yudong¹ AI Yanting¹ GUAN Peng¹ TIAN Jing¹ BAO Tiannan²

(1. Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aircraft Propulsion System, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The life of thermal barrier coatings (TBC) is affected by micro factors such as interface wavelength and amplitude, but its influencing mechanism is not clear. Therefore, a TBC life prediction model based on Manson-Coffin formula and cumulative damage theory is established. The fitting problem is transformed into an optimization problem, and the coefficient in the life model is solved by genetic algorithm. Then, a 2D axisymmetric finite element model of the TBC is established based on the experimental data of the coatings. Finally, response surface method is used to study the micro-influencing factors of coating life, and the influencing factors are ceramic layer thickness, bonding layer thickness, interface wavelength and amplitude, respectively. The results show that the maximum error and average error of coating life prediction using cyclic equivalent strain range are 50% and 21%, respectively. The coating life increases slightly with the increase of ceramic layer thickness, decreases first and then increases with the increase of bonding layer thickness, increases first and then decreases with the increase of interface wavelength, and decreases with the increase of interface amplitude, and the interface amplitude has the greatest influence on the coating life. The coating life of the optimal combination is 947 cycles, which is 163.1% higher than the initial value. The formula for selecting wavelength and amplitude to make the coating life reach the maximum at different coating thicknesses is given. The research results can provide theoretical and methodological guidance for life prediction and structural optimization design of TBC.

Keywords: thermal barrier coatings; life prediction; genetic algorithm; response surface methodology; interface wavelength; interface amplitude

* 国家自然科学基金(11702177)、辽宁省自然科学基金(2020-BS-174)和辽宁省教育厅(JYT2020019)资助项目。

Fund: Supported by National Natural Science Foundation of China (11702177), National Natural Science Foundation Liaoning Province (2020-BS-174), and Project of Department of Education of Liaoning Province (JYT2020019).

20210803 收到初稿, 20211101 收到修改稿

0 前言

随着航空发动机性能的提高, 涡轮部件进口温度变得越来越高, 涡轮叶片的工作温度已经超过其材料的耐受温度^[1]。因此, 需要在涡轮叶片表面喷涂热障涂层 (Thermal barrier coating, TBC), 以其进行热防护, 进而延长叶片使用寿命^[2-3]。典型的热障涂层系统由陶瓷层 (Top coat, TC) 和黏结层 (Bond coat, BC) 组成。陶瓷层由耐高温的陶瓷材料组成, 在最外侧直接承受高温燃气的冲击; 黏结层为金属材料, 用来平衡高温下陶瓷层和基体材料 (Substrate, SUB) 之间的热不匹配^[4]。黏结层中含有铝元素, 高温状态工作时会在黏结层和陶瓷层之间形成热生长氧化物 (Thermally grown oxide, TGO)^[5]。涂层的破坏会导致涡轮叶片失效, 研究涂层疲劳寿命及影响因素, 对提高航空发动机工作可靠性及寿命意义重大^[6]。

关于涂层寿命预测主要有三种方法, 分别为 EVANS 等^[7]建立的断裂力学方法, BUSO^[8,9]提出的基于损伤力学的方法, MILLER^[10]提出的唯象学方法。其中唯象学的涂层寿命预测方法应用最为广泛。魏洪亮等^[11-12]利用带热障涂层圆管试验数据, 又结合累积损伤理论, 建立了基于唯象学的热障涂层寿命预测模型。关鹏等^[13]对唯象学模型进行了创新性应用, 结合主子模型法, 建立了基于唯象学的带热障涂层涡轮导向叶片寿命预测模型。

在涂层损坏的影响因素研究方面, AHRENS 等^[14]将复杂的 TC/BC 界面形貌简化为二维正弦波形进行仿真计算, 分析了 TGO 对热障涂层界面附近应力分布的影响规律。RANJBAR-FAR 等^[15]分析了不同幅值正弦波形 TGO 形貌对热障涂层应力分布的影响。张俊红等^[16]研究了锯齿形 TGO 形貌对热障涂层残余应力的影响。刘洲岸等^[17]研究了陶瓷层厚度和黏结层厚度对热障涂层界面开裂行为的影响。SONG 等^[18-19]研究了氧化层的非均匀增长, 不同波长和幅值的 TGO 形貌, 以及不同的载荷波形对热障涂层界面开裂行为的影响。

热障涂层寿命的影响因素有很多, 主要有内因和外因之分。不同工艺制备的热障涂层其组织结构有较大的差异。于海涛等^[20]的研究表明, 电子束物理气相沉积制备的热障涂层抗脱落寿命是等离子喷涂制备的 7 倍。TGO 的成分及微结构的改变对热障涂层的服役寿命影响比较大。杜仲等^[21]的研究表明, 真空预氧化处理可在 MCrAlY 黏结层和陶瓷面

层的界面处形成连续、致密的 $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ 层, 降低了整体 TGO 的生长速率, 提高热障涂层的寿命。杨文慧 等^[22]的探究表明, 通过振动光饰处理改变黏结层的形貌能够显著提高热障涂层的热冲击寿命。涂层往往服役在冷热交换、气流冲刷、CMAS 粒子侵蚀等非常复杂苛刻的环境, KAKUDA^[23]试验表明, CMAS 渗透进入陶瓷层中的孔隙后将极大地提升陶瓷层整体的热导率, 导致界面温度更高, TGO 生长更快, 降低涂层的寿命。

研究热障涂层寿命微观影响因素及作用机理对涂层在航空发动机中的应用具有重要意义, 但在之前的研究中对此关注较少。本文首先基于 Manson-Coffin 公式、疲劳累积理论和遗传算法建立热障涂层的寿命预测模型。然后基于热障涂层试验数据建立热障涂层二维轴对称有限元模型, 并确定出使用哪种应力应变信息类型预测涂层寿命最为准确。最后采用响应面法, 选择陶瓷层厚度、黏结层厚度、界面波长和幅值等作为影响因素, 进行涂层寿命微观影响因素分析, 并给出最优涂层寿命组合。此外, 还讨论了涂层厚度一定时界面波长和幅值的选取。

1 基于遗传算法的热障涂层寿命预测模型建立

1.1 低周疲劳理论

Manson-Coffin 公式是由 MANSON^[24] 和 COFFIN 提出的, 常用于热障涂层疲劳寿命和其他低周疲劳寿命的计算, 其表达式如式(1):

$$N = \left(\frac{\Delta \varepsilon_a}{\Delta \varepsilon} \right)^\alpha \quad (1)$$

式中, N 为预测的循环寿命, $\Delta \varepsilon$ 为选定的工作应变范围, $\Delta \varepsilon_a$ 和 α 为常数, 需要通过试验数据测定。

累积损伤理论是一种能够计算变载荷疲劳寿命的方法, 适用于热障涂层疲劳寿命计算, 是由 MINER^[25]于 1945 年提出的。变载荷下的累积损伤理论表达式如式(2):

$$D = \sum_{i=1}^k d_i = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (2)$$

式中, k 为不同载荷种类的数量; d_i 为第 i 种载荷作用下造成的损伤; N_i 为只有第 i 种载荷作用下构件的循环寿命; n_i 为第 i 种载荷作用的循环次数; D 为构件的总损伤量。构件发生疲劳损坏的判定标准就是 D 大于等于 1。

1.2 基于遗传算法的热障涂层寿命模型建立

在进行热障涂层疲劳寿命试验时,外界的氧原子会通过疏松多孔的陶瓷层,与黏结层中的铝元素结合生成氧化物,称为氧化层^[5]。随着工作时间的增加,氧化层的厚度会不断增加,涂层的失效不仅与其内部的热应力有关,还与氧化层的增厚有关。此外,随着氧化层增厚,每次试验涂层的工作应变范围也在变化。综上,本文考虑氧化层增厚的影响,结合 Manson-Coffin 公式和累积损伤理论,建立了热障涂层寿命预测模型,如式(3)所示:

$$D = \sum_{i=1}^k d_i = \sum_{i=1}^k \frac{1}{N_i} = \sum_{i=1}^k \frac{1}{\left[\left(\frac{\Delta \varepsilon_a}{\Delta \varepsilon_i} \right) \left(1 - \frac{\delta}{\delta_a} \right)^\beta \right]^\alpha} \quad (3)$$

式中, $\Delta \varepsilon_i$ 为在第 i 种载荷下的工作应变范围; δ 为当前循环下的氧化层厚度; δ_a 为临界氧化层厚度,当氧化层厚度达到 δ_a 时,氧化作用已经对涂层造成了完全破坏; β 为系数; k 值即为所求的寿命预测值。

本文所建立的热障涂层寿命预测模型式(3)中有 4 个未定的系数,而用来求解这些系数的试验值较少。此外,涂层寿命的预测是一套程序而不是一个公式,

这给系数的确定带来很大困难。因此,本文将拟合问题转化为优化问题,使用 HOLLAND^[26]提出的遗传算法进行热障涂层寿命预测模型中系数的确定。遗传算法尤其适用于较为复杂的优化问题,相比于常规的优化算法,能够较快地获得较好的优化结果。

使用遗传算法进行热障涂层寿命预测模型中系数确定的流程如图 1 所示。具体过程如下:首先输入各系数的范围,并进行编码,生成初始种群,交叉和变异等操作;再将个体的基因进行解码得到系数的具体值,代入到涂层寿命计算模块进行不同工况的寿命计算,并与不同工况的涂层寿命试验值相比,计算出寿命预测的最大误差作为个体的适应度;接着判断寿命的分布规律是否与试验相符(在试验中,涂层的寿命随着预氧化时间的增加而不断降低^[11],遗传算法无法识别这个规律,必须添加额外的程序进行判定),如符合直接进入下一步,若不符合则把寿命预测的最大误差(个体适应度)设定为 500%再进行下一步操作;最后根据寿命预测最大误差的大小对种群进行筛选,并判定是否满足输出条件,若不满足则再次进行遗传算法的交叉、变异等操作,若满足则输出最优的系数值。

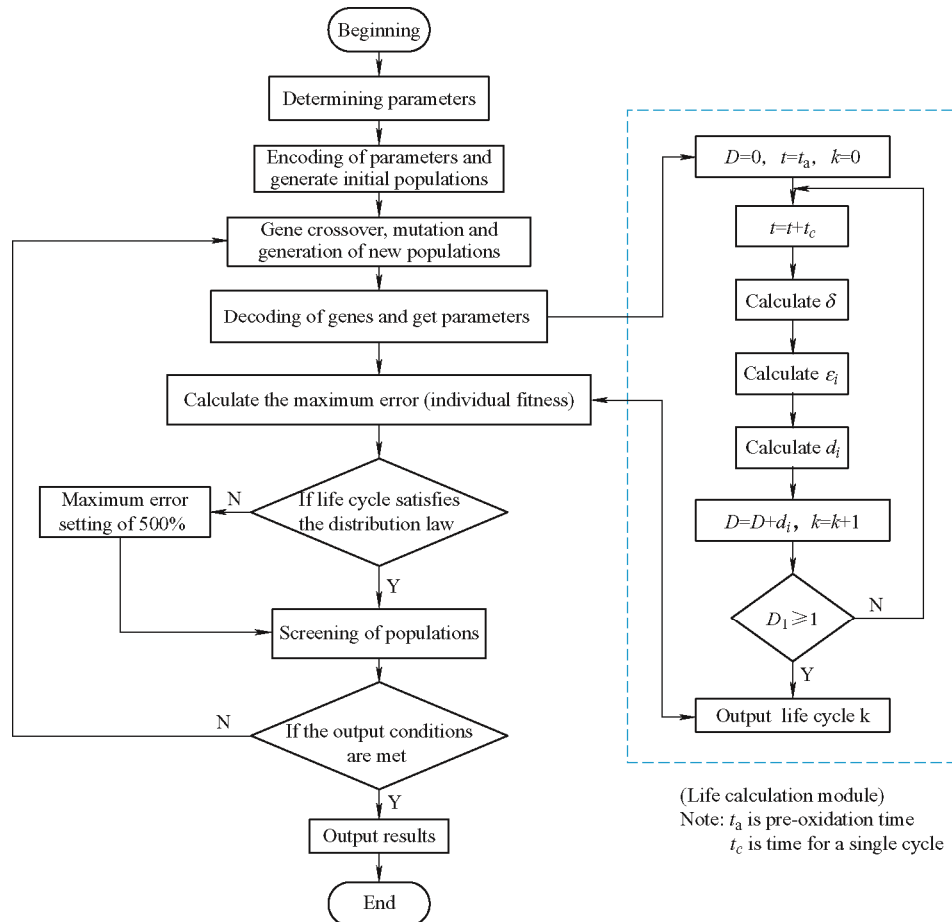


图 1 基于遗传算法的热障涂层寿命预测模型系数确定流程图

Fig. 1 Flow chart for determining the coefficients of the TBC life prediction model based on Genetic Algorithm

遗传算法对种群的筛选过程中采用了轮盘赌和精英保留策略,这样可以有效地解决程序不收敛的问题,但有可能导致遗传算法未成熟收敛。解决未成熟收敛的方式是提高初始种群数量,本文在遗传算法的运算过程中,初始种群数量均为 100 000。经多次运算验证结果一致,证明在该种群数量下能够很好地解决本文遗传算法的未成熟收敛问题。

涂层的寿命计模块如图 1 中蓝色虚线所示。具体流程如下:首先确定四个系数 α 、 β 、 $\Delta\epsilon_a$ 和 δ_a 的数值,以及预氧化时间 t_a 和热循环时间 t_c 的数值;然后根据预氧化时间和试验进行的总时间,计算当前氧化层厚度 δ ,进而计算出本次循环的工作应变范围 $\Delta\epsilon$ 以及损伤量 d_i ;最后计算出总损伤量 D ,并判断其是否大于等于 1,若是则输出当前状况下的寿命值 k ,否则进行下一个循环的计算。

2 热障涂层有限元模型的建立

2.1 热障涂层疲劳试验数据

为了探究热障涂层的疲劳失效机理,杨晓光^[12,27-28]等进行了涂层高温氧化试验研究和等离子涂层构件热疲劳试验。

涂层高温氧化试验采用的黏结层材料为 Ni22Cr10Al1.0Y,厚度为 0.125 mm,陶瓷层材料为 6%~8% Y₂O₃.ZrO₂,厚度为 0.25 mm,对瓦片状试验件进行温度为 1 050 ℃、时间为 100 h 的疲劳试验。根据试验结果,得到的氧化增厚模型如式(4):

$$\delta = \left[\exp \left(Q \cdot \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T} \right) \right) \cdot t \right]^n \quad (4)$$

式中, δ 为氧化层厚度, μm ; T 为试验温度,K; t 为试验时间,s; Q 和 T_0 均为常数,K,数值分别为 12 713 和 3 382; n 为常数,数值为 0.286。

等离子涂层构件的热疲劳试验采用图 2 所示外径 15 mm、内经 11 mm、长度 90 mm 的带热障涂层圆管。圆管基体材料为高温镍基定向结晶合金 DZ40M,黏结层和陶瓷层的材料、厚度与涂层高温氧化试验保持一致。试验时对圆管中部使用电感线圈加热 120 s,圆管内部通过通高压冷却气流(温度约为 20 ℃)的方式冷却 300 s。试验有三种情况,分别为无预氧化,无预氧化但高温保持 670 s 和预氧化一定时间。试验测得的涂层寿命和涂层内温度变化分别如表 1 和图 3^[28]所示。

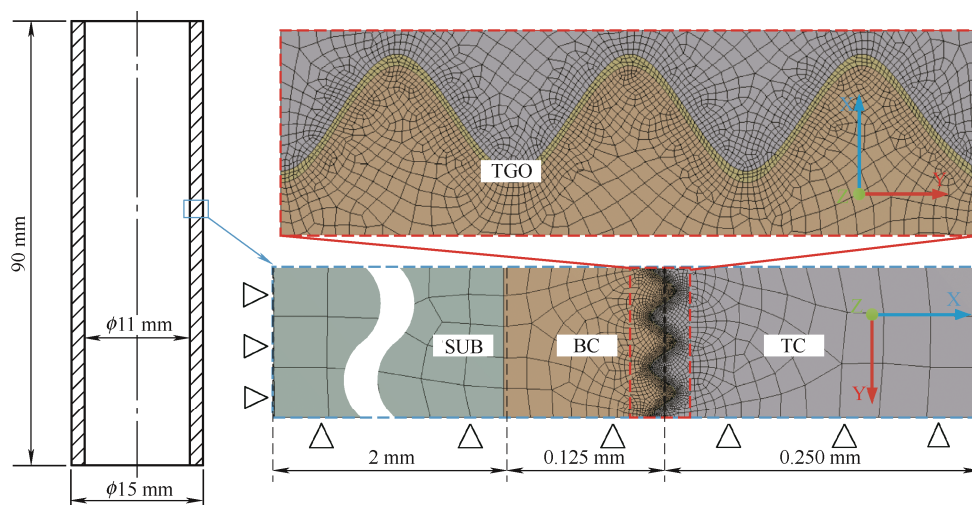


图 2 试验件及有限元模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of experimental component and finite element model

表 1 试验循环寿命^[12, 27-28]

Table 1 Experimental cycle life^[12, 27-28]

Pre-oxidation time / h	Peak temperature holding time / s	Life cycle
0	0	298
0	670	505
50	0	480
100	0	350
100	0	430
100	0	441
200	0	280
200	0	380
200	0	400
300	0	210
300	0	256

2.2 二维轴对称有限元模型建立

如图 4^[29]所示,涂层的界面并不平整,具有一定的表面粗糙度。因此,初始模型采用波长为 40 μm 、幅值为 10 μm 的余弦曲线来近似模拟涂层界面形貌。图 2 为本文所建立的有限元模型示意图。如图 1 所示,在有限元计算时,内壁侧进行全约束,平行于 x 轴(圆管径向)一侧的 y 方向(圆管轴向)的位移为 0, z 方向(圆管周向)

施加轴对称约束。载荷的施加方式为：在升温时，模型外侧给予图 4 所示的上升段温度曲线，此时内侧给予 50 W/m^2 的对流换热系数（自然对流）；在降温时，模型内侧给予图 2 所示的下降段温度曲线，与此同时，外侧给予 50 W/m^2 的对流换热系数。涂层生成的同时就会有氧化层的产生^[18]，因此共建立了氧化层厚度为 1、2、4、6、8 和 $10\text{ }\mu\text{m}$ 六种氧化层厚度的有限元模型。

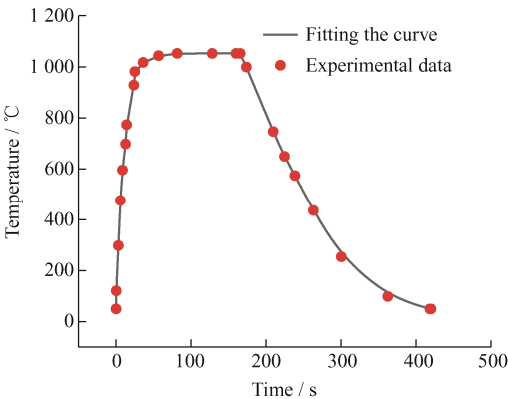


图 3 单个循环周期内热障涂层内侧温度^[28]

Fig. 3 Inside temperature of TBC in a single cycle^[28]

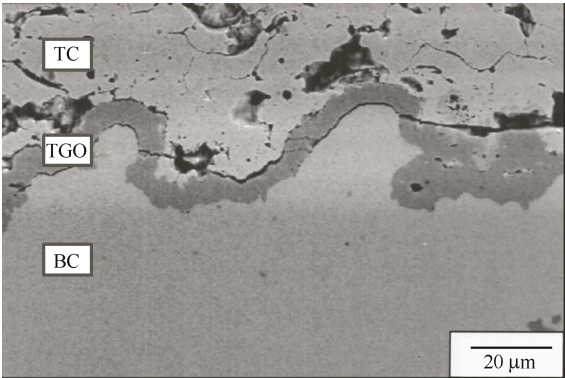


图 4 等离子热障涂层 SEM 截面形貌^[29]

Fig. 4 SEM section morphology of PS-TBC^[29]

计算时陶瓷层材料视为弹性材料，氧化层、黏结层和基体材料视为弹性-完全塑性材料。各层材料随温度变化情况，如表 2 和表 3 所示。此外，通过引入氧化层在峰值温度下的屈服强度来代表高温下氧化层的应力松弛情况，可以将热应力限制在试验条件下^[30]。PAN 等^[31]的研究表明，蠕变的影响在系统处于高温时是很重要的。但是根据 BIALAS^[32]所做的工作表明，对于本文所涉及的问题，镍基基底的蠕变对交界面的应力分布几乎没有任何作用，可以忽略不计。

表 2 不同温度下各层材料参数^[33-34]

Table 2 Temperature dependent material parameters for different layers^[33-34]

Parameters	SUB	BC	TGO	TC
Temperature / K	200–1 000	20–1 100	20–1 100	20–1 100
Thermal expansion coefficient / 10^{-5}K^{-1}	1.03–1.35	1.36–1.76	0.80–0.96	0.90–1.22
Young modulus / GPa	207–123	200–110	400–320	48–22
Poisson ratio	0.28–0.36	0.30–0.33	0.23–0.25	0.10–0.12
Shear modulus / GPa	81–45	77–41	166–128	21–1
Heat transfer coefficient / $(\text{W} / (\text{m} \cdot \text{K}))$	13.9–25.9	5.8–17	10–4.1	2–1.7
Density / (kg / m^3)	8 680	7 380	3 984	3 610
Specific heat / $(\text{J} / \text{kg} \cdot \text{K})$	493–594	450	755	505

表 3 不同温度下各层材料屈服强度^[33-34]

Table 23 Variations of yield strength with temperature for different layers^[33-34]

Number	Temperature / K	SUB yield strength / GPa	BC yield strength / GPa	TGO yield strength / GPa
1	300	0.775	0.426	10
2	473	–	0.412	10
3	673	–	0.396	10
4	873	0.495	0.362	10
5	1 073	0.470	0.284	10
6	1 273	0.185	0.202	1
7	1 373	–	0.114	1

该模型在进行网格划分时对界面处的网格进行加密处理,其他部分的网格划分采用 Workbench19.2 里的 multi-zone 命令,并将其网格的最大尺寸设置为 10 μm 。选取氧化层厚度为 2 μm 的模型进行网格无关性验证,网格无关性验证的数据如表 4 所示,将界面

处的网格最大尺寸分别设置为 2、1 和 0.5 μm ,选择陶瓷层界面处的最大等效应力作为验证值。由表 4 可知,当界面的网格最大尺寸为 1 μm 时,其最大等效应力与网格最大尺寸为 0.5 μm 时已几乎无差别,为了节省计算量,选择界面的网格最大尺寸为 1 μm 。

表 4 网格无关性验证

Table 4 Grid independence verification

Interface mesh size / μm	Mesh quantity	Number of nodes	Maximum Equivalent stress / MPa
2	2 618	8 208	356.8
1	3 558	11 045	357.7
0.5	9 371	28 407	357.5

3 响应面设计

响应面法就是构造出输出目标与输入参数之间的数学表达式,该表达式只能在数值上进行对应,而不具有物理意义。响应面法中应用广泛的是二阶响应面函数多项式^[35],其形式如式(5):

$$y = b_0 + \sum_{i=1}^m b_i x_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m b_{ij} x_i x_j \quad (5)$$

式中, y 为输出目标的数值, x_i , x_j 为输入参数的数值, m 为输入参数的个数, b_0 , b_i , b_{ij} 为响应面拟合的系数。

此外,响应面的试验设计方法有很多种,包括全因子设计、中心复合设计、Box-Behnken 设计、D—最优设计、正交设计和均匀设计等。本文所选择的试验设计方法是中心复合设计,能够高效估计一阶和二阶项。

陶瓷层和黏结层厚度的改变对涂层的性能有很大影响^[17],陶瓷层和黏结层的厚度是影响涂层寿命的重要参数。涂层的界面形貌也会影响涂层的性能^[14-16],且涂层的界面形貌可以在喷涂过程中进行控制^[36]。综上,共选取了 4 个参数进行分析,参数及其范围分别为 TC 厚度(x_1): 100~400 μm , BC 厚度(x_2): 50~250 μm , 界面波长(x_3): 20~60 μm 和幅值(x_4): 5~15 μm 。4 个参数中心复合设计的结果如表 5 所示。由于涂层寿命的计算与氧化层的厚度有关,因此每种设计组合下又建立了氧化层厚度为 1、2、4、6、8 和 10 μm 的 6 个模型,总共建立了 150 个二维有限元模型。每个有限元模型约束的施加、边界条件加载、网格划分和各层材料参数与第 2 节的描述保持一致。

表 5 响应面设计及结果

Table 5 Response surface design and results

Number	$x_1 / \mu\text{m}$	$x_2 / \mu\text{m}$	$x_3 / \mu\text{m}$	$x_4 / \mu\text{m}$	y_1 / MPa	y_2 / MPa
1	250	215	40	10	337	319.5
2	100	200	60	5	292	263.0
3	100	200	20	5	685	274.0
4	250	35	40	10	518	302.4
5	400	50	60	5	539	246.6
6	400	200	20	5	745	268.0
7	100	50	20	15	128	380.4
8	250	125	40	16	149	384.5
9	400	50	20	15	128	375.7
10	400	200	20	15	134	362.5
11	100	50	20	5	685	279.5
12	250	125	40	10	360	323.4
13	250	125	64	10	443	295.0
14	250	125	40	4	622	249.9
15	400	50	60	15	410	316.9
16	100	200	20	15	134	365.9
17	70	125	40	10	239	333.5
18	400	200	60	5	410	257.3
19	100	50	60	15	307	327.3
20	430	125	40	10	401	320.2
21	100	50	60	5	472	250.2
22	250	125	16	10	139	363.1
23	400	200	60	15	286	337.9
24	100	200	60	15	211	351.1
25	400	50	20	5	727	274.8

4 结果和讨论

4.1 热障涂层寿命应力应变相关性分析

寿命预测危险点的选择如图 5 所示,与文献[12]的危险点位置保持一致,在波峰沿轴向到波谷的 1/4 位置处。本文首先探究了涂层寿命与哪种应力应变的相关性最大,即使用哪种应力应变信息能得到最好的寿命预测结果。选取涂层危险点上不同厚度下的径向应变范围 $\Delta\epsilon_x$, 轴向应变范围 $\Delta\epsilon_y$, 剪切应变范围 $\Delta\gamma_{xy}$, 最大主应力应变范围 $\Delta\epsilon_m$ 和等效应变范围 $\Delta\epsilon_e$ 进行寿命预测。各应变范围的拟合公式如式(6)~(10), 拟合曲线如图 6 所示。

遗传算法运算时各系数的范围, 输入拟合公式后得到的最优值以及进行寿命预测的最大误差和平均误差, 如表 6 所示。由表 6 可知, 采用等效应变范围进行涂层寿命预测的最大误差和平均误差最小, 即等效应力应变信息与涂层寿命的相关性最大。

$$\Delta\epsilon_x = -4.1 \times 10^6 \delta^4 + 118\,688.1 \delta^3 - 1\,152.9 \delta^2 - 3.94 \delta + 0.000\,8 \quad (6)$$

$$\Delta\epsilon_y = -930\,221.4 \delta^4 + 52\,235.6 \delta^3 - 784.5 \delta^2 + 3.35 \delta + 0.004\,7 \quad (7)$$

$$\Delta\gamma_{xy} = -1.5 \times 10^7 \delta^4 + 258\,471.5 \delta^3 - 925.4 \delta^2 - 2.79 \delta + 0.017\,6 \quad (8)$$

$$\Delta\epsilon_m = 638\,307.2 \delta^4 - 10\,524.8 \delta^3 + 51.7 \delta^2 - 0.46 \delta + 0.008\,1 \quad (9)$$

$$\Delta\epsilon_e = 433\,829.5 \delta^4 - 6\,843.4 \delta^3 + 36.1 \delta^2 - 0.40 \delta + 0.011\,5 \quad (10)$$

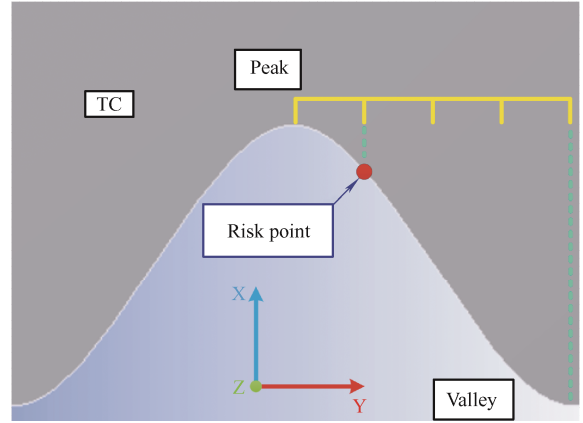


图 5 危险点位置选择示意图

Fig. 5 Risk point location selection diagram

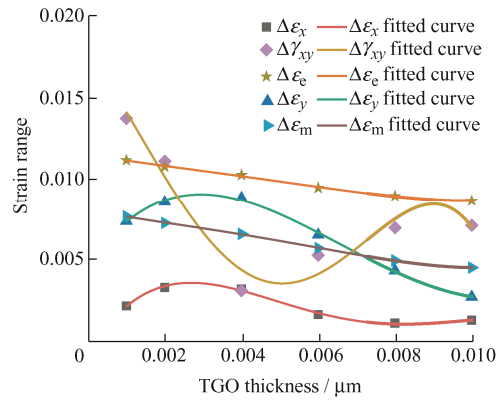


图 6 氧化层厚度与应变范围的拟合曲线

Fig. 6 Strain range of different TGO thickness and its fitting curve

表 6 系数的最优值及其范围

Table 6 Optimal values of constants and ranges

Factors	Coefficient α	Coefficient β	Coefficient ϵ_a	Coefficient δ_a	Maximum error / %	Average error / %
Range	1-10	1-20	0.02-0.2	0.01-0.2	-	-
$\Delta\epsilon_x$	1.98	17.214	0.172	0.078	81	35
$\Delta\epsilon_y$	3.425	8.18	0.145	0.039	66	32
$\Delta\gamma_{xy}$	2.9	2.447	0.197	0.019	296	86
$\Delta\epsilon_m$	2.809	16.219	0.091	0.153	52	25
$\Delta\epsilon_e$	5.901	5.541	0.035	0.12	50	21

为了验证遗传算法结果的正确性, 本文又选取了陶瓷层厚度 400 μm , 预氧化 50 h, 高温保持 35 min 试验条件下的带涂层圆管进行寿命预测。该试验件的涂层热疲劳试验寿命为 160 次循环^[27], 涂层材料和试验条件与 2.1 节保持一致。本文建立了相应的有限元模型, 选取上文处描述的危险点位置, 经计算得到危险点处的等效应变范围 $\Delta\epsilon_e$ 随氧化层

厚度 δ 的变化趋势如图 7 所示, 拟合公式如式(11):

$$\Delta\epsilon_e = 5.1 \times 10^6 \delta^4 - 116382.1 \delta^3 + 802.4 \delta^2 - 1.2 \delta + 0.007\,9 \quad (11)$$

将式(11)代入到热障涂层寿命预测模型中, 并使用表 5 中等效应变范围对应的系数进行计算, 得到预测的涂层寿命为 130 次循环, 与试验值 160 次循环接近, 证明了遗传算法结果的准确性。

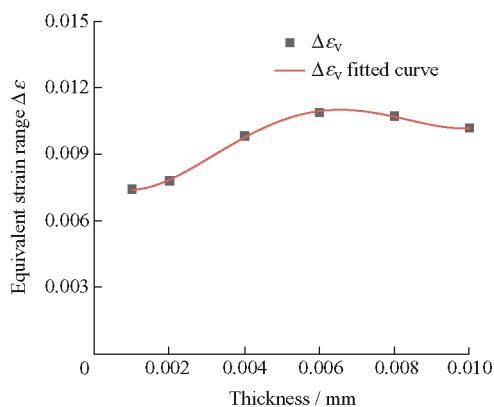


图7 陶瓷层厚度为 400 μm 时等效工作应变范围

Fig. 7 Equivalent operating strain range when thickness of ceramic layer is 400 μm

4.2 热障涂层寿命响应面分析

响应面设计各组合下危险点的选取与图 5 保持一致,均为距波峰沿轴向到波谷的 1/4 处。根据 4.1 节的结果,涂层寿命计算时采用的工作应变范围为等效应变范围,寿命预测模型中的系数如表 6 所示。经计算得到各组合下的寿命预测结果如表 5 所示。通过响应面分析得到涂层寿命 y_1 与四个参数之间的关系式如下式:

$$\begin{aligned} y_1^2 \times 10^3 = & 55 - 2.6x_1 + 2.6x_2 - 5.9x_3 + 15.2x_4 - \\ & 5.4x_1x_2 - 1.7x_1x_3 - 0.16x_1x_4 + 2.8x_2x_3 - 0.053x_2x_4 - \\ & 10.1x_3x_4 + 0.21x_1^2 - 0.54x_2^2 + 6.3x_3^2 + 2.7x_4^2 \end{aligned} \quad (12)$$

式中,复相关系数 R^2 为 0.94,说明建立的响应面模型对样本数据拟合的效果较好。

首先分析单个参数对涂层寿命的影响规律,以式(12)为基础进行数据提取。提取单一参数对涂层寿命影响的数据时,固定其他三个参数为初始值(2.2 节中的参数数值),且对各参数的变化范围进行归一化处理,得到如图 8 所示的单一参数对涂层寿命影响图。由图 8 可知,随着 TC 厚度的增加,涂层寿命从 302 次循环上升到 366 次循环,说明 TC 厚度的增加对涂层的寿命提高是有利的;随着 BC 厚度的增加,涂层寿命从 459 次循环先下降到 331 次循环(BC 厚度 140 μm)再上升到 372 次循环;随着波长的增加,涂层寿命从 223 次循环先上升到 352 次循环(波长 50 μm)再下降到 330 次循环,说明界面波长存在最优的选择;随着幅值的增加涂层寿命从 560 次循环下降到 189 次循环,说明界面幅值的减小有利于提升涂层寿命。

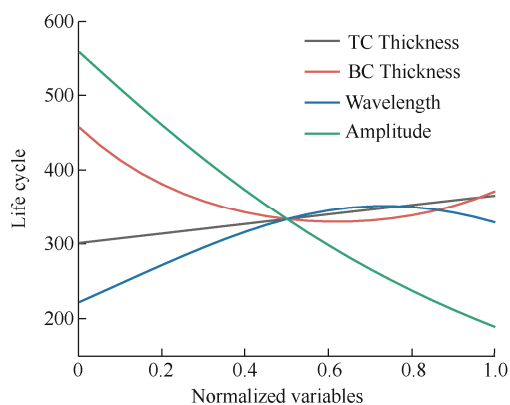


图8 单一参数对涂层寿命影响图

Fig. 8 Graph of the effect of a single parameter on coating life

为了评判各参数对涂层寿命影响的强弱程度,本文进行了各参数对寿命影响的极差分析。极差就是各参数在取值范围内得到的最大寿命与最小寿命之差。图 9 为单参数对寿命影响的极差图,由图 9 可知,界面幅值对寿命的影响最大,界面波长和 BC 厚度对涂层寿命的影响次之,TC 厚度对涂层的寿命影响最小。

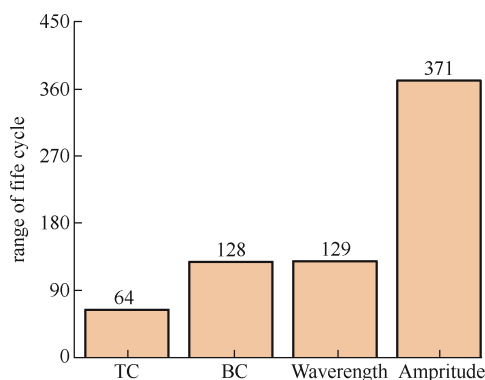


图9 单一参数对涂层寿命影响的极差图

Fig. 9 Extreme difference plot of the effect of a single parameter on coating life

固定两个参数为初始值,分析另外两个参数对寿命影响的交互影响,如图 10 所示。由图 10 可知,除图 10f 波长与幅值的交互影响外,其他参数间对涂层寿命的交互影响,都可以看作是单个参数对涂层寿命影响的简单叠加。此外,如图 10b 中 TC 厚度与波长的交互影响所示,TC 厚度与波长同时改变时涂层寿命变化范围最小,为 186 次循环;如图 10e 中 BC 厚度与幅值的交互影响所示,BC 厚度与幅值同时改变时涂层寿命变化范围最大,为 666 次循环。因此,可以同时改变 BC 厚度与幅值的大小,来使得涂层寿命发生较大的改变。

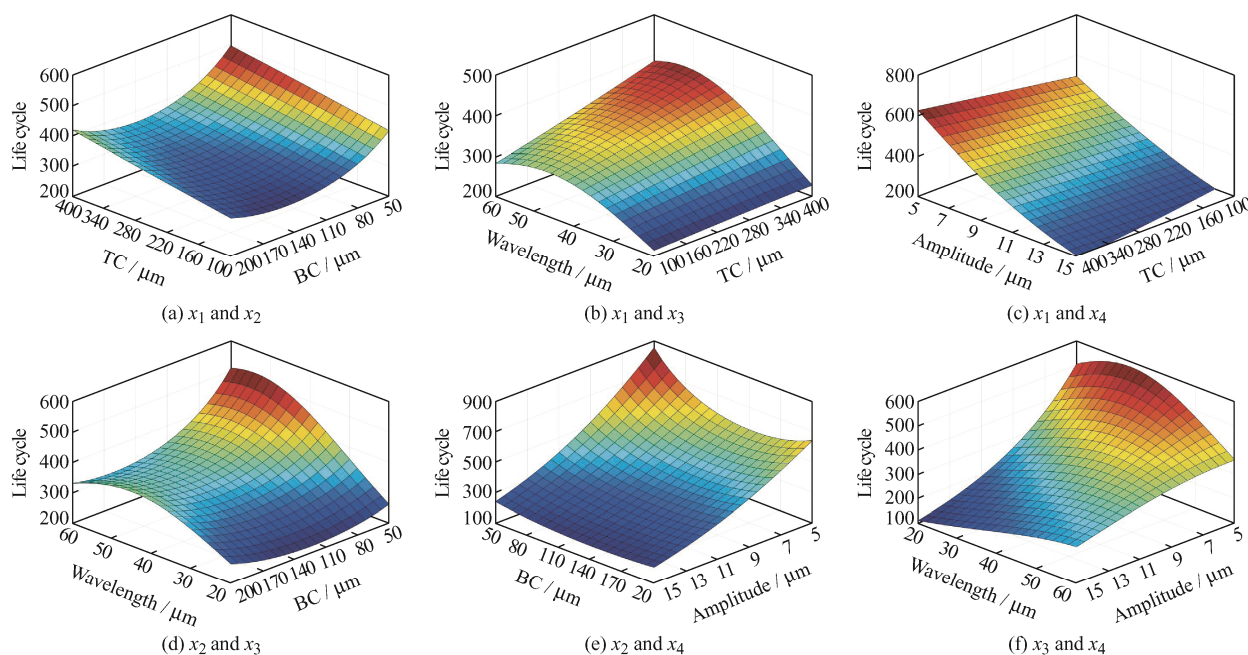


图10 两个参数对涂层寿命的交互影响

Fig. 10 Interaction effect of two parameters on coating life

采用得到的涂层寿命响应面公式(12),进行筛选,得到4个参数变化范围内的最大涂层寿命为947次循环,对应的4个参数组合分别为TC厚度400 μm 、BC厚度50 μm 、波长40 μm 和幅值5 μm 。优化后的涂层寿命与初始涂层寿命360次循环相比,涂层寿命提高了163.1%。此外,最优的参数组合中,除波长外,其他三个参数数值均为图8中对应涂层寿命最高的数值。

4.3 寿命最优界面波长和幅值选择

本文分析了危险点处等效应力最大值 y_2 与涂层寿命的关系。由于每个组合下涂层寿命计算时使用了6种不同氧化层厚度模型,因此需要对不同氧化层厚度下的等效应力最大值变化情况进行分析。选取表5中的几个典型参数组合(表5中序号为1、2、5、7、10、13和23的组合,这些组合包含表5中最大等效应力数值的上下限,并且等效应力最大值在变化范围内近似均匀分布),如图11所示。由图11可知,在不同的参数组合下,等效应力最大值均随着氧化厚度的增加而减小,且变化规律一致。因此,只须对一种氧化层厚度下的等效应力最大值进行分析即可。

由式(4)可以计算出,经过9次循环,氧化层厚度即可达到2 μm ,表5中的最小涂层寿命为134次循环,此时的氧化层厚度为4.3 μm 。若选氧化层厚度为2 μm 时的等效应力最大值进行分析,则此时的

循环次数太少应力状态不稳定;若选氧化层厚度为6 μm 时的等效应力最大值进行分析,则有些组合对应的涂层寿命达不到该氧化层厚度。综上,选取氧化层厚度为4 μm 时的等效应力进行后续的分析。

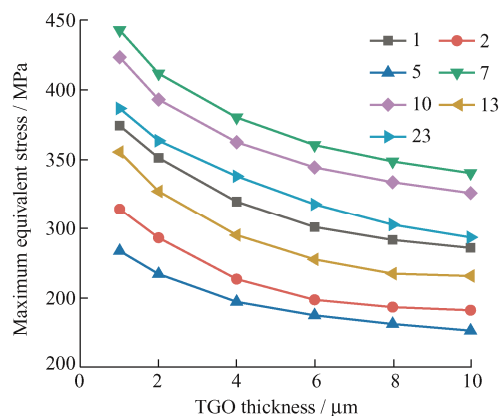


图11 典型组合的等效应力最大值分析

Fig. 11 Equivalent force maximum analysis for a typical combination

本文采用表5中的数据进行涂层寿命和应力的变化规律对比分析,如图12所示。由图12可知,大部分数据点符合随着涂层应力增加涂层寿命减小的规律,但图12中红色椭圆形内五个数据点对应的涂层应力很小同时涂层寿命也较低。此5个数据在表5中的序号为2、5、14、17和21,有一个共同点,即界面波长远大于幅值。本文进行寿命计算时

采用的是等效应变范围,产生上述状况的原因是,存在一些参数组合会在不影响等效应力最大值的情况下影响等效应变范围。

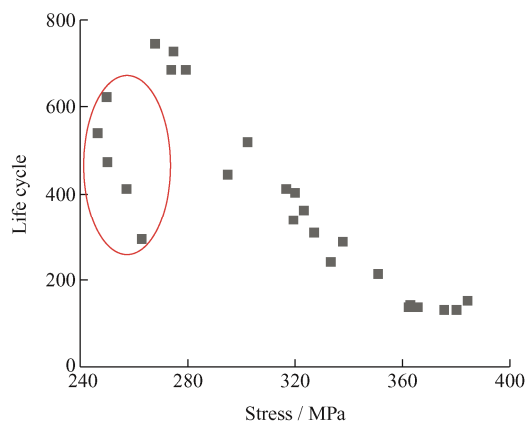


图 12 涂层寿命和应力对比图

Fig. 12 Comparison of coating life and stress

为了进一步直观地分析界面波长和幅值对寿命的影响,本文选取初始值(TC 厚度 250 μm , BC 厚度 125 μm)和寿命最优值(TC 厚度 400 μm , BC 厚度 50 μm)时的涂层寿命数据进行分析。图 13a 为初始值时不同界面幅值下(幅值选取为 5、7.5、10、12.5 和 15 μm)涂层寿命随界面波长变化曲线图。图 13b 为寿命最优值时不同界面幅值下(幅值选取为 5、7.5、10、12.5 和 15 μm)涂层寿命随界面波长变化曲线图。由图 13 可知,在不同界面幅值下,随着界面波长的增加,涂层寿命均先上升后下降。涂层寿命随界面波长的变化存在极值点,且极值点对应的界面波长数值随着界面幅值的增加而增大。此外,TC 厚度和 BC 厚度也会影响极值点的数值。图 12 中所描述的不符合规律的 5 个数据点对应的界面幅值较小,界面波长对应的寿命极值点数值也较小,但 5 个点的界面波长较大,处于寿命随界面波长变化的下降阶段,因此对应的涂层寿命较小。

为了探究不同 TC 厚度和 BC 厚度下界面波长和幅值对涂层寿命极值变化规律的影响,本文采用中心复合设计进行 TC 厚度和 BC 厚度的响应面试验设计,如表 7 所示。表 7 中序号 A 对应初始值,序号 D 对应寿命最优值。然后提取不同 TC 厚度和 BC 厚度下,涂层寿命极值对应的界面波长和幅值数值,得到如图 14 所示的曲线图。由图 14 可以看出,涂层寿命极值点处的界面幅值和波长呈线性函数关系,且不同厚度组合下的直线相互平行,直线的斜率均为 3.19。因此,可以得到不同厚度下使涂层寿命达到极值的波长与幅值

选择式(13):

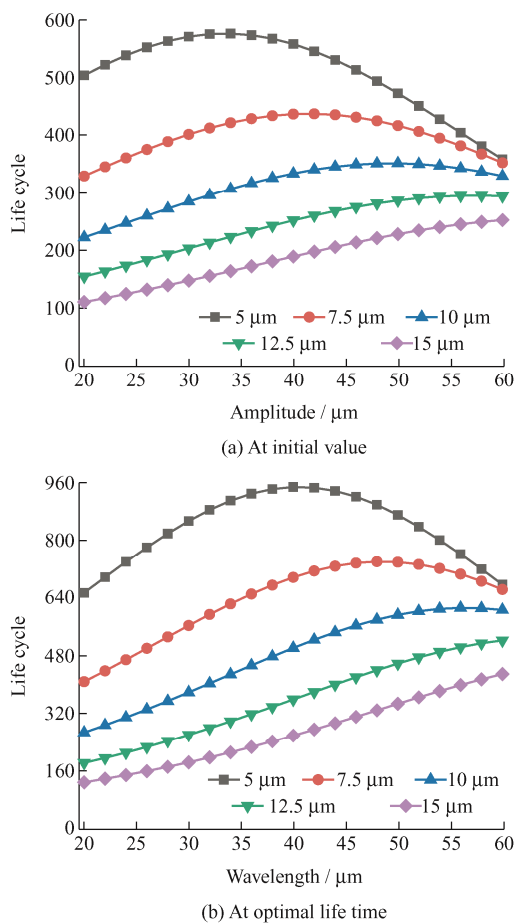


图 13 不同界面幅值下涂层寿命随界面波长变化曲线图

Fig. 13 Variation of coating life with interface wavelength at different interface amplitudes

$$x_3 - 3.19x_4 = \lambda \quad (13)$$

式中, λ 为常数,与 TC 厚度和 BC 厚度的选取有关。式(13)的意义为:当涂层的 TC 厚度和 BC 厚度选定后,涂层的界面波长和幅值设计满足式(13)时涂层寿命最优。

不同的 TC 厚度和 BC 厚度组合下的常数 λ 如表 7 所示。经响应面分析可以得到 λ 与 TC 厚度和 BC 厚度的关系式(14):

$$\lambda = 20.56 + 0.017x_1 - 0.059x_2 + 8.22 \times 10^{-7}x_1x_2 + 1.43 \times 10^{-6}x_1^2 + 2.70 \times 10^{-6}x_2^2 \quad (14)$$

图 15 为 λ 随 TC 厚度和 BC 厚度变化图。由图 15 可知, λ 随 TC 厚度的增加而上升,随着 BC 厚度的增加而下降。 λ 在 TC 厚度 400 μm 和 BC 厚度 50 μm 时取得最大值 24.52,在 TC 厚度 100 μm 和 BC 厚度 250 μm 时取得最小值 10.58。

表 7 TC 厚度和 BC 厚度响应面试验设计表

Table 7 Table of experimental design of TC thickness and BC thickness response surface

Number	$x_1 / \mu\text{m}$	$x_2 / \mu\text{m}$	λ
A	250	125	17.52
B	400	200	15.81
C	430	125	20.75
D	400	50	24.52
E	70	125	14.39
F	100	200	10.58
G	250	215	12.32
H	250	35	22.77
I	100	50	19.33

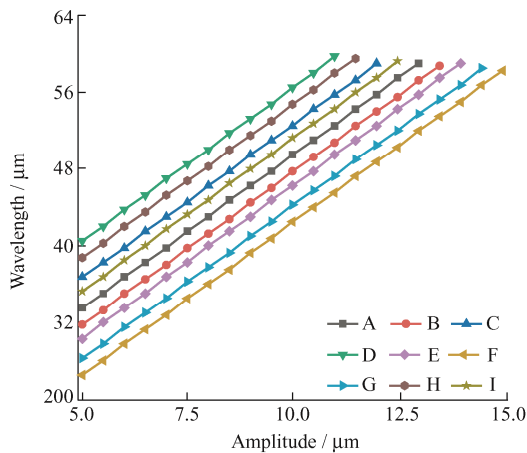
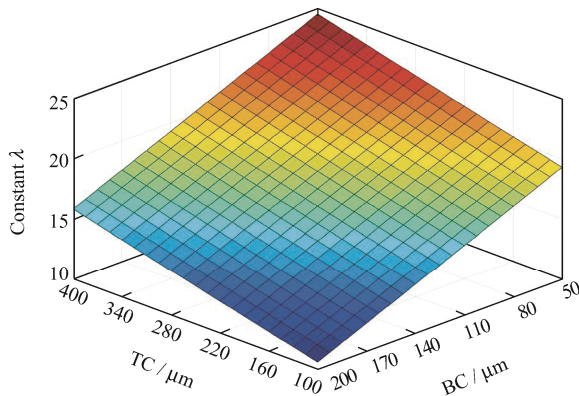


图 14 不同厚度组合下涂层寿命极值对应的波长和幅值数值

Fig. 14 Interface wavelength and amplitude values for coating life extremes at different thickness combinations

图 15 λ 随 TC 厚度和 BC 厚度变化图Fig. 15 λ variation with TC thickness and BC thickness

5 结论

基于遗传算法、Manson-Coffin 公式和累计损伤理论建立了热障涂层寿命预测模型, 并结合响应面

法选取陶瓷层厚度、黏结层厚度、界面波长和幅值作为影响因素, 进行热障涂层寿命微观影响因素分析。

(1) 将拟合问题转化为寻优问题, 建立了使用遗传算法求解涂层寿命预测模型系数的方法, 并论证了采用等效应变范围进行涂层寿命预测的最大误差和平均误差最小, 分别为 50%和 21%。为以后寿命预测模型的系数求解和涂层寿命预测提供了参考。

(2) 涂层寿命随陶瓷层厚度的增加略微上升, 随黏结层厚度的增加先下降后上升, 随界面波长的增加先上升后下降, 随界面幅值的增加而下降。其中, 界面幅值对寿命的影响最大。涂层寿命最优的组合为陶瓷层厚度 400 μm , 黏结层厚度 50 μm , 波长 40 μm 和幅值 5 μm , 对应的涂层寿命为 947 次循环, 与初始涂层寿命 360 次循环相比, 提高了 163.1%。为今后高寿命热障涂层结构设计提供了依据。

(3) 当热障涂层的陶瓷层和黏结层厚度确定后, 通过适当选取界面波长和幅值可以使涂层寿命达到极值, 并给出了不同厚度下使涂层寿命达到极值的波长与幅值选择公式。为今后热障涂层的微观结构优化设计提供了理论指导。

参 考 文 献

- [1] 姚玉东, 艾延廷, 宋春, 等. 热障涂层二向应力状态分析与危险点预测研究[J/OL]. 航空学报: 1-12. [2021-06-17]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20210202.1423.004.html>. YAO Yudong, AI Yanting, SONG Chun, et al. Study on the prediction of dangerous point by biaxial stress state analysis for thermal barrier coating[J/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica: 1-12 [2021-06-17]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20210202.1423.004.html>. (in Chinese)
- [2] 丁坤英, 李志远, 王者, 等. 基于分形方法的 YSZ 热障涂层有效热导率分析[J]. 中国表面工程, 2020, 33(3): 104-110. DING Kunying, LI Zhiyuan, WANG Zhe, et al. Study on the effective thermal conductivity of YSZ thermal barrier coating based on fractal method[J]. China Surface Engineering, 2020, 33(3): 104-110. (in Chinese)
- [3] KUMAR V, BALASUBRAMANIAN K. Progress update on failure mechanisms of advanced thermal barrier coatings: A review[J]. Progress in Organic Coatings, 2016 90: 54-82.
- [4] 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(1): 8-13.
- 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(1): 8-13. (in Chinese)
- [5] SCHLICHTING K W, PADTURE N P, JORDAN E H, et al. Failure modes in plasma-sprayed thermal barrier coatings[J]. Materials Science and Engineering: A, 2003, 342(1-2): 120-130.
- [6] 周益春, 刘奇星, 杨丽, 等. 热障涂层的破坏机理与寿命预测[J]. 固体力学学报, 2010, 31(5): 504-531.
- ZHOU Yichun, LIU Qixing, YANG Li, et al. Failure mechanisms and life prediction of thermal barrier coatings[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2010, 31(5): 504-531. (in Chinese)
- [7] EVANS A G, HE M Y, HUTCHINSON J W. Mechanics-based scaling laws for the durability of thermal barrier coatings[J]. Progress in Materials Science, 2001, 46(3-4): 249-271.
- [8] 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- ScienceDirect[J]. Acta Materialia, 2001, 49(9): 1515-1528.
- [9] 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: model formulation-ScienceDirect[J]. Acta Materialia, 2001, 49(9): 1529-1536.
- [10] MILLER R A. Oxidation-based model for thermal barrier coating life[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2010, 67(8): 517-521.
- [11] 魏洪亮, 杨晓光, 齐红宇, 等. 等离子涂层热疲劳失效模式及失效机理研究[J]. 航空动力学报, 2008(2): 270-275.
- WEI Hongliang, YANG Xiaoguang, QI Hongyu, et al. Study of failure mode and failure mechanisms on thermal fatigue of plasma sprayed thermal barrier coatings[J]. Journal of Aerospace Power, 2008(2): 270-275. (in Chinese)
- [12] 魏洪亮, 杨晓光, 齐红宇. 等离子涂层涡轮导向叶片热疲劳寿命预测研究[J]. 航空动力学报, 2008(1): 1-8.
- WEI Hongliang, YANG Xiaoguang, QI Hongyu, et al. Study on thermal fatigue life prediction for plasma sprayed thermal barrier coatings on the surface of turbine vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2008(1): 1-8. (in Chinese)
- [13] GUAN P, AI Y T, FEI C W, et al. Thermal fatigue life prediction of thermal barrier coat on nozzle guide vane via master-slave model[J]. Applied sciences, 2019, 9(20): 4357.
- [14] AHRENS M, VABEN R, STOVER D. Stress distributions in plasma-sprayed thermal barrier coatings as a function of interface roughness and oxide scale thickness[J]. Surface and Coatings Technology, 2002, 161: 26-35.
- [15] RANJBAR-FAR M, ABSI J, MARIAUX G, et al. Simulation of the effect of material properties and interface roughness on the stress distribution in thermal barrier coatings using finite element method[J]. Materials & Design, 2010, 31: 772-781.
- [16] 张俊红, 戴胡伟, 王志平, 等. TGO 形貌对热障涂层残余应力的影响[J]. 金属热处理, 2017, 42(6): 166-172.
- ZHANG Junhong, DAI Huwei, WANG Zhiping, et al. Effect of TGO morphology on residual stresses of thermal barrier coatings[J]. Heat Treatment of Metals, 2017, 46(7): 70-76. (in Chinese)
- [17] 刘洲庠, 于金鑫, 李强. 热障涂层陶瓷层/TGO 界面开裂行为的有限元模拟[J]. 表面技术, 2017, 46(7): 70-76.
- LIU Zhouxiang, YU Jinxin, LI Qiang. Finite element simulation of ceramic layer/TGO interfacial crack on thermal barrier coating[J]. Surface Technology, 2017, 46(7): 70-76. (in Chinese)
- [18] SONG J N, LI S L, YANG X G, et al. Numerical investigation on the cracking behaviors of thermal barrier coating system under different thermal cycle loading waveforms[J]. Surface & Coatings Technology, 2018, 349: 166-176.
- [19] SONG J N, QI H Y, SHI D Q, et al. Effect of non-uniform growth of TGO layer on cracking behaviors in thermal barrier coatings: A numerical study[J]. Surface and Coatings Technology, 2019, 370: 113-124.
- [20] 于海涛, 宋希文, 牟仁德. 电子束物理气相沉积 YSZ 热障涂层热循环性能[J]. 航空发动机, 2010, 36(6): 50-57.
- YU Haitao, SONG Xiwen, MOU Rende. Thermal cycle characteristics of YSZ TBCs deposited by EB-PVD[J]. Aeroengine, 2010, 36(6): 50-57. (in Chinese)
- [21] 杜仲, 王全胜, 柳彦博, 等. 真空预氧化处理对热障涂层静态氧化行为的影响[J]. 航空材料学报, 2015, 35(5): 27-31.
- DU Zhong, WANG Quansheng, LIU Yanbo, et al. Effect of vacuum pre-oxidation treatment on oxidation behavior of thermal barrier coating[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2015, 35(5): 27-31. (in Chinese)
- [22] 杨文慧, 孙炜, 刘德林, 等. 黏结层表面处理对热障涂层残余应力及热冲击寿命的影响[J]. 失效分析与预防, 2020, 15(3): 164-171.
- YANG Wenhui, SUN Wei, LIU Delin, et al. Effect of bond coating surface treatment on residual stress and thermal shock life of thermal barrier coatings[J]. Failure Analysis

- and Prevention, 2020, 15(3): 164-171. (in Chinese)
- [23] KAKUDA T R, LEVI C G, BENNETT T D. The thermal behavior of CMAS-infiltrated thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 2015, 272: 350-356.
- [24] MANSON S S. Fatigue: A complex subject some simple approximations[J]. Experiment Mechanics, 1965, 5(7): 193-226.
- [25] MINER M A. Cumulative damage in fatigue[J]. Journal of Applied Mechanics, 1945, 12(3): 159-164.
- [26] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems: An introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence [M]. 2nd ed. Cambridge: MIT Press, 1992.
- [27] 杨晓光, 耿瑞, 周燕佩. 热障涂层氧化和热疲劳寿命试验研究[J]. 航空动力学报, 2003(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(2): 195-200. (in Chinese)
- [28] 杨晓光, 耿瑞, 周燕佩. 热障涂层热疲劳寿命预测方法研究[J]. 航空动力学报, 2003(2): 201-205.
YANG Xiaoguang, GENG Rui, ZHOU Yanpei. A study of thermal fatigue life prediction of TBC[J]. Journal of Aerospace Power, 2003(2): 201-205. (in Chinese)
- [29] RABIEI A, EVANS A G. Failure mechanisms associated with the thermally grown oxide in plasma-sprayed thermal barrier coatings[J]. Acta Mater, 2000, 48: 3963-3976.
- [30] VEAL B W, PAULIKAS A P, HOU P Y. Tensile stress and creep in thermally grown oxide[J]. Nature Materials, 2006, 5: 349-351.
- [31] PAN D, CHEN M W, WRIGHT P K, et al. Evolution of a diffusion aluminide bond coat for thermal barrier coatings during thermal cycling[J]. Acta Materialia, 2003, 51(8): 2205-2217.
- [32] BIALAS M. Finite element analysis of stress distribution in thermal barrier coatings[J]. Surface & Coatings Technology, 2008, 202(24): 6002-6010.
- [33] 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 and Coatings Technology, 2015, 276: 160-167.
- [34] 《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册(第二卷)变形高温合金、铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001: 765-771.
Editorial Committee of China Aviation Materials Manual. Handbook of aeronautical materials of China (Volume II) wrought and cast superalloys[M]. Beijing: China Standard Press, 2001: 765-771. (in Chinese)
- [35] 徐勇, 尹阔, 夏亮亮, 等. 面向航空铝合金薄壁深腔构件的冲击液压成形工艺优化[J/OL]. 航空学报: 1-14 [2021-06-17]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20201229.1812.022.html>.
XU Yong, YIN Kuo, XIA Liangliang, et al. Optimization of impact hydroforming process for aeronautical aluminum alloy thin wall and deep cavity components. [J/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica: 1-14 [2021-06-17]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20201229.1812.022.html>. (in Chinese)
- [36] 王栋. EB-PVD 制备热障涂层及其热震性研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2014.
WANG Dong. Fabrication and performance of thermal shock resistance for thermal barrier coatings by electron beam physical vapor deposition[D]. Shenyang: Northeastern University, 2014.

作者简介: 艾延廷 (通信作者), 1963 年生, 男, 博士, 教授。主要研究方向为航空发动机结构、强度与振动。