

文章编号: 1000-8055(2008)01-0001-08

等离子涂层涡轮导向叶片热疲劳寿命预测研究

魏洪亮, 杨晓光, 齐红宇

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对等离子涂层涡轮导向叶片材料的变形特点, 引入了粘塑性本构模型. 进行了涂层高温氧化实验、带涂层构件热疲劳实验及有限元模拟研究. 基于研究结果, 建立了可以体现氧化损伤与热疲劳损伤耦合效应的寿命预测模型. 计算分析了带涂层涡轮导向叶片的稳态温度场、涂层隔热效果和基于宏观尺度的应力应变场, 研究了宏、细观有限元计算结果间的转换关系, 提出了等效系数的方法, 对涡轮导向叶片表面涂层的热疲劳寿命进行了预测. 寿命预测结果合理, 方法可行.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 等离子热障涂层; 涡轮导向叶片; 粘塑性; 本构方程; 热疲劳; 寿命预测

中图分类号: V231. 91; V231. 95

文献标识码: A

Study on thermal fatigue life prediction for plasma sprayed thermal barrier coatings on the surface of turbine vane

WEI Hong-liang, YANG Xiao-guang, QI Hong-yu

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: According to the deformation characteristics of plasma sprayed ceramic thermal barrier coatings (TBC) and directional solidified superalloy substrate, viscoplastic constitutive models were introduced. Static oxidation test and thermal fatigue test of thermal barrier coating structures were conducted along with related FEM analysis. A life prediction model for TBC was established for presenting the coupling effect of oxidation damage and thermal fatigue damage. The steady temperature field, thermal barrier effect, and the macro-scale stress/strain fields of 3-dimensional turbine vane with TBC were calculated and analyzed. The relationship between macro and micro-scale under scanning electronic microscopy of FEM (Finite Element Method) results was investigated. A method of equivalent coefficient was proposed while the thermal fatigue life for TBC on the surface of turbine vane was predicted, showing that the life prediction results are reasonable and the method is feasible.

Key words: aerospace propulsion system; plasma sprayed thermal barrier coatings; turbine vane; viscoplasticity; constitutive theory; thermal fatigue; life prediction

某高压涡轮导向叶片采用定向结晶高温合金作为基体材料, 并在结构表面复合等离子热障涂层来起到热防护作用. 带涂层涡轮导向叶片结

构具有如下特点: (1) 涂层界面形貌复杂, 高温时粘结层发生氧化现象. (2) 各组成材料间热、力学性能参数差别较大. (3) 各组成材料的厚度相差较

收稿日期: 2006-12-07; 修订日期: 2007-06-01

作者简介: 魏洪亮 (1978-), 男, 辽宁阜新, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件结构强度研究.

大,叶片基体壁厚在毫米量级,而氧化层厚度在微米量级,可以说二者相对处于宏观与细观的不同尺度上面。考虑到当前的数值模拟水平,还不能针对整个叶片体系建立跨尺度分析模型,而必须做出适当的简化,即忽略涂层界面粗糙度及氧化层厚度的影响,这样在进行有限元分析时,只能得到结构体系基于宏观尺度的应力应变场。然而,Busso^[1]的研究结果表明,等离子涂层内部氧化层界面附近,基于细观尺度的应力应变场对涂层失效起决定性作用。因此,如何使二者的计算结果相联系,将是准确预测叶片涂层结构热疲劳寿命的前提条件。目前,针对三维带涂层叶片结构的应力分析与寿命预测研究还未见开展。本文以等离子涂层涡轮导向叶片为对象,从整个材料结构的应力应变分析方法、寿命模型建立及热疲劳分析等几方面进行研究,力图建立一套适合于工程应用,而且能够合理预测涡轮导向叶片涂层结构热疲劳寿命的分析体系。

1 应力应变分析方法的建立

以往针对等离子涂层结构体系开展理论分析时,常假设陶瓷层材料为线弹性或理想弹塑性^[2-3],然而由此得到的应力计算结果是不准确的^[4-5]。本文针对陶瓷层材料的变形特征引入了粘塑性本构模型^[6-7],模型方程主要表达式如下:

$$\Omega = K^2 \left[\left(\frac{1}{2\mu} \right) \int^n dF + \left(\frac{R}{H} \right) \int^n dG \right] \quad (1)$$

$$F(I_1, J_2, J_3) = \left[\frac{1}{r(\theta)} \right] \left[\frac{2J_2}{5} \right]^{1/2} + \frac{I_1}{3\rho} - 1 \quad (2)$$

$$\dot{D}_{ij}^{\text{in}} = c_0 \left[c_1 \delta_{ij} + c_2 (S_{ij} - a_{ij}) + \right.$$

$$\left. c_3 \left((S_{iq} - a_{iq}) (S_{qj} - a_{qj}) - \frac{2J_2 \delta_{ij}}{3} \right) \right] \quad (3)$$

$$\alpha_{ij} = h \left[\dot{D}_{ij}^{\text{in}} - c_4 \left(c_1 \delta_{ij} + c_5 a_{ij} + c_6 \left(a_{iq} a_{qj} - \frac{2J_2 \delta_{ij}}{3} \right) \right) \right] \quad (4)$$

其中, Ω 是陶瓷层材料粘塑性本构模型的流动势函数, F 是三参数 Willam-Warnke 模型的屈服准则,Willam-Warnke 模型能够体现材料拉压不对称和静水应力相关特性,并且具有外凸和光滑的几何特性。 $\dot{D}_{ij}^{\text{in}}$ 为非弹性应变率张量, α_{ij} 为表示材料非线性运动硬化的内变量。 $c_0 \sim c_6$ 为已知常数,模型参数包括: K, R, H, m, n, h, μ ,以及 $\alpha, \alpha_c, \alpha_{bc}$ (包含在 $r(\theta)$ 和 ρ 中)。上述模型能够描述陶瓷层材料的拉压不对称、静水应力相关以及应变率相

关等特性。

针对定向结晶涡轮导向叶片基体材料 DZ40M 合金的变形特征,引入了能够表现材料正交各向异性性质的 Chaboche 型粘塑性本构模型^[8-9],模型方程主要表达式如下:

$$g = \frac{\beta}{\sqrt{3}} (\alpha'_{ij} - X'_{ij}) M_{ijkl} (\alpha'_{kl} - X'_{kl}) - R - k \quad (5)$$

$$\dot{\epsilon}_{ij}^n = \frac{\partial \Omega}{\partial \sigma_{ij}} = \frac{3}{2} \left\{ \frac{g}{K} \right\}^n \frac{M_{ijkl} (\alpha'_{kl} - X'_{kl})}{\sqrt{2} (\alpha'_{mn} - X'_{mn}) M_{mnuv} (\alpha'_{uv} - X'_{uv})} \quad (6)$$

$$\dot{X}_{ij} = \frac{2}{3} \alpha c \dot{\epsilon}_{ij}^n - c \left(\frac{J(X_{ij})}{a} \right)^m \dot{p} X_{ij} - \beta |J(X_{ij})|^{r-1} X_{ij} \quad (7)$$

$$\dot{R} = b(Q - R) \dot{p} \quad (8)$$

其中, g 为材料屈服函数, M_{ijkl} 为正交各向异性修正项,对于定向结晶材料经简化后,独立的材料参数变为 M_{11}, M_{33} 和 M_{55} , $\dot{\epsilon}_{ij}^n$ 为非弹性应变率张量, X_{ij} 和 R 分别为表示材料非线性运动硬化和各向同性硬化的内变量, $\dot{p} = \sqrt{(2/3) \dot{\epsilon}_{ij}^n M_{ijkl}^{-1} \dot{\epsilon}_{kl}^n}$ 为累积非弹性应变率,式(7)中采用了 2 个运动硬化变量。模型参数包括: $K, n, k, a_1, c_1, a_2, c_2, m_1, m_2, \beta, r_1, \beta, r_2, b, Q$ 。上述模型能够体现定向结晶材料的加载方向相关、循环硬化/软化、平均应力松弛以及蠕变等特性。

将陶瓷层材料与定向结晶材料的粘塑性本构模型通过用户子程序 UMAT 与 ABAQUS 进行了结合,其中本构方程的积分方法采用显式欧拉算法。通过在有限元模型输入文件中定义不同的材料名称,主程序在计算积分点的应力应变时分别调用相应的本构模型。参考文献[7]中的相关模型参数,计算了陶瓷层材料在 1 204 °C 下的单轴拉伸、附加不同静水应力的单轴压缩曲线,如图 1 所示。可见,粘塑性本构模型能够较好地反映材料拉压不对称特性,其中压缩屈服应力明显高于拉伸屈服应力;模型能够体现材料的静水应力相关特性,当附加拉伸静水应力时,材料的屈服强度降低;当附加压缩静水应力时,材料屈服强度升高。结合材料手册中的实验数据,通过非线性优化算法得到 DZ40M 合金粘塑性本构模型参数,图 2 为 900 °C 下 DZ40M 合金不同方向单调拉伸曲线,由图可见,模型能够体现加载方向的影响,计算结果与实验结果取得了很好的一致性。另外,等离子涂层结构体系中还包括粘结层和氧化层,分析时

针对粘结层材料采用理想弹塑性模型,针对氧化层材料采用线弹性模型,两者的热、力学性能参数参见文献[10].

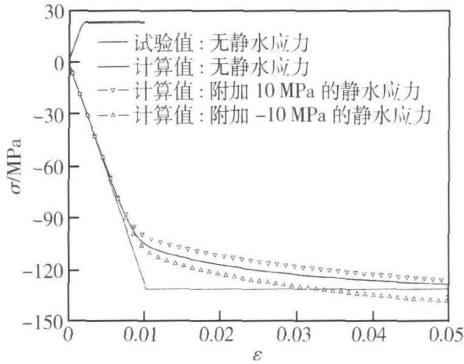


图 1 陶瓷层材料实验数据与计算曲线
Fig. 1 Test data and calculating curves of YSZ

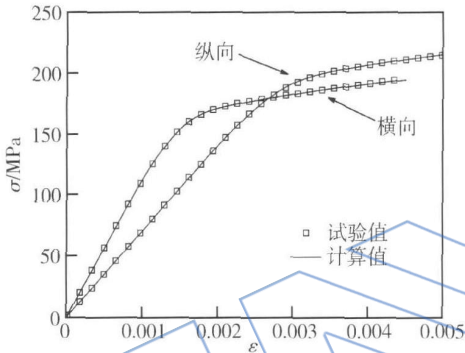


图 2 DZ40M 合金不同方向单调拉伸曲线
Fig. 2 Tension curves in different directions of DZ40M

2 热疲劳寿命预测模型的建立

2.1 等离子涂层高温氧化实验研究

为了获得等离子涂层界面形貌特征及氧化动力学规律,为建立涂层基于细观尺度的有限元分析模型,以及建立考虑氧化损伤的寿命预测模型打下基础,开展了涂层高温氧化实验研究.采用瓦片状试样,高度为 20 mm,圆弧厚度为 2 mm,角度为 120°,圆弧外径为 7.5 mm.陶瓷层材料为 6%~8% Y₂O₃·ZrO₂,厚度为 0.25 mm;粘结层材料为 Ni22Cr10Al1.0Y,厚度为 0.125 mm;基体材料为 DZ40M 合金.选取 1 050 °C作为涂层高温氧化实验温度,实验时间为 100 h.采用测量氧化增重的方法来得到表征涂层氧化动力学规律的实验曲线.研究表明,可以将单位面积氧化增重的变化规律表达成幂函数形式^[11]

$$a = \rho \delta = \rho \left\{ \exp \left[Q \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T} \right) \right] \cdot t \right\}^n \quad (9)$$

其中, a 为单位面积的氧化增重, ρ 为氧化物的密度, δ 为氧化层厚度, t 是氧化时间, T 是氧化温度. Q , T_0 和 n 三个参数通过对涂层氧化实验数据的拟合来确定.图 3 为等离子热障涂层 SEM 截面形貌,由图可见,等离子涂层界面极其不规则,粗糙度比较大,粘结层出现了明显的氧化现象.图 4 为等离子涂层单位面积氧化增重 - 时间曲线,考虑界面粗糙度影响并根据实验结果,得到了式(9)中氧化动力学模型参数,其中, Q (K) 值为 12 713, T_0 (K) 值为 3 382, n 值为 0.286.计算表明,在 1 050 °C下氧化 100 h 后,等离子涂层内部氧化层厚度为 7.3 μm.

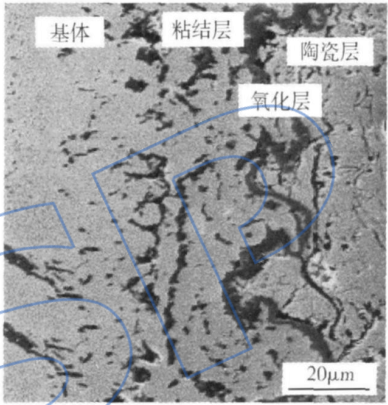


图 3 等离子热障涂层 SEM 截面形貌
Fig. 3 SEM section morphology of PS-TBC

2.2 等离子涂层构件热疲劳实验研究

为获得建立带涂层涡轮导向叶片寿命模型的实验数据,开展了等离子涂层构件的热疲劳实验研究,同时结合涂层失效模式,还可以为研究其破坏机理提供一定的实验支持.考虑到带涂层涡轮导向叶片的结构及工作环境特点,实验中采用圆管构件,其中内径为 11 mm,外径为 15 mm,长度为 85 mm,基材、涂层材料成分及厚度与氧化实验中试样的相同.采用电感线圈对圆管中部集中加热,有效加热长度约为 50 mm,冷却过程中在圆管内部通压缩空气来进行强迫冷却.实验最高温度为 1 050 °C,最低温度为 100 °C 加热时间为 120 s,冷却时间为 300 s.考虑了氧化层厚度不同对于涂层剥落失效的影响,实验中对部分构件分别进行了 50,100,200 h 的高温预氧化处理,另外还包括了无预氧化、无预氧化但高温保持 670 s 两种实验类型.

图 5 给出等离子涂层构件热疲劳实验结果,图中实心点数据为本文实验数据,空心点数据为文献[10]中数据.由图可见,随着预氧化时间的增

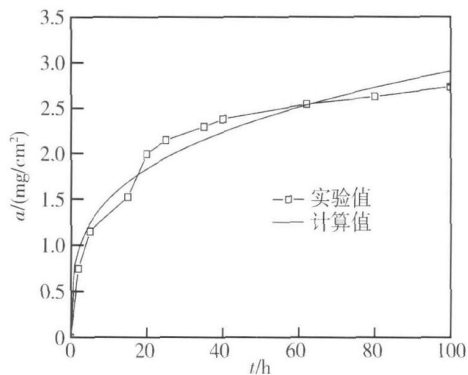


图 4 等离子涂层单位面积氧化增重-时间曲线

Fig. 4 Oxidation weight gain vs. time for PS-TBC

加,涂层热循环寿命减小;在无预氧化的实验中,带高温保持时间的热循环寿命小于不带保持时间的热循环寿命,以上现象说明粘结层氧化作用对涂层热疲劳寿命有显著影响,因此在寿命建模过程中应加以考虑.由于实验件数量较少,目前实验数据只是初步满足了必要性条件,但还不具备充分性条件.另外,实验结果还表明,在热循环载荷作用下,构件表面涂层表现出隆起、屈曲和大面积剥落的失效模式,如图 6 所示.

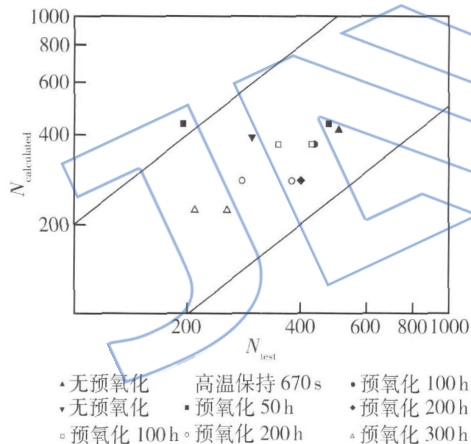


图 5 等离子涂层构件热疲劳寿命实验值与预测值

Fig. 5 Thermal fatigue test and calculated data of PS-TBC

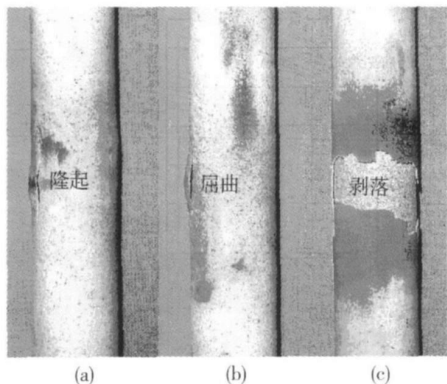


图 6 等离子涂层构件热疲劳失效过程及失效模式

Fig. 6 Failure process and failure mode of PS-TBC

2.3 等离子涂层构件基于细观尺度的有限元分析

采用有限元法对等离子涂层构件的热疲劳进行数值模拟,考虑涂层界面粗糙度及氧化层厚度的影响,结合图 3 中截面形貌特征,采用余弦曲线近似涂层界面形状,其中波长为 0.04 mm,幅值为 0.01 mm,建立了基于细观尺度的轴对称分析模型,如图 7 所示,图中 1 方向为法向,2 方向为轴向,3 方向为周向,并且定义了余弦界面附近的特殊位置.涂层材料成分及厚度与真实构件的相同,采用已建立的应力应变分析方法对其进行有限元分析.热循环载荷大小及加热冷却时间和实验条件一致,施加边界条件如下:垂直于圆管轴向的一侧边上,所有结点轴向位移为零,另一侧边上所有结点的轴向位移相等.针对不带氧化层和氧化层厚度分别为 2,4,6,8,10 μm 等几种情况,分别计算了等离子涂层内部的应力应变场.

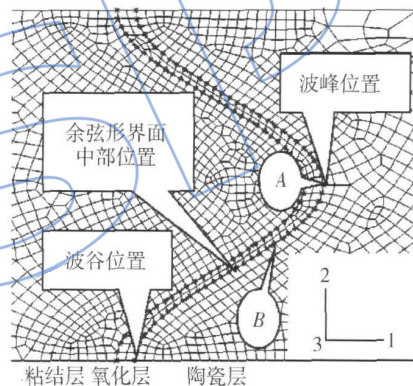


图 7 等离子涂层轴对称模型的有限元网格

Fig. 7 Axisymmetric elements mesh of PS-TBC

计算结果表明,当氧化层厚度为 2 μm 时,在余弦型界面波峰位置处(图 7 中 A 点)的法向拉应力最大,因此该位置将容易萌生 I 型横向(沿图 7 中 2 方向)微裂纹;在余弦型界面中部偏上位置处(图 7 中 B 点)的剪切应力最大,因此该位置将容易萌生 II 型横向微裂纹.结合文献[12]中失效试样截面形貌的 SEM 结果,即横向微裂纹出现在余弦型界面中部偏上的陶瓷层中,因此本文选取 B 点为危险点位置.考虑热疲劳实验中涂层的失效模式,在针对等离子涂层涡轮导向叶片的寿命进行建模时,可采用危险点处的剪切应变范围和轴向应变范围作为控制参量,二者分别代表了涂层发生失效的两个过程,即微裂纹萌生过程与屈曲型破坏过程.危险点处的剪切应变范围和轴向应变范围随氧化层厚度的变化曲线如图 8 所示,当氧化层厚度为零时,危险点处的剪切应变范

围较大;随着氧化层厚度的增加,剪切应变范围经历了先减小后增大的过程,而轴向应变范围的变化趋势则刚好相反.可见,氧化层厚度的不同将极大影响陶瓷层界面附近的应力状态.

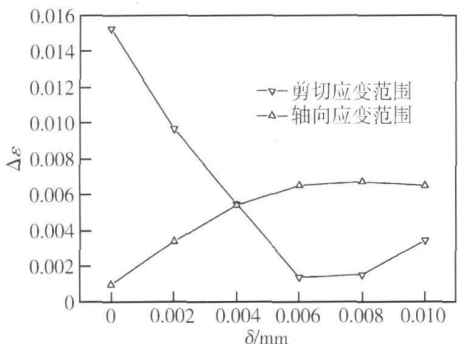


图 8 危险点处应变范围随氧化层厚度变化曲线

Fig. 8 Strain range vs. TGO thickness at critical point

2.4 等离子涂层热疲劳寿命预测模型的建立

下面结合带涂层构件的热疲劳实验数据,建立等离子涂层热疲劳寿命预测模型.参考文献[11]中基于唯象学的寿命模型,本文采用的寿命方程为

$$N = \left[(\Delta \varepsilon_0 / \Delta \gamma_i + a \Delta \varepsilon) \left(1 - \frac{\delta}{\delta_c} \right) + \left(\frac{\delta}{\delta_c} \right) \right]^b \quad (10)$$

其中, $\Delta \gamma_i$ 和 $\Delta \varepsilon$ 分别为危险点处的剪切应变范围和轴向应变范围, δ 为当前时刻涂层内部的氧化层厚度, $a, b, \Delta \varepsilon_0$ 和 δ_c 为模型参数. 该寿命模型能够体现涂层氧化损伤、热疲劳损伤以及二者之间相互耦合的特点. 由前面的分析可知,随着氧化层厚度的增加,界面附近的应力应变场也在不断发生变化,因此每个循环所造成的损伤将是不同的. 对于任意时刻的应变范围,通过对图 8 中数据进行线性插值的方法得到,而任意时刻的氧化层厚度通过粘结层的氧化动力学规律获得. 当氧化层厚度较小时,危险点处剪切应变范围较大,裂纹在陶瓷层内部开始萌生,因此疲劳损伤构成涂层损伤的主要部分;当氧化层厚度增大时,危险点处的剪切应变范围减小,裂纹可能在涂层内部发生扩展,因此这时氧化损伤构成涂层损伤的主要部分,最终涂层会在较大的轴向压应力作用下发生屈曲型失效.

寿命计算时选取 Miner 线性累积损伤模型,假设某一次循环造成的损伤为 $D_m = 1 / N_m$,则在多次循环作用下的总损伤为 $D = \sum_{m=1}^k n_m \cdot D_m = \sum_{m=1}^k n_m / N_m$,这里 N_m 代表某个载荷工况下的循

环寿命, n_m 为该工况下的循环次数,当累积损伤 $D \geq 1$ 时,表示涂层失效. 根据带涂层构件热疲劳实验数据,结合式(10)并采用非线性回归的方法,得到了等离子涂层热疲劳寿命模型参数,其中 a 值为 2.202, b 值为 3.751, $\Delta \varepsilon_0$ 值为 0.087, δ_c 值为 0.058. 寿命预测精度如图 5 所示,可见,寿命预测值与实验值之比最大达到了 2.24,除了这个数据点之外,其它所有寿命值均处于在 1 倍分散带之间,说明所建立的热疲劳寿命预测模型是合适的.

3 热疲劳分析与寿命预测

3.1 稳态温度场及涂层隔热效果分析

在已知涡轮导向叶片基体六面体单元网格的基础上,沿结构表面外法线方向扩展生成等离子涂层单元,其中陶瓷层与粘结层材料成分及厚度和实验中圆管构件的相同. 考虑到叶片壁厚以及基体网格的尺寸,忽略涂层界面粗糙度和氧化层的存在,粘结层沿厚度方向分成了一层,共 555 个单元;陶瓷层分成了两层,共 1 100 个单元. 根据叶片基体模型的稳态温度场条件进行传热分析,得到了如图 9 所示的稳态温度场,图中温度单位为摄氏温度. 可见,沿结构表面以及涂层厚度方向温度分布不均匀,前缘和尾缘部位存在比较明显的高温区域,其中前缘进气边最高温度为 943 °C,位于叶身中部位置,尾缘排气边最高温度为 953 °C,位于背侧的 2/3 叶高位置.

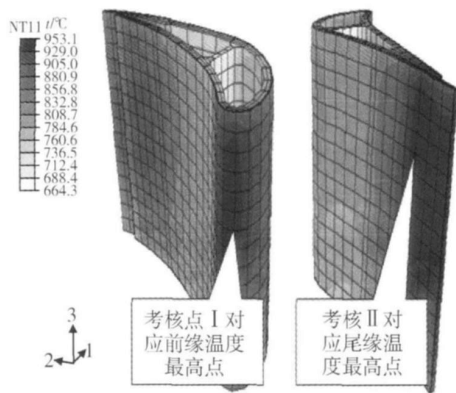


图 9 叶片涂层结构稳态温度场结果

Fig. 9 Steady temperature field of turbine vane with TBC

叶片前缘温度最高点为陶瓷层外表面的第 17 111 号结点,与之相对应陶瓷层内表面上的结点为第 14 942 号结点,两结点的温度分别为 943 °C 和 873 °C,可见涂层在前缘的隔热效果达到了 70 °C. 叶片尾缘温度最高点为陶瓷层外表面的第

16 403 号结点,与之相对应陶瓷层内表面上的结点为第 15 650 号结点,两结点的温度分别为 953 °C和为 917 °C,可见涂层在尾缘的隔热效果达到了 36 °C 涂层在前缘的隔热效果优于在尾缘的隔热效果.一般来讲,涂层的破坏均从陶瓷层界面附近开始发生,因此,本文选取界面上的 14 942 和 15 650 号结点作为衡量涂层剥落寿命的考核点.

3.2 等离子涂层涡轮导向叶片热应力分析

在三维带涂层涡轮导向叶片稳态温度场的基础上,对结构体系进行热循环载荷下的有限元分析,认为 400 °C为涂层初始无应力状态温度^[10],位移边界条件为对叶片空腔内部隔板底面上的结点位移进行全约束.选取稳态温度场作为最高温度状态,室温作为最低温度状态,升、降温时间分别为 155 s 和 109 s,忽略高温保持时间的影响,共计算了两个循环.

有限元计算结果表明,在最高温度状态,叶片表面涂层沿叶高(图 9 中 3 方向)方向受拉应力作用;在最低温度状态,叶片表面涂层沿叶高方向受压应力作用.得到叶片考核点沿叶高方向的应力应变曲线,如图 10 所示,可见,在两个循环之后考核点位置的迟滞环达到稳定状态,其中考核点 I 的应变范围小于考核点 II 的应变范围.上述计算结果只是结构体系基于宏观尺度的应力应变场,并不能直接反映涂层的实际破坏情况,需要将此结果与基于细观尺度的计算结果相结合来对涂层寿命进行预测.

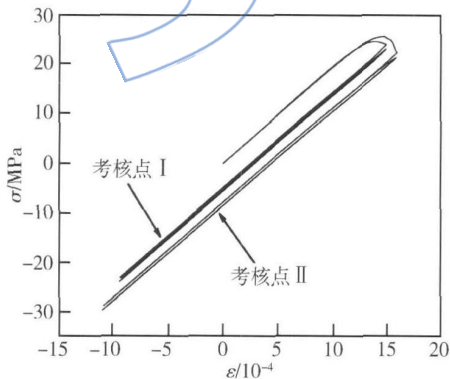


图 10 叶片考核点沿叶高方向的应力应变曲线
Fig. 10 Stress-strain curve along radial direction

3.3 宏、细观有限元计算结果间的转换关系

对于大型复杂材料结构体系的局部细化分析,可采用子模型法,但分析表明,子模型法在这里不合适.因此需要通过建立等效的方法,使宏观尺度下的应力状态和细观尺度下的应力状态相联

系.图 11 为等离子涂层不同有限元模型网格间的对照关系,其中图 11(a)为导向叶片结构沿厚度方向的实体单元网格,该模型无法反映界面粗糙度以及氧化层厚度的影响;图 11(b)为等离子涂层基于细观尺度的轴对称平面单元网格,该模型考虑了氧化层厚度的影响,但是没能考虑界面粗糙度的影响;图 11(c)为等离子涂层基于细观尺度的轴对称平面单元网格,该模型考虑了界面粗糙度以及氧化层厚度的影响.定义图 11(c)中陶瓷层内部粗糙界面附近的区域为近场区域,而远离粗糙界面的区域为远场区域.由 2.3 节中的计算结果容易得到,带涂层圆管构件内部不存在温度梯度时,由于界面粗糙度的存在引起的应力集中现象,使得陶瓷层内部近场区域的应力应变计算结果变化较为剧烈,而远场区域的计算结果基本保持不变.

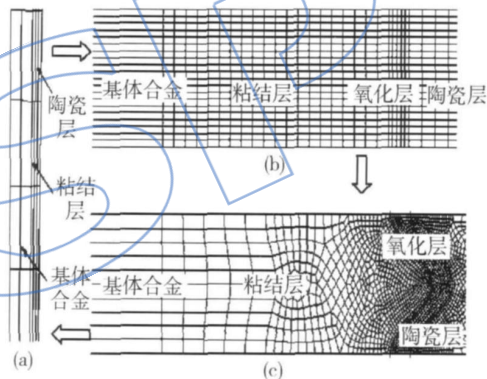


图 11 不同尺度模型网格间的对应关系
Fig. 11 Relationship between model mesh of different scales

计算分析了不同曲率半径条件下,圆管构件内部细观尺度下的应力应变场,结果表明,界面附近危险点处的应力应变状态与圆管曲率半径的大小无关.因此,在将叶片基于宏观尺度的应力状态和圆管构件基于细观尺度的应力状态进行对比的过程中,可以忽略叶片前缘和尾缘曲率半径的差异,即近似视叶片由前缘到尾缘为曲率半径逐渐增大的圆管,叶高方向对应圆管轴向.因此,可将图 11(a)中考核点处的计算结果与图 11(b)中陶瓷层界面附近的计算结果相对应.

带涂层涡轮导向叶片在实际工作过程中沿涂层厚度方向通常存在较大的温度梯度.而本文在针对圆管构件开展理论分析时,没有考虑温度梯度的影响,认为整个模型处于均温状态.一般来讲,温度梯度的存在对于涂层内部应力计算结果会产生一定的影响.不过,本文为了做到对基于宏

观尺度计算结果与基于细观尺度计算结果间的相互关联,目前忽略了温度梯度的影响.因此,只要二者的温度载荷条件相同,认为图 11(b)中界面附近陶瓷层单元的有限元计算结果,与图 11(c)中陶瓷层单元远场区域的有限元计算结果是相等的.而图 11(c)中远场区域的计算结果与近场区域的计算结果存在一定的比例关系,这个比例的大小由界面粗糙度的大小决定.这样以上就建立了由图 11(a)中宏观结构、平直界面到图 11(c)中细观结构、粗糙界面之间的转换关系,也就使不同尺度下的有限元计算结果取得了联系.

3.4 等离子涂层涡轮导向叶片热疲劳寿命预测

选取图 10 中考核点处沿叶高方向的应变范围,将其与 1 050 °C下圆管构件细观模型中远场区域的应变范围进行对比,定义二者的比值为等效系数,计算结果如表 1 所示.等效系数的大小反映了相同界面粗糙度条件下,由于温度载荷的不同而引起的应变范围的不同.并且计算结果表明,只要热循环载荷保持不变,圆管构件涂层内部远场区域轴向应变范围与氧化层厚度的大小无关,即等效系数的大小与涂层内部氧化层厚度的大小无关.

表 1 等离子涂层涡轮导向叶片热疲劳寿命预测结果

Table 1 Thermal fatigue life prediction results of TBC/ turbine vane structures

	沿叶高方向 应变范围	远场轴向 应变范围	等效 系数	循环数 N_c	寿命 值/h
考核点 I	0.002 44	0.003 52	0.693	1 288	334
考核点 II	0.002 68	0.003 52	0.761	986	255

3.2 节中在计算涡轮导向叶片涂层结构的热应力时没考虑保持时间的影响,而实际载荷谱中是包含 670 s 的高温保持时间.本文在寿命预测时考虑了这个因素的影响,认为在高温保持时间内,涡轮导向叶片涂层结构内部的应力应变场不发生变化,而涂层内部氧化层厚度随高温保持时间的增加而增加,这一点可以在式(10)的寿命预测模型中得以体现.虽然涡轮导向叶片涂层结构各处的温度场有所不同,但这里认为氧化层增厚统一按照 1 050 °C下的氧化动力学规律变化.

将图 10 中陶瓷层内部危险点处的轴向应变范围和剪切应变范围乘以表 1 中的等效系数,换算得到了涡轮导向叶片涂层结构中考核点处的真

实应变范围,将其代入到式(10)中,得到了涡轮导向叶片涂层结构的热疲劳寿命预测值,计算结果如表 1 所示.由表可见,叶片表面涂层在前缘和尾缘的热疲劳寿命分别达到了 334 小时和 255 小时,与前缘相比,尾缘考核点处涂层热循环寿命较短.上述计算结果处于合适的设计及使用范围之内,说明本文中的寿命预测结果是合理的.

4 结 论

(1)粘塑性本构模型能够体现陶瓷层材料与定向结晶基体材料的变形特征.本文中热疲劳寿命预测模型可以体现氧化损伤与热疲劳损伤耦合效应的影响,模型中控制参量的选取能够反映涂层失效过程.(2)热障涂层有效降低了叶片基体材料温度,稳态时在前缘和尾缘温度最高点位置,涂层隔热效果分别为 70 °C和 36 °C,在最低温度时刻,叶片表面涂层沿叶高方向承受压应力作用.(3)宏、细观有限元计算结果之间的转换关系能够体现模型尺度效应的影响,等效系数的方法虽然具有一定的近似性质,但却是目前预测涡轮导向叶片涂层结构热疲劳寿命的必要途径.(4)与前缘相比,叶片尾缘考核点处涂层热循环寿命较短.本文寿命预测结果是合理的,方法是可行的.

需要指出的是,首先,等离子涂层界面粗糙度所形成波浪型曲面是三维的,而本文采用轴对称模型具有一定的近似性.其次,本文认为氧化层增厚统一按照 1 050 °C下的氧化动力学规律变化,将会对计算结果带来一定的误差.最后,需要进一步研究并明确温度梯度的存在对于计算结果的影响.本文所采用的基于等效系数的方法只是一种尝试而已,寿命预测精度还需要真实部件的实验数据来进一步加以验证.

参考文献:

[1] Busso 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: 1529-1536.

[2] Freborg A M, Ferguson B L, Brindley W J, et al. Modeling oxidation induced stresses in thermal barrier coatings [J]. Mater. Sci. Eng. A, 1998, A245(3): 182-190.

[3] Karlsson A M, Hutchinson J W, Evans A G. A fundamental model of cyclic instabilities in thermal barrier systems[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2002, 50: 1565-1589.

[4] Demasi J T, Sheffler K D, Ortiz M. Thermal barrier coating life prediction model development [R]. NASA-CR-

- 182230, 1989.
- [5] Evans A G, Mumm D R, Hutchinson J W, et al. Mechanisms controlling the durability of thermal barrier coatings [J]. Progress in Materials Science, 2001, 46: 505-553.
- [6] Janosik L A, Duffy S F. A viscoplastic constitutive theory for monolithic ceramics- I[J]. ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 1998, 120: 155-161.
- [7] XIE Wangang, Walker K P, Jordan E H, et al. Implementation of a viscoplastic model for a plasma sprayed ceramic thermal barrier coating[J]. J Eng Mater Technol, 2003, 125: 200-207.
- [8] Chaboche J L. Constitutive equations for cyclic plasticity and cyclic viscoplasticity[J]. International Journal of Plasticity, 1989, 5: 247-302.
- [9] Han S L, Li S X, Smith D J. Comparison of phenomenological and crystallographic models for single crystal nickel base superalloys. I. Analytical identification [J]. Mechanics of Materials, 2001, 33: 251-266.
- [10] 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, 2001.
- GENG Rui. Strength analysis and life prediction study on thermal barrier coatings[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1990.
- [11] Meier S M, Nissley D M, Sheffler K D. Thermal barrier coating life prediction model development, Phase II Final Report[R]. NASA-CR-189111, 1991.
- [12] 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.

JALSP