陶瓷基复合材料疲劳寿命预测方法

胡殿印[1,2,3],张泽帮[4],张 龙[1],梅文斌[1],王荣桥[1,2,3]
(1.北京航空航天大学 能源与动力工程学院,2.航空发动机结构强度北京市重点实验室,3.先进航空发动机协同创新中心:北京 100083;4.中国船舶工业系统工程研究院,北京 100094)

摘要: 为了建立CMC疲劳寿命预测方法,推广CMC在航空发动机中的应用,根据BHE剪滞模型理论,分析了随着疲劳峰值应力的大小不同,CMC可能出现的4种疲劳迟滞行为,推导了每种迟滞行为下的循环应力-应变公式,模拟了给定应力条件下的疲劳迟滞回线,通过与试验数据对比,证明了迟滞回线模拟的准确性,进一步分析了界面剪应力随疲劳循环数的退化关系。结合界面剪应力退化模型与纤维强度退化模型,设计了纤维应力计算和疲劳寿命计算流程。针对2维编织CMC,根据单胞有限元计算结果提取了纤维束应力,并对CMC进行了疲劳寿命计算,推导了CMC疲劳寿命S-N曲线,其结果与试验数据基本吻合。针对2维编织CMC的疲劳寿命预测方法,可用于编织结构的CMC涡轮导叶疲劳寿命分析。

关键词: 陶瓷基复合材料;疲劳寿命;迟滞回线;S-N曲线

中图分类号: V257 **文献标识码:** A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.004

Fatigue Life Prediction Method for Ceramic Matrix Composites

HU Dian-yin[1,2,3], ZHANG Ze-bang[4], ZHANG Long[1], MEI Wen-bin[1], WANG Rong-qiao[1,2,3]
(**1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China; 2. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beijing 100083, China; 3. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China; 4. Systems Engineering Research Institute, Beijing 100094, China**)

Abstract: In order to establish fatigue life prediction method for Ceramic Matrix Composites and expand its application in aeroengine, this work investigates that the CMC may appear four different kinds of fatigue hysteresis behavior under different peak fatigue stresses on the basis of the BHE shear lag model. The stress and strain formulas of cyclic curves under each kind of hysteretic behavior were deduced. By comparing with the experimental data, the accuracy of the hysteresis loop simulation was proved, and the degradation of the interfacial shear stress with the cyclic number was obtained. The failure criterion of the cyclic process was determined by combining the shear stress degradation model and the fiber strength degradation model, and a numerical method for calculating the stress and fatigue life of the fiber was designed. According to the results of finite element analysis of a 2D woven CMC, the stress of the fiber was extracted and the fatigue life of CMC was calculated. The S-N curve of fatigue life of CMC was deduced and the result was in agreement with the experimental data. The fatigue life prediction method for 2D woven CMC can be employed to fatigue life prediction of the woven CMC turbine vanes.

Key words: ceramic matrix composites; fatigue life; hysteresis loop; S-N curves

0 引言

陶瓷基复合材料(CMC)具有耐高温、耐腐蚀、耐磨损、热膨胀系数低、比强度及比模量高、成本低、消振性能良好等优点[1]。在民用航空发动机中采用CMC结构,可以提高涡轮前温度,减少所需冷却空气,提高涡轮效率,进而降低发动机耗油率,使得经济性提高;在军用航空发动机上采用CMC结构,可以提高涡轮前温度,减轻发动机质量,提高发动机推重比。陶瓷基复合材料已经在航空发动机静子部件中有了广泛的应用,例如高压涡轮导向器叶片、燃烧室火焰筒、加力燃烧室隔热屏和喷管调节片等[2]。近年来,研究者还在逐步将航空发动机中的陶瓷基复合材料由低承力部件[3](静子部件)推广应用到高承力部件[4](转子部件),

收稿日期: 2017-01-05 **基金项目:** 国家自然科学基金(51375031,51675024,51305012)资助
作者简介: 胡殿印(1980),女,博士,副教授,研究方向为航空发动机结构强度及可靠性;E-mail:hdy@buaa.edu.cn。

引用格式: *胡殿印,张泽帮,张龙,等.陶瓷基复合材料疲劳寿命预测方法[J].航空发动机,2017,43(4):17-22.HU Dianyin,ZHANG Zebang, ZHANG Long,et al. Fatigue life prediction method of Ceramic Matrix Composites[J]. Aeroengine,2017,43(4):17-22.*

并开展了相关的试验研究(例如美国 GE 公司)[5]。现阶段,陶瓷基复合材料已经从单向纤维增强发展至 2 维甚至多维结构[6],陶瓷基复合材料特别是 SiC/SiC 复合材料编织结构已成为先进发动机涡轮叶片的首选材料。

建立 CMC 的疲劳损伤模型并预测其疲劳寿命是提高发动机结构强度与可靠性的基础。Vassilopoulos 等[7]通过研究发现,适用于金属疲劳性能预测的经典 Goodman 法不再适用于复合材料。Read 等[8]在大量的试验基础上，总结了船舶 FRP 层状结构材料在循环加载中的主要失效模式,发现用传统疲劳性能预测方法预测该类结构材料会产生非常大的误差。CMC 的基体相和增强相均为脆性材料,其失效模式包含基体开裂,纤维脱黏、滑移、断裂等复杂过程,其疲劳寿命预测方法是一大难题。

目前 CMC 的疲劳寿命预测模型分为宏观唯象模型[9]和细观损伤机理模型[10]。由于 CMC 细观组成复杂,且呈现出高度的各向异性,宏观唯象模型需要通过大量试验数据去修正寿命模型，试验成本较高,并且当 CMC 的组分相或编织参数变化时，所得到的模型无法拓展应用。对于含昂贵 SiC 纤维的 CMC 来说,宏观唯象模型试验研究尤其昂贵。细观损伤机理模型通过研究纤维和基体的损伤机理，构建 CMC 单胞模型对损伤状态进行分析表征,从而推演宏观的疲劳行为演变过程。细观损伤机理模型揭示组分相性能、界面强度、编织参数等对宏观疲劳行为的影响规律[10],因而成为目前的研究热点。细观损伤机理模型的难点在于复杂编织结构中细观应力的获取、细观损伤的表征和演化。

本文根据 BHE 剪滞模型假设，建立了界面剪应力退化模型与纤维强度退化模型，并针对 2 维编织 CMC,设计了纤维应力计算和疲劳寿命计算的数值方法流程,研究了 CMC 疲劳寿命预测方法。

1 CMC 疲劳迟滞行为

1.1 疲劳载荷下应力应变关系

将编织 CMC 中的纤维束等效为复合材料柱,本文选用的单胞采用正弦曲线来描述纤维束的走向。在分析时将复合材料柱离散成多个微元块,并假设在每个微元块中纤维都呈直线。这样,这些微元块就可处理成单向纤维增强的 CMC，进而可应用单向纤维 CMC 疲劳理论进行分析。

Budiansky-Hutchinson-Evans 的剪滞模型如图 1 所示。

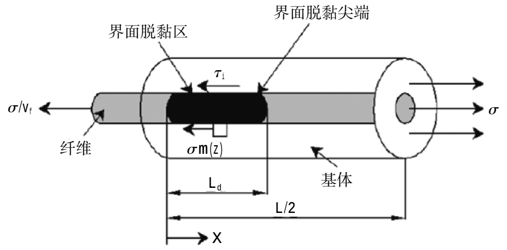


图 1 BHE 剪滞模型

根据单向增强 CMC 进行单调拉伸的分析，界面脱黏长度可表示为[11]

$$L_d=\frac{r_f}{2}\left(\frac{V_mE_m\sigma}{V_fE_c\tau_i}-\frac{1}{\rho}\right)-\sqrt{\left(\frac{r_f}{2\rho}\right)^2+\frac{r_fV_mE_mE_f\zeta_d}{E_c\tau_i^2}} \quad (1)$$

式中：E_m、E_f 分别为基体和纤维的弹性模量；$E_c=E_mV_m+E_fV_f$,为复合材料的弹性模量;τ_i 为纤维与基体的界面剪切应力;ζ_d 为纤维 / 基体的界面脱黏能;$\rho=\left(\frac{2G_mE_c}{V_mE_mE_f\ln(\bar{R}/r_f)}\right)^{1/2}$,为 BHE 剪滞模型参数;$G_m$ 为基体的剪切模量。

CMC 在不同峰值应力下准静态卸 - 加载应力应变曲线[12]如图 2 所示。从图中可见,材料在完全卸载后存在残余应变,是由于当加载应力超过基体开裂应力后,CMC 内部发生裂纹损伤,且残余应变与峰值应力呈正相关关系。假设损伤后的 CMC 宏观应变等于完好纤维应变,根据金属材料随动强化模型特征,假设 CMC 没有损伤时在循环峰值应力下的应变就是损伤

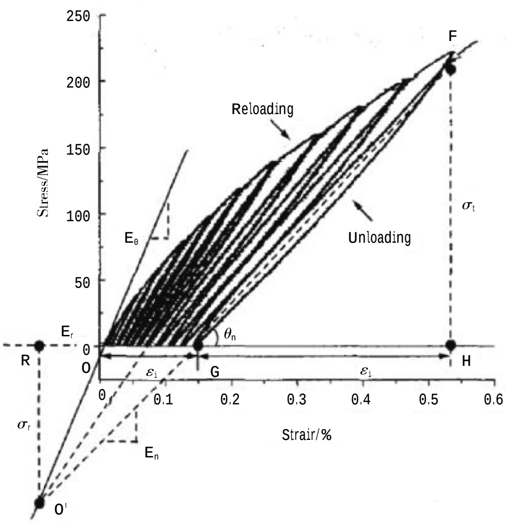


图 2 CMC 准静态卸 - 加载应力应变曲线

后 CMC 完全卸载后的残余应变,则 CMC 的总应变为

$$\varepsilon_c=\frac{2}{E_fL}\int_{L/2}\sigma_f(x)\mathrm{d}x+\frac{\sigma_{max}}{E_c} \tag{2}$$

将 CMC 在循环加载的迟滞回线根据峰值应力大小分成 4 种情况进行分析,并根据式(2)得出 4 种情况下的应力应变关系式。

(1)界面部分脱黏,纤维完全滑移

$$\varepsilon_{cpr}=\frac{\sigma}{V_fE_f}-4\frac{\tau_i}{E_f}\frac{z^2}{r_fL}+2\frac{\tau_i}{E_f}\frac{(2z-L_d)(2z+L_d-L)}{r_fL}+\frac{\sigma_{max}}{E_c} \tag{3}$$

(2)界面部分脱黏,纤维部分滑移

$$\varepsilon_{cpr}=\frac{\sigma}{V_fE_f}-4\frac{\tau_i}{E_f}\frac{z^2}{r_fL}+4\frac{\tau_i}{E_f}\frac{(y\sigma_{min}-2z)^2}{r_fL}+2\frac{\tau_i}{E_f}\frac{(L_d-2y\sigma_{min}+2z)(L_d+2y\sigma_{min}-2z-L)}{r_fL}+\frac{\sigma_{max}}{E_c} \tag{4}$$

(3)界面完全脱黏,纤维部分滑移

$$\varepsilon_{cfr}=\frac{\sigma}{V_fE_f}-4\frac{\tau_i}{E_f}\frac{z^2}{r_fL}+4\frac{\tau_i}{E_f}\frac{(y\sigma_{min}-2z)^2}{r_fL}-2\frac{\tau_i}{E_f}\frac{(L/2-2y\sigma_{min}+2z)^2}{r_fL}+\frac{\sigma_{max}}{E_c} \tag{5}$$

(4)界面完全脱黏,纤维完全滑移

$$\varepsilon_{cfr}=\frac{\sigma}{V_fE_f}-4\frac{\tau_i}{E_f}\frac{z^2}{r_fL}+2\frac{\tau_i}{E_f}\frac{(L/2-2z)^2}{r_fL}+\frac{\sigma_{max}}{E_c} \tag{6}$$

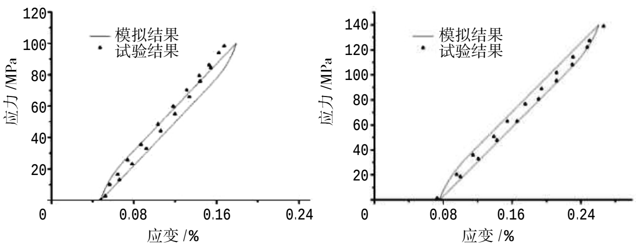
1.2　疲劳迟滞行为模拟

2 维编织 CMC 组分属性见表 1[13-15]。

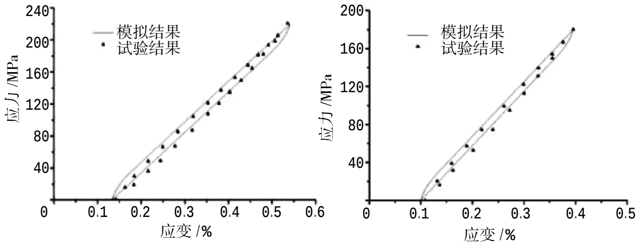
表 1　2 维编织 CMC 组分属性

E_f / GPa	E_m /GPa	V_m	r_f/μm	τ_i/MPa	d /(J·m²)
230	350	0.4	3.5	6	1.2

峰值应力分别 100、140、180、220　MPa 时模拟的迟滞回线与文献[12]中的试验数据对比如图 3 所示。从图中可见,预测 2 维编织 CMC 的不同峰值应力加卸载迟滞回线与试验数据基本吻合。迟滞回线所包含面积代表着材料在 1 次循环下的疲劳损耗,通过模拟结果与试验结果对比可得,虽然模拟曲线并不能完全符合试验结果,但是二者回线所包含的面积基本相等,可认为模拟曲线能较准确地反映材料在不同峰值应力下单次循环产生的损伤。



(a) σ_t=100 MPa　　(b) σ_t=140 MPa



(c) σ_t=180 MPa　　(d) σ_t=220 MPa

图 3　不同峰值应力下迟滞回线模拟

2　疲劳寿命预测方法

2.1　界面剪应力预估

由于界面剪应力很大程度上影响着 CMC 疲劳迟滞回线的形状、位置和面积,可以说决定了 CMC 的疲劳损伤和疲劳失效。而界面剪应力是随着循环加载的进行动态变化的,会因界面磨损发生衰减,因此有必要对界面剪应力的初始值及其随循环数的衰退规律进行估计。

Evans 等[16]根据 SiC/CAS 在室温下的拉 - 拉疲劳试验的结果提出了界面剪应力随循环数衰退的经验公式

$$\tau_i(N)=\tau_{i0}+[1-\exp(-\omega N^{\lambda})](\tau_{imin}-\tau_{i0}) \tag{7}$$

式中:τ_{i0} 为界面的初始界面剪应力;τ_{imin} 为界面磨损达到稳定状态后的界面稳定剪应力;ω 和 λ 为经验参数。

Rouby 和 Reynau[17]对 2 维编织 SiC/SiC 复合材料进行了拉 - 拉疲劳试验, 试验时载荷频率固定为 1 Hz,循环最小应力为 0,最大应力在 50~175 MPa 区间内取多个值,当达到 10^6 循环后认为试验件达到疲劳极限。

根据试验结果拟合得到界面剪应力的退化曲线,如图 4 所示。其中,τ_{i0}=56 MPa,τ_{imin}=5　MPa,ω=0.04,λ=1.0。

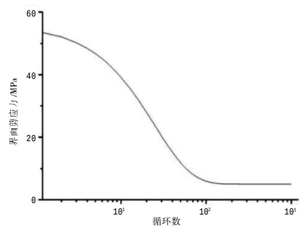


图 4　界面剪应力随循环数退化曲线

2.2　破坏准则

界面剪应力的退化使得纤维通过表面摩擦传递的载荷减少,相应的纤维轴向需要承担更大载荷,当纤维轴向载荷足够大时,一部分较脆弱的纤维先被破坏,进而导致剩下的完好纤维承载增加,并逐渐断裂。此外在循环过程中,没有断裂的那部分纤维的强度也会随着界面的磨损而降低,加剧了完好纤维轴向载荷的增大,导致不断有纤维发生断裂失效。当材料内部完好的纤维所占总纤维比低于临界值时,CMC 发生

疲劳失效,因此在进行材料失效模拟时,引入纤维统计破坏失效准则。

在循环加载到疲劳峰值载荷过程中,一部分纤维先发生断裂失效,但还能通过界面剪应力承担一定载荷,完好纤维和断裂纤维之间载荷分配服从总体承担准则

$$\frac{\sigma}{V_f}=T[1-P(T)]+\langle T_b\rangle P(T) \tag{8}$$

式中:$\langle T_b\rangle$为失效后的纤维承担的载荷;$P(T)$为失效纤维占总纤维的体积分数

$$P(T)=1-\exp\left\{-\left(\frac{T}{\sigma_c}\right)^{m_f+1}\left[\frac{\sigma_0}{\sigma_0(N)}\right]^{m_f}\frac{\tau_i}{\tau_i(N)}\right\} \tag{9}$$

式中:σ_c 为纤维在特征长度 δ_c 下的特征强度,可通过试验测得,也可通过式(10)在已知材料拉伸强度的基础上得到,本文 σ_c=2.5 GPa。

$$\sigma_b=V_f\sigma_c\left(\frac{2}{m_f+2}\right)^{\frac{1}{m_f+1}}\left(\frac{m_f+1}{m_f+2}\right) \tag{10}$$

式中:σ_b 为 CMC 的拉伸强度。

Lee[18]等通过对室温下正交铺层 CMC 拉 - 拉疲劳行为进行研究,提出了纤维强度 $\sigma_0(N)$随循环数的退化经验公式

$$\sigma_0(N)=\sigma_0[1-p_1(\log N)^{p_2}] \tag{11}$$

式中:p_1、p_2 为经验参数;σ_0 为初始纤维参考强度。

当纤维断裂后,断面处纤维不能承载。在远离断面处,断裂纤维可以通过界面剪应力传递载荷到基体,这样断裂纤维自断面起沿轴向远离,承担的载荷会慢慢增大,可表示为

$$T_b(x)=\frac{2\tau_i(N)}{r_f}x \tag{12}$$

当离断面一定距离后,断裂纤维承担的载荷等于完好纤维承担的载荷,定义这个距离为 l_f

$$l_f=\frac{r_fT}{2\tau_i(N)} \tag{13}$$

在距离纤维断面 ± l_f 范围内,纤维发生断裂的概率密度函数为

$$f(x)=\frac{1}{P(T)l_f}\left(\frac{T}{\sigma_c}\right)^{m_f+1}\left[\frac{\sigma_0}{\sigma_0(N)}\right]^{m_f}\cdot\frac{\tau_i}{\tau_i(N)}\exp\left\{-\left(\frac{x}{l_f}\right)\left(\frac{T}{\sigma_c}\right)^{m_f+1}\left[\frac{\sigma_0}{\sigma_0(N)}\right]^{m_f}\frac{\tau_i}{\tau_i(N)}\right\} \tag{14}$$

$$x\in(0,l_f)$$

结合式(12)~(14),断裂后纤维应力

$$\langle T_b\rangle=\int_0^{l_f}T_b(x)f(x)dx \tag{15}$$

将式(15)代入式(8),得到

$$\frac{\sigma}{V_f}=T\left(\frac{\sigma_c}{T}\right)^{m_f+1}\left[\frac{\sigma_0(N)}{\sigma_0}\right]^{m_f}\cdot\frac{\tau_i(N)}{\tau_i}\left\{1-\exp\left\{-\left(\frac{T}{\sigma_c}\right)^{m_f+1}\left[\frac{\sigma_0}{\sigma_0(N)}\right]^{m_f}\frac{\tau_i(N)}{\tau_i}\right\}\right\} \tag{16}$$

当疲劳峰值载荷保持常数时,由式(7)、(11)、(16)可以求得完好纤维承担应力 T 随循环数变化,结合式(9)可以得到纤维失效体积分数随循环数的变化,当失效纤维体积分数达到临界值时,完好纤维承担应力达到极限,复合材料疲劳失效。

2.3 疲劳寿命预测模型

根据单胞计算与疲劳迟滞理论,结合纤维循环失效原则,提出了基于有限元分析的 2 维编织 CMC 疲劳寿命预测方法,基本思路如下:

(1)对单胞施加边界约束,施加疲劳峰值应力进行强度计算,提取拉伸方向纤维束(即经纱)的最大应力。

(2)将最大经纱应力最远端名义应力代入微观计算程序,计算纤维承担应力 T,纤维应力计算流程如图 5 所示。

(3)计算纤维失效体积分数 P(T),并与临界值 q*比较,P(T)>q* 时,材料失效,输出此时循环数 cycle,即为疲劳寿命;P(T)<q* 时,材料未失效,执行下一步操作。

(4)根据式(7)、(11)分别计算在该循环下新的界面剪应力和纤维参考强度,并使循环数增加 1 次,进入步骤(2)。

以上步骤含有循环结构,进入计算后,会持续进

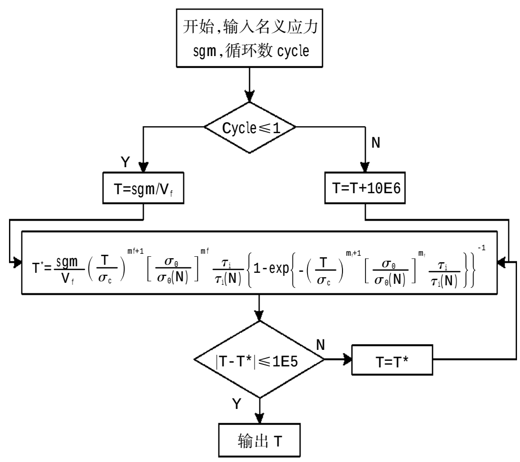


图 5 纤维应力计算流程

行直到材料被判定为失效,得出疲劳寿命。整个计算流程如图 6 所示。

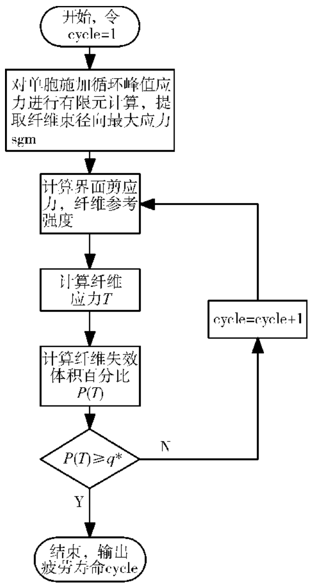
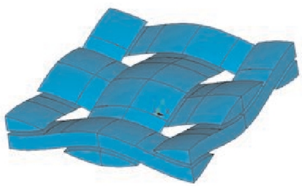


图 6　CMC 疲劳寿命计算流程

2.4　单胞有限元计算

为了准确得到纤维束上的应力分布，需要建立代表性体积模型，如图 7 所示。

对单胞施加大小为疲劳峰值应力的拉伸应力，计算单胞内部应力分布。选取径向纤维束，提取其径向应力,如图 8 所示。根据圣维南原理可知，中间纤维束受边界约束条件的影响小,即时边界约束添加与真实情况有差别,中间纤维束的计算结果也能很好地反映真实纤维束的应力分布。从图中可知,纤维束径向应力最大的部位位于经纱和纬纱交界处,此


(a) 纤维

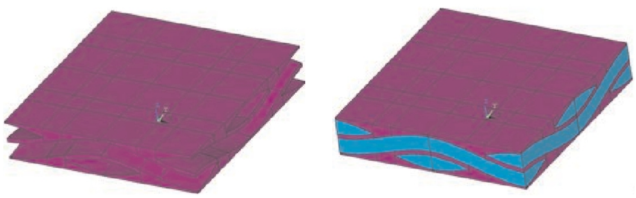

(b) 基体　　(c) 完整单胞

图 7　有限元分析使用的单胞模型

处纤维束弯曲较大,这与文献[19]试验观察到的疲劳破坏部位也相符合。

式(11)给出了纤维强度退化的经验公式,在本节寿命分析中,取 p_1=0.055,p_2=1.0,则式(11)变为

$$\sigma_\theta(N)=\sigma_\theta(1-0.055\log N) \tag{17}$$

根据表 1 中 CMC 的组分参数，纤维失效临界体积分数为

$$q^*=\frac{2}{m_f+2} \tag{18}$$

将 m_f=2 代入上式,即可求得 q^*=0.5。结合图 4 的界面剪应力退化曲线，即可对 2 维编织 CMC 疲劳寿命进行计算。

预测和文献[20]试验得到的 S-N 曲线如图 9 所示。其中,模拟结果曲线由不同峰值应力下计算的寿命点连线组成，可以看出预测的 S-N 曲线与试验结果基本吻合。

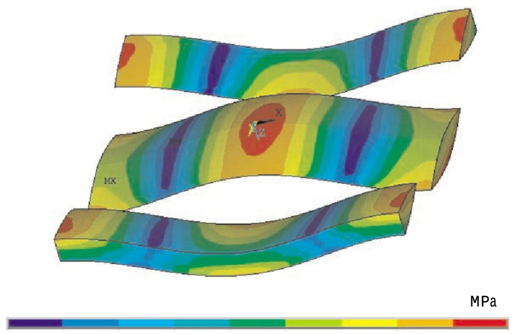


图 8　径向纤维束径向应力分布

选取 3 参数幂函数拟合的寿命模型为

$$(S_{max}-98.3089)^{11.9147}N=4.13193\times10^{23} \tag{19}$$

式中:S_{max} 为疲劳峰值应力。

3　结论

(1)根据 BHE 剪滞模型理论,推导了 CMC 在不同循环峰值应力下的应力 - 应变关系。

(2)预测了给定应力条件下的疲劳迟滞回线,与文献试验结果基本吻合。

(3)结合界面剪应力退化模型与纤维强度退化模型,建立了纤维应力和疲劳寿命分析流程。

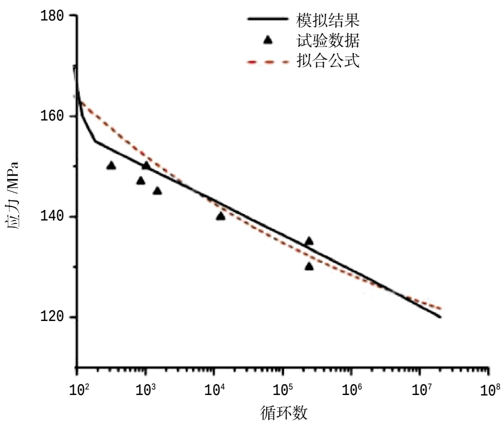


图 9　2 维编织 CMC 预测寿命与试验结果对比

(4)预测了 CMC 疲劳寿命的 S-N 曲线,与试验数据吻合良好。

参考文献:

[1] DiCarlo J A, Van Roode M. Ceramic composite development for gas turbine engine hot section components [C]//ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2006: 221-231.

[2] 胡海峰, 张玉娣, 邹世钦,等. SiC/SiC 复合材料及其在航空发动机上的应用[J]. 航空制造技术, 2010 (6):90-91.
HU Haifeng, ZHANG Yuti, ZOU Shiqin, et al. SiC/SiC composites and Its application on aeroengine [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(6):90-91. (in Chinese)
[3] 李志永, 郑日恒, 李立翰, 等. 冲压发动机 C/SiC 喷管承压失效研究[J]. 推进技术, 2013, 34(4):545-550.
LI Zhiyong, ZHENG Riheng, LI Lihan, et al. Investigation on bearing failure of ramjet C/SiC nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4):545-550. (in Chinese)
[4] Lu Z L, Lu F, Cao J W, et al. Manufacturing properties of turbine blades of carbon fiber-reinforced SiC composite based on stereolithog raphy [J]. Materials and Manufacturing Processes, 2014,29(2):201-209.
[5] Langenbrunner N, Weaver M, Dunn M G, et al. Dynamic response of a metal and a CMC turbine blade during a controlled rub event using a segmented shroud [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015,137(6): 2504-2508.
[6] Ansar M, Xinwei W, Chouwei Z. Modeling strategies of 3D woven composites: a review [J]. Composite Structures, 2011,93 (8): 1947-1963.
[7] Vassilopoulos A P, Manshadi B D, Keller T. Influence of the constant life diagram formulation on the fatigue life prediction of composite materials[J]. International Journal of Fatingue, 2010, 32(4):659-669.
[8] Read P J C L, Shenoi R A. A review of fatigue damage modelling in the context of marine FRP laminates[J]. Marine Structures, 1995, 8(3): 257-278.
[9] Sabelkin V, Mall S, Cook T S, et al. Fatigue and creep behaviors of a SiC/SiC composite under combustion and laboratory environments[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 50(16): 2145-2153.
[10] Min J B, Xue D, Shi Y. Micromechanics modeling for fatigue damage analysis designed for fabric reinforced ceramic matrix composites[J]. Composite Structures, 2014, 111(1):213-223.
[11] 李龙彪. 长纤维增强陶瓷基复合材料疲劳损伤模型和寿命预测[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
LI Longbiao. Fatigue damage models and life prediction of long-fiber-reinforced Ceramic Matrix Composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
[12] 梅辉, 成来飞, 张立同,等. 2 维 C/SiC 复合材料拉伸损伤演变过程和微观结构特征[J]. 硅酸盐学报, 2007, 35(2): 137-143.
MEI Hui, CHENG Laifei, ZHANG Litong, et al. Damage evolution and microstructural characterization of a crosswoven C/SiC composite under tensile loading [J]. Journal of the Chinese Ceramic Society, 2007, 35(2):137-143. (in Chinese)
[13] 李宏. 2.5 维碳 / 碳化硅复合材料的热物理及力学性能 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
LI Hong. Thermophysical and mechanical properties of 2.5D C/SiC comppsites [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
[14] Wang Y, Zhang L, Cheng L, et al. Characterization of tensile behavior of a two-dimensional woven carbon/silicon carbide composite fabricated by chemical vapor infiltration [J]. Materials Science & Engineering A, 2008, 497(1):295-300.
[15] Mei H. Measurement and calculation of thermal residual stress in fiber reinforced Ceramic Matrix Composites[J]. Composites Science & Technology, 2008, 68(15):3285-3292.
[16] Evans A G, Zok F W, Mcmeeking R M. Fatigue of Ceramic Matrix Composites [J]. Acta Metallurgica Et Materialia, 1995, 43 (3): 859-875.
[17] Rouby D, Reynaud P. Fatigue behavior related to interface modification during load cycling in ceramic-matrix fiber composites [J]. Composites Science and Technology, 1993, 48(1-4):109-118.
[18] Lee S S. Damage analysis and mechanical response of asreceived and heattreated Nicalon/CAS-2 glassceramic matrix composites [R]. Virginia Polytechnic Inst. and State Univ., Blacksburg, VA (United States), 1993.
[19] Phoenix S L, Raj R. Scalings in fracture probabilites for a brittle matrix fiber composite[J]. Acta Metallurgica Et Materialia, 1992, 40(11): 2813-2828.
[20] 杨福树. 2.5 维编织陶瓷基复合材料疲劳行为研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
YANG Fushu. Research on fatigue behavior of 2.5D woven ceramic matrix composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

(编辑:李华文)