

文章编号: 1000-8055(2003)02-0201-05

热障涂层热疲劳寿命预测方法研究

杨晓光, 耿 瑞, 周燕佩

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 本文是热障涂层氧化和热疲劳寿命研究工作的第二部分, 在前面已开展涂层氧化和热疲劳实验研究的基础上, 针对等离子、EB-PVD 两种类型的涂层, 建立涂层的寿命预测模型。由于这部分工作在国内尚属首次, 因此着眼点放在模型建立及校核的方法研究上。主要工作包括涂层热疲劳寿命模型研究、寿命模型参数的提取、寿命关键部位的有限元应力应变分析方法等方面。整个研究完整地给出涂层寿命分析的整个过程和方法。并通过两类涂层的热疲劳寿命试验结果, 验证和校核寿命模型的预测能力和可行性。

关键词: 航空、航天推进系统; 热障涂层; 热疲劳; 寿命预测

中图分类号: V 216.4

文献标识码: A

A Study of Thermal Fatigue Life Prediction of TBC

YANG Xiao-guang, GENG Rui, ZHOU Yan-pei

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The research results presented here are the second part of the oxidation and thermal fatigue research of TBC (Thermal Barrier Coatings). Based on the previous experimental research, the life prediction model of thermal fatigue of TBC was formulated for two types of TBC: plasma sprayed and electrical beam physical vapor deposition coatings. Main work includes to set up the life prediction model of thermal fatigue of TBC, to develop a method for obtaining the parameters of the life model, and to give a method or procedure for obtaining stress/strain at the life critical location. The research has given a whole procedure for predicting the thermal fatigue life of TBC. And based on the results of thermal fatigue experiments, the procedure or method was evaluated and verified.

Key words: aerospace propulsion; thermal barrier coating; thermal fatigue; fatigue prediction

1 前 言

热障涂层热疲劳寿命是航空发动机带涂层热端部件强度和寿命设计及评价重要的指标和参数。由于涂层很薄及氧化对寿命的影响较大, 所以目前金属材料的寿命预测模型不完全适合。在此方面的研究, 国外已开展得较多^[1~3]。涂层的寿命

研究起始于 80 年代, 美国 NASA 最早开展此研究, 特别是之后 P&W, GE, GARRET 三家公司又发展出各自的模型, 既有从常规寿命模型出发, 经过修正的模型, 也有特别考虑涂层中一些寿命影响因素如边缘效应和热腐蚀的模型。其中最典型的还是经过修正的经典模型应用得最广泛。

在涂层的氧化和热疲劳实验研究中, 可以看

收稿日期: 2002-02-27; 修订日期: 2002-07-03

作者简介: 杨晓光(1962-), 男, 上海人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院教授、博导, 主要从事疲劳、本构理论及 CAD/CAE 研究

到: 氧化对涂层的寿命影响很大, 并且与涂层的工艺密切相关。不同喷涂工艺阶段水平下的涂层失效模式是不一样的。已有的研究表明^[1,3~6]: 在涂层工艺发展的初期, 采用的是空气等离子喷涂方法喷涂, 其缺点是喷涂粘结层时会析出 NiO , 该物质强度不仅低于 Al_2O_3 , 而且由于结构疏松使得粘结层更容易氧化, 是热疲劳失效的主要原因。当采用真空等离子喷涂方法时, 可解决该问题, 提高粘接层抗氧化性能; 这时涂层热疲劳的寿命失效点转移到了陶瓷层与粘接层界面靠近陶瓷层一侧。当采用 EB-PVD 方法时, 由于这种涂层特有的‘柱状晶’结构使应变容限大幅提高, 使得寿命危险点转移到了界面的氧化层(TGO: thermally grown oxide)中

本文将在已开展涂层热疲劳寿命试验的基础上^[7], 针对等离子涂层和 EB-PVD 涂层, 开展涂层热疲劳寿命建模的研究。

2 涂层寿命预测模型

根据传统的 Manson-Coffin 理论, 热障涂层热循环疲劳寿命基本表达式如下:

$$N_f = (\Delta\epsilon/\Delta\epsilon_f)^{-b} \tag{1}$$

其中, N_f 为循环次数; $\Delta\epsilon$ 为涂层危险部位的工作应变范围, 需通过计算得到; $\Delta\epsilon_f$ 为循环寿命 $N_f = 1$ 时, 涂层危险点的工作应变范围, 相当与一次加载引起涂层失效的应变; b 为材料参数, 通过实验确定。

由于氧化对涂层寿命的重要影响, 涂层寿命建模时要考虑涂层氧化的作用, 以综合考虑粘结层氧化及热不匹配引起的涂层失效。而式(1)仅反映出热载荷的影响。为引入涂层氧化作用, 作如下假设^[1,3]:

设粘结层有氧化时, 一次加载引起涂层失效的应变 $\Delta\epsilon_f$ 随着氧化层厚度的增加而减小, 由初始值 $\Delta\epsilon_{f0}$ (未氧化) 降低到最终值 $\Delta\epsilon_f$, 其表达式为:

$$\Delta\epsilon_f = \Delta\epsilon_{f0} \left(1 - \frac{\delta}{\delta_c} \right)^c + \Delta\epsilon_f \left(\frac{\delta}{\delta_c} \right)^c \tag{2}$$

其中, δ 为氧化层厚度(mm); δ_c 为完全因氧化导致涂层失效的氧化层临界厚度(mm), 由实验得到。 c 为材料参数, 由实验得到。

这样, 将式(2)引入式(1)可得涂层寿命预测模型, 它是在传统的疲劳寿命预测模型上经考虑氧化修正得到的。

$$N = \left[\frac{\Delta\epsilon_{f0}}{\Delta\epsilon} \left(1 - \frac{\delta}{\delta_c} \right)^c + \left(\frac{\delta}{\delta_c} \right)^c \right]^{-b} \tag{3}$$

可以看出公式中除了氧化层厚度 δ 应变范围 $\Delta\epsilon$ 外, 其它均需在寿命实验中确定的参数。同样也可采用氧化增重来考虑氧化的影响。由于两个氧化演化模型方程主要相差一个常数- 氧化物的密度, 因此, 后面主要采用氧化层厚度演化模型。应变范围 $\Delta\epsilon$ 将通过有限元计算得到, 对于两种不同类型的涂层其计算部位有所区别, 主要根据涂层失效的危险部位及影响变量确定。对多载荷工况的寿命预测可用 Miner 线性累积损伤理论。

3 寿命计算过程

为了计算涂层的热疲劳寿命, 需计算研究对象在给定循环热载荷下的氧化层厚度增长 δ 及寿命关键点的应变 $\Delta\epsilon$ 。

3.1 氧化层厚度计算

氧化层厚度的演化是温度和时间的函数, 它的演化方程为:

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

根据氧化实验的结果, 其两类涂层的氧化演化模型在 1050℃时的参数如表 1。当温度是变化的时候, 氧化层厚度的变化计算应分段进行。

表 1 粘接层氧化模型参数
Table 1 Parameters of oxide growth model of bond coating

类型	$Q/(J/mol)$	T_0/K	n
等离子	28230	1572	0.313
EB-PVD	25662	1545	0.274

3.2 应变范围的计算

式(3) 寿命公式中涂层的应变范围 $\Delta\epsilon$ 的计算, 是涂层寿命计算的关键, 一般可通过有限元计算得到。它通常是寿命失效部位处的应变。而涂层的失效部位正如前面所说, 是与涂层的失效机理相关的。不同的涂层类型, 失效模式不同。因此, 寿命的计算部位也不同。另一方面, 涂层很薄, 在实际工程问题的计算时, 对带涂层部件进行有限元分网, 涂层厚度一般只能用少量层数单元建模, 而且无论是等离子或 EB-PVD, 其界面形状在工程计算中都无法反映, 所以有限元计算中得出的应力、应变值应是一个平均近似值。

对于一个三维的问题, 采用那个应变变量作

为寿命模型的参量,也是要确定的问题。目前,这方面无论是国内还是国外都未有定论。其选择的主要依据是最好为单一变量(不是组含量),且可以较好地关联实验结果和寿命模型(拟合的寿命分散带小)。下面针对等离子和 EB-PVD 涂层分别说明应变计算的方法、部位和采用的本构理论。

等离子涂层: 对于等离子涂层来说,已有的研究表明:陶瓷隔热层与粘结层之间的界面粗糙,在其周围很容易产生应力集中,涂层失效部位通常在陶瓷层内并位于粘结层/陶瓷层界面附近。因此可选用此处的应变变量作为寿命参数;即可选用垂直于涂层表面的应变变量(out of plane)也可选平行于涂层表面的应变变量(in plane)。有限元应变计算用的本构方程可采用先进的粘塑性本构方程。当已知工作载荷谱或实验载荷谱,就可计算在一个循环内寿命失效部位某一应变的变化范围。本研究由于缺乏等离子涂层粘塑性本构方程材料数据,因此为了保证分析的完整性,采用了与 EB-PVD 相同的方法,既陶瓷隔热层的本构方程是 Walker 型粘塑性本构方程。

EB-PVD 涂层: EB-PVD 由于其喷涂工艺的特点,其涂层界面相对比较平滑,因此它附近的应力集中也比较小。已有的研究表明:EB-PVD 涂层的失效部位是在陶瓷层/粘结层界面之间形成的氧化层(主要为 Al_2O_3) 中。所以对于这种涂层来说,应该计算其氧化层的应力应变状态。但对于氧化层而言,其很薄(厚度小于 0.1 mm)且很硬;它在整个循环过程中基本都是处于弹性应变范围内,采用有限元方法很难计算应变范围,只能通过间接方法近似得到。设氧化层的存在对粘结层的平均应力、应变的影响可忽略不计,在这一条件下可以认为其应变值将完全由粘结层的最终状态决定,而粘结层应力、应变的平均值则通过前面的有限元计算得到。计算中具体公式如下:

首先,氧化层的自由热膨胀应变为:

$$\epsilon = \frac{\delta L(T)}{L} = \int_{T_0}^{T_f} \alpha(T) dT \quad (4)$$

假设 Al_2O_3 热膨胀系数随温度的变化是线性的,即 $\alpha(T) = K\alpha(T - T_0) + \alpha_0$, 则公式(4)变为:

$$\begin{aligned} \frac{\delta L}{L} &= \int_{T_0}^{T_f} [K\alpha(T - T_0) + \alpha_0] dT \\ \frac{\delta L}{L} &= \alpha_0(T - T_0) + \frac{1}{2}K\alpha \cdot \\ &\quad [(T - T_0)^2 - (T_0 - T_0)^2] \end{aligned} \quad (5)$$

因为氧化层对下面的粘结层的影响可以近似

忽略。所以当已知粘结层应变时,相应的氧化层的应变为:

$$\epsilon_{(T)} = \epsilon_{ss(T)} - \epsilon \frac{\delta L(T)}{L} \quad (6)$$

式中: $\epsilon_{(T)}$ 为氧化层应变。针对某个循环求应变范围时,可通过有限元计算得到给定温度循环下的粘接层应变历程,在利用式(5)计算得到氧化层的自由膨胀后,即可用式(6)得到在温度循环下的氧化层应变历程。由此可得到所要计算寿命点处的应变范围。

4 寿命模型参数的确定

可以通过关联实验结果与寿命预测模型得到模型参数,并通过模型的预测结果来验证模型的可行性。涂层寿命预测的对象为涂层热疲劳实验的圆管(见文献[7]图 2)。由式(3),在涂层热循环

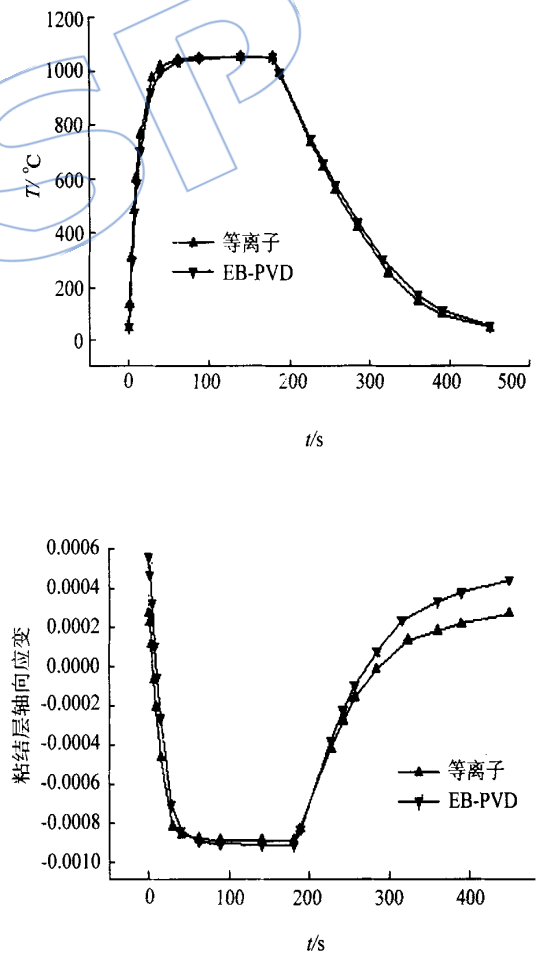


图 1 单个循环周期内两种类型涂层的界面温度及粘结层轴向应变

Fig 1 Interface temperature of TBC's and axial strain of bond coating in single cycle

疲劳寿命计算前,在模型中共有 4 个参数需在实验中加以确定。我们将用第一类的涂层热疲劳实验结果得到寿命模型参数,并应用这些参数预测第二类热疲劳实验的寿命,以验证寿命模型的能力。

寿命模型中有 4 个参数:氧化层失效的临界厚度 δ ;无氧化时的涂层失效应变 ϵ_0 及参数 c, b 当与实验结果关联获得这 4 个参数时可令 $C=1$ 。由式(2)表明涂层失效应变随氧化层厚度的减小的关系是线性的。这样的假设可行并且合理。具体过程如下:

(1) 建立有限元模型:针对要分析的对象—涂层热疲劳试验的圆管进行有限元分网,建立有限元模型,施加边界条件。

(2) 针对涂层热疲劳试验的热循环载荷条件,进行热分析,得到一个完整循环下的温度分布。

(3) 根据所得的一个循环温度分布,计算该温度分布下,带涂层圆管的热应力分布,主要是涂层体系内热应力的分布。并计算循环温度分布下

的氧化层厚度。

(4) 由式(5)和式(6)可计算得到寿命点(氧化层)的应变范围。

(5) 由式(3),其右边的应变范围和氧化层厚度已由上面计算出,留下要拟合的参数 δ, ϵ_0 及 b ;其左边为同样条件下的热循环疲劳实验结果。因此,采用非线性拟合的方法可得参数。

表 2 拟合得到的寿命模型参数

Table 2 Parameters of life prediction model

涂层工艺	b	δ	$\Delta\epsilon_0$
等离子	4.24	0.077	0.0296
EB-PVD	3.16	0.039	0.046

实际计算应变范围,采用的是轴向应变;同时实验时,由于只做了 1050℃的涂层氧化实验,因此计算氧化层厚度时,只考虑该温度时的氧化层增长。

图 1 为计算的单个实验热循环周期内两种类

表 3 等离子寿命模型与实验关联结果

Table 3 Corelated results between the model and experiment results for plasma-spreyed TBC

序号	试样号	氧化时间/h (1050℃)	氧化层厚度/mm	实际循环次数 N	预测循环次数 N
1	PL 10a	100	0.019	430	398
2	PL 10b	100	0.019	350	398
3	PL 20a	200	0.0236	280	306
4	PL 20b	200	0.0236	380	306
5	PL 30a	300	0.027	210	249
6	PL 30b	300	0.027	256	249

等离子(循环最高温度 1050℃ 最低温度 47.4℃)

氧化层应变计算结果($\epsilon_{\min} = -3.6e-2, \epsilon_{\max} = 2.168e-2, \Delta\epsilon = 5.768e-3$)

表 4 EB-PVD 寿命模型与实验关联结果

Table 4 Corelated results between the model and experiment results for EB-PVD TBC

序号	试样号	氧化时间/h (1050℃)	氧化层厚度/mm	实际循环次数 N	预测循环次数 N
7	EB 5a	50	0.128	202	226
8	EB 5b	50	0.128	250	226
9	EB 10a	100	0.154	145	173
10	EB 10b	100	0.154	200	173

EB-PVD(循环最高温度 1050℃ 最低温度 46.4℃)

氧化层应变计算结果($\epsilon_{\min} = -3.579e-2, \epsilon_{\max} = 1.875e-2, \Delta\epsilon = 5.454e-3$)

表 5 涂层寿命模型校核实验结果

Table 5 Verified results of TBC life prediction model

	序号	类型	预氧化 时间/h	加热时 间/m in	保持时 间/m in	冷却时 间/m in	最高温 度/(°C)	最低温 度/(°C)	实际循 环次数	预测循 环次数
No. 5	TPL 1	等离子	50	2.5	35	4.5	1050	50	321	427
	TEB 1	EB-PVD	50	2.5	35	4.5	1050	50	181	325
No. 6	TPL 2	等离子	50	2.5	35	4.5	1050	50	160	160
	TEB 2	EB-PVD	50	2.5	35	4.5	1050	50	160	160

型涂层的界面温度及粘结层轴向应变。图 2 和表 2 为与实验结果关联时的寿命模型拟合线和所得到的参数。表 3 和表 4 为针对等离子涂层和 EB-PVD 涂层在热疲劳实验条件下一个循环的氧化层厚度, 氧化层的应变范围及根据拟合得到的寿命模型参数计算得到的预测寿命。由以上的结果看, 这样的寿命模型和分析方法可以很好的建模实验寿命, 并且寿命分散带在正负两倍的范围内。

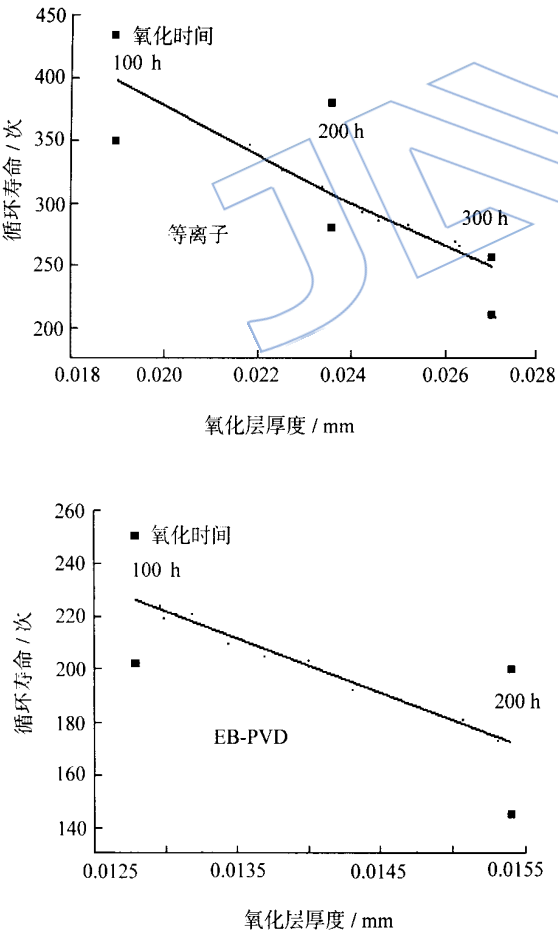


图 2 涂层寿命预测模型的曲线拟合

Fig 2 Fitting curves of TBC life prediction model

根据第一类热循环疲劳实验结果得到寿命模型参数, 可用来计算第二类热循环疲劳实验条件下的涂层寿命, 即带高温保持的热循环条件下的涂层寿命; 实验条件考虑了氧化和热不匹配的综合作用。所得计算结果可与实验结果相比较, 结果见表 5。可以看出预测的结果与实验的结果相比在两倍的寿命分散带内; 充分说明了寿命模型及分析方法可很好的建模涂层的寿命, 所得结果的误差在工程可接受的范围。

5 结 论

本文的研究表明: 经过修正的经典的寿命模型, 在引进考虑涂层氧化的方法后, 可很好地建模目前国内涂层喷涂工艺水平下涂层的热疲劳寿命。其寿命的分散带在两倍的范围内, 满足工程精度的要求。

参考文献

[1] Demasi J T. Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development[R]. NASA - CR - 189111, 1991.

[2] Cruise T A. Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development[J]. ASME Journal of Engine for Gas Turbine and Power, 1988, 110: 611.

[3] Hillery R V, Pilsner B H. Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development[R]. NASA - CR - 1808073, 1987.

[4] Sheffler K D. Current Status and Future Trends in Turbine Application of Thermal Barrier[J]. ASME Journal of Engine for Gas Turbine and Power, 1988, 110: 605.

[5] 航空发动机热端部件技术研究文集[C]. 航空部 628 所出版, 1991.

[6] Chang G C, Phucharoen W, Miller R A. Finite Element Thermal Stress for Thermal Barrier Coatings[J]. Surf. Coat Technol, 1987, 32: 307.

[7] 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.