

纤维增强复合材料涡轮轴结构疲劳寿命预测

沙云东¹, 陈祎航¹, 郝燕平², 纪福森², 骆 丽¹, 贾秋月¹

(1. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部(院)

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136;

2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 研究了连续纤维增强复合材料低压涡轮轴结构在给定低循环载荷作用下的疲劳寿命估算方法。考虑连续纤维增强复合材料结构特性, 研究了基于局部应力应变法的低周疲劳寿命预测方法, 并对预测方法的有效性进行了验证。基于此方法, 计算了某型航空发动机低压涡轮轴的最大应力、应变和疲劳寿命。结果表明: 在 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 范围内, 45° 铺层角度的复合材料层疲劳寿命值最大; 当金属厚度不变, 外层金属和首层复合材料层的疲劳寿命随复合材料厚度增加而增大; 当轴结构壁厚保持 6 mm 不变, 减小复合材料层的厚度, 同时相应增大最内层或最外层金属包套的厚度, 其结构疲劳寿命都随着复材层的厚度减小而减小; 外层金属包套的寿命则远大于首层复合材料的疲劳寿命。

关 键 词: 连续纤维增强复合材料; 低压涡轮轴结构; 低周疲劳; 寿命预测; 局部应力应变法

中图分类号: V232.2; TB 330.1

文献标志码: A

Fatigue life prediction of fiber reinforced composites turbine shaft structure

SHA Yun-dong¹, CHEN Yi-hang¹, HAO Yan-ping², JI Fu-sen²,
LUO Li¹, JIA Qiu-yue¹

(1. Liaoning Key Laboratory of Advanced Test Technology for Aerospace

Propulsion System, Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine (Group)

Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The method of estimating the fatigue life of the low pressure turbine shaft structure made of continuous fiber reinforced composite material under given low cycle loading was studied. Structural characteristics of continuous fiber reinforced composites were considered, low cycle fatigue life prediction method based on the local stress strain theory was studied, and the efficiency of the method was proved. A certain type of low pressure turbine shaft of the engine was selected for reference, the maximum stress, strain and fatigue life were calculated with the method. Result showed that, the fatigue life value of the 45° angle of composites layer was the biggest within the scope of the $0^{\circ}-90^{\circ}$; when the thickness of the metal remained unchanged, the composite material fatigue life of outer metal

收稿日期: 2015-07-24

基金项目: 中航产学研创新基金(cxy2013SH17)

作者简介: 沙云东(1966—), 男, 教授, 博士, 主要从事航空发动机结构强度、振动及噪声方面的研究。

引用格式: 沙云东, 陈祎航, 郝燕平, 等. 纤维增强复合材料涡轮轴结构疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 769-779. SHA Yundong, CHEN Yihang, HAO Yanping, et al. Fatigue life prediction of fiber reinforced composites turbine shaft structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 769-779.

and the first layer increased with the increasing thickness of the composites; when the shaft wall thickness was 6 mm, if reducing the thickness of the composites layer, and increasing the inner or the outer metal coating thickness, the structure fatigue life decreased as composites layer thickness decreased; the life of the outer metal coating was longer than the fatigue life of the first layer's composite materials.

Key words: continuous fiber reinforced composites; low pressure turbine shaft structure; low-cycle fatigue; life prediction; local stress strain method

在航空发动机设计与定寿中,材料力学性能数据和寿命预测方法是结构分析和部件设计与寿命估算的基础,是结构完整性的重要组成部分.随着新一代航空发动机对推质比的要求不断提高,传统金属材料主轴的性能已经无法满足发动机的需要,连续纤维增强金属基复合材料具有高比强度和高比刚度等优良特性^[1-3],使得航空发动机主轴在选材上更倾向于金属基复合材料(MMC).在这种形势下,金属基复合材料主轴的疲劳失效问题成为人们关注的焦点.航空发动机低压涡轮轴疲劳失效会严重影响到整个发动机甚至整架飞机的安全运行状态,从而危及人员生命安全.由此可见,研究航空发动机金属基复合材料主轴的疲劳寿命问题是十分有意义的.

国外对金属基复合材料航空发动机低压涡轮轴已经进入应用阶段,20世纪末期,SCS-6/Ti6-4复合材料低压涡轮轴完成了可行性研究,并应用在F110发动机低压涡轮轴上.在TMCTECC计划下,GEAE(General Electric Aircraft Engine)公司在验证了SiC/Ti复合材料低压涡轮轴在XTC-76发动机上的实用性,而且,相对于合金轴,不仅寿命有所延长,而且其结构强度也增加了30%左右^[4-5].在复合材料轴的基础研究方面,国外也进行了深入地研究,其中,Lee等对碳纤维复合材料轴进行了疲劳特性试验研究,试验发现:结构残余热应力越小,轴的疲劳承载能力就会增加.试验结果还显示:复合材料层中纤维轴向铺设的目的是提高刚度,达到减轻质量的目的,对扭转疲劳寿命的影响不大^[6].Himmel对玻璃纤维增强复合材料轴进行了扭转疲劳特性试验,试验结果发现:扭转疲劳失效和扭转静强度失效与基体性能有关,而拉压疲劳载荷作用下的失效是由纤维控制的^[7].国内的研究多倾向于对复合材料主轴的力学性能研究,孙庆伟,陆山以金属基复合材料主轴为研究目标,给出了以质量最轻为目标函数,铺层方案等多参数为优化变量的航空发动机复合材料主轴优化方法,并以低压涡轮轴为计算对象,

得到了优化设计后的复合材料主轴质量比同负荷金属轴质量小的结论^[8].崔广群等设计了能承受100 kN·M的复合材料传动轴,并以碳纤维复合材料传动轴为有限元计算模型,阐述了复合材料铺层方案对传动轴扭性能的影响,校核了传动轴结构的静态扭特性^[9].

航空发动机低压涡轮轴主要承受循环载荷,在循环载荷下,疲劳失效是最主要的失效模式之一,疲劳寿命是表征涡轮轴疲劳强度的重要参数.所以,在复合材料轴结构的扭特性,模态分析以及优化设计等相关研究的基础上^[10],本文主要针对连续纤维增强复合材料航空发动机低压涡轮轴的低周疲劳寿命预测方法及疲劳特性进行研究.具体内容有:首先,研究复合材料轴结构疲劳寿命预测基本理论,包括复合材料轴结构的失效模式和局部应力应变法等;然后,应用此疲劳寿命预测方法预测复合材料轴结构的疲劳寿命,结合文献^[11]中的实验数据,验证预测方法的有效性;最后,以某型航空发动机低压涡轮轴为计算对象,预测低压涡轮轴结构在扭转载荷作用下的疲劳寿命,并分析总结复合材料铺层方案对轴结构疲劳寿命的影响规律.

1 复合材料低压涡轮轴结构疲劳寿命预测理论

1.1 连续纤维增强复合材料疲劳失效模式分析

无论是金属还是复合材料,失效机理都是由初始裂纹扩展,经过损伤累积而最后导致失效.相比金属材料,连续纤维增强金属基复合材料的失效模式更为复杂,纤维断裂、基体开裂、分层等原因直接或间接的影响着复合材料叠层结构的失效模式^[12-13].金属基复合材料叠层结构的失效由单层纤维间失效引起,纤维间失效包括基体开裂和界面失效甚至纤维断裂.不同的载荷会影响复合材料失效模式,在拉伸载荷作用下,常出现纤维断裂或纤维拔出的失效现象.承受压缩载荷时,大多数情况下会出现结构屈曲失效或分层.在扭转载

荷作用下,会出现分层,屈曲甚至纤维断裂或拔出等现象^[11,14]. 本文选取复合材料单层断裂作为失效判据,材料数据均由实验获得.

1.2 疲劳寿命预测方法

结构在疲劳破坏前所经历的循环数称为疲劳寿命,在工程上为了获得结构低周疲劳寿命,比较常用的是局部应力应变法.

局部应力应变法假设:机械构件的疲寿命取决于构件材料属性和结构受载时的局部应力和应变. 在此假设基础上,利用与实际构件材料相同的光滑试样的材料参数(例如基本力学性能参数和疲劳性能曲线等),结合计算得到的实际有缺口构件(产生应力集中,局部应力应变过大,产生塑性变形)在应力集中处的局部应力应变,达到预测构件疲劳寿命的目的^[15-17].

首先,在合适的材料弹塑性本构关系下,通过结构实际的工况,对待分析零构件进行响应计算,得到局部应力应变. 本文选择有限元法获取结构危险部位的局部应力应变,因为此法相比常用的 Neuber 法更加准确^[18].

然后,将结果代入 $\epsilon-N$ 曲线,即得到结构的理论预测疲劳寿命. 通过材料静力试验参数,经计算获得应变寿命关系. Manson-Coffin 公式是目前较为成熟的疲劳预测模型^[19-20],如式(1)所示:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N)^b + \epsilon'_f (2N)^c \tag{1}$$

式中 $\Delta \epsilon$ 局部应变, σ'_f 为构件疲劳强度系数, E 为结构弹性模量, ϵ'_f 为疲劳延性系数, N 为疲劳寿命, b 为疲劳强度指数, c 为疲劳延性指数.

曲线方程的拟合参数均由材料静强度性能近似得到,计算方法比较常用的有通用斜率法和改进的 4 点关联法. 通用斜率法中的各个参数是由金属材料数据拟合得到,能很好地反映出金属材料的低疲劳性能,因此,复材轴结构的金属层应变寿命关系拟合参数选择通用斜率法计算得到,如表 1. 为了研究复合材料的疲劳寿命,本文采用改进的 4 点关联法,基于实验得出的复合材料静强度参数,得到近似的复合材料的疲劳性能曲线,具体公式见式(2)~式(5).

$$b = - \left[0.083 + 0.166 \lg \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b} \right) \right] \tag{2}$$

$$c = - \left\{ 0.52 + 0.25 \lg \epsilon_f - \frac{1}{3} \left[1 - 81.8 \left(\frac{\sigma_b}{E} \right) \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b} \right)^{0.179} \right] \right\} \tag{3}$$

$$\sigma'_f = 2.38 \sigma_b \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b} \right)^{0.95} \tag{4}$$

$$\epsilon'_f = 0.413 \times 2^{-c} \epsilon_f \left[1 - 82 \left(\frac{\sigma_b}{E} \right) \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b} \right)^{0.179} \right]^{-\frac{1}{3}} \tag{5}$$

式中 σ_f 为真实断裂强度.

表 1 拟合参数

Table 1 Fitting parameters

拟合参数	数值
b	-0.12
c	-0.6
σ'_f	$1.75 \sigma_b$
ϵ'_f	$0.5 \epsilon_f$

注: σ_b 为材料理论静强度; ϵ_f 为材料理论延性系数

上述 $\epsilon-N$ 曲线解析式表征的是对称循环情况下的应变寿命关系,低压涡轮轴承受非对称循环载荷,为了得到更准确的应变寿命关系,需要对其进行修正,常用的修正方法有 Morrow 弹性线性应力修正,见式(6),Morrow 总应变修正,见式(7),Sachs 弹性修正,见式(8).

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N)^b + \epsilon'_f (2N)^c \tag{6}$$

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{\sigma'_f} \left[\frac{\sigma'_f}{E} (2N)^b + \epsilon'_f (2N)^c \right] \tag{7}$$

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b} \right) (2N)^b + \epsilon'_f (2N)^c \tag{8}$$

式中 σ_m 平均等效应力.

从安全系数的角度,经比较后,本文选择最保守的 Morrow 总应变修正的 Manson-Coffin 公式作为最终的轴结构疲劳寿命预测模型^[21].

本文基于局部应力应变法预测夹心复合材料航空发动机低压涡轮轴扭转疲劳寿命,假设忽略层间及界面应力的影响,当复合材料轴结构受到单一扭转载荷时,将计算得出的局部响应数据带入关系式后得到轴结构的扭转疲劳寿命. 具体估算方法按以下 3 个步骤进行:①建立有限元分析模型,进行有限元弹塑性分析,得到轴结构危险截面处的局部最大应变;②选取 Morrow 总应变修正后的 Manson-Coffin 疲劳预测模型,通过材料试验和计算结果确定相关修正系数,③将局部最大应变代入修正后的疲劳预测模型中,得出疲劳寿命.

1.3 疲劳寿命预测方法验证

本文以文献[11]中所述的实验结果为依据,检验上述复合材料轴结构预测方法是否具有合理性. 文献[11]中的计算模型如图 1 所示.

该实验件待测段内外两层是金属层(Ti-6-

4),中间为复合材料层(SCS6/Ti-6-4). 复合材料纤维体积分数为 35%,并且认为在加载过程中,纤维处于弹性阶段,基体处于弹塑性阶段,具体材料参数见表 2,表中 ν 表示泊松比.

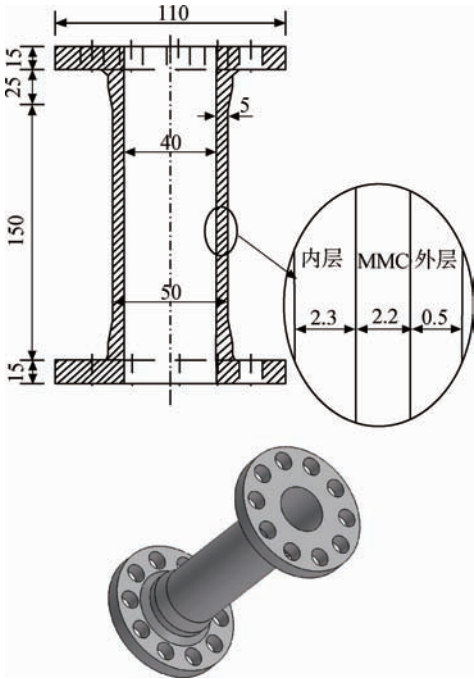


图 1 验证模型结构参数(单位:mm)
Fig. 1 Structural parameter of validation model (unit:mm)

复合材料轴结构复合材料层的铺层方案为 $[\pm 45^\circ]_{11}$,每层厚度为 0.2 mm,外层金属层厚度

为 0.5 mm,轴结构壁厚为 5 mm. 铺层方案示意图如图 2.

表 2 验证模型材料参数		
Table 2 Material parameters of validation model		
材料	E/GPa	ν
SCS6	409	0.2
Ti-6-4	107	0.3

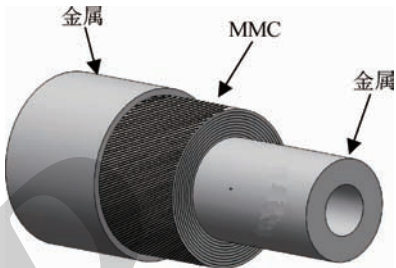


图 2 复合材料轴结构铺层方案示意图
Fig. 2 Schematic diagram of layer scheme of composites shaft structure

实验样件通过两端的法兰盘加载扭矩,实验温度为 293 K,经过计算,得出各个载荷状态下的应力和预测疲劳寿命,将其与实验值对比,见表 3. 根据结果对比情况可以表明,对纤维单向铺设的复合材料轴结构,承受单一扭转载荷作用的情况下,文中所述的复合材料轴结构疲劳寿命的预测方法是有效的.

表 3 应力和疲劳寿命的实验值与预测值对比结果
Table 3 Stress and fatigue life of experimental value compared with predicted results

扭转载荷/(N·m)	实验应力值/MPa	仿真应力值/MPa	实验寿命	预测寿命
7 400	542	545	15 053	17 241
8 900	614	655	10 094	9 246

2 航空发动机低压涡轮轴结构的疲劳寿命特性研究

本节将研究铺层方案对复合材料轴结构疲劳寿命的影响规律. 首先,对简化后的航空发动机低压涡轮轴结构进行结构有限元分析,在验证模型合理性的同时,总结铺层方案对复合材料轴结构应力应变的影响规律;然后,应用本文提出的复合材料轴结构疲劳寿命预测方法,对低压涡轮轴结的扭转疲劳寿命进行预测,并对其疲劳寿命特性进行分析研究.

2.1 应力/应变计算与特征分析

有限元分析模型参考某型航空发动机低压涡

轮轴的几何参数,轴的总长度为 1.197 m,厚度为 6 mm,将低压涡轮轴简化成阶梯空心轴结构,如图 3 所示,轴结构的载荷条件:3# 端面后截面加载扭矩,2# 端面模拟传扭套齿,与轴承同为约束位置,1# 端面模拟传递轴向力的矩形齿,因为本算例不考虑轴向力,所以不加载载荷^[22].

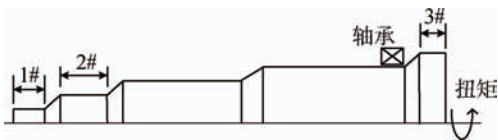


图 3 低压涡轮轴有限元模型
Fig. 3 Finite element model of low pressure turbine shaft

根据某低压涡轮轴实际受机械载荷的情况,以疲劳损伤最大的“启动-最大-启动”状态为计算条件,并假设从启动状态到最大状态为阶跃形式加载.具体载荷状态见表 4.

复合材料低压涡轮轴结构有限元分析模型铺层采用夹芯结构,即最外层和最内层为金属层,材料为 TC17,厚度为 1 mm,中间为复合材料,材料为 SiC/TC17,每层厚度为 0.2 mm,铺层方案为 $[\pm 45^\circ]_{20}$.轴结构总厚度为 6 mm.夹芯结构复合材料的材料参数见表 5.

表 4 低压涡轮轴疲劳寿命计算载荷谱

Table 4 Calculational load spectrum of fatigue life of low pressure turbine shaft

参数	工况	
	最大状态	启动状态
温度/K	293	0
扭转载荷/(N·m)	11 834	

表 5 力学性能参数^[1,23]

Table 5 Parameters of mechanical property^[1,23]

材料	参数	数值
SiC/TC17	E_a /GPa	237
	E_t /GPa	187
	u_a	0.34
	u_t	0.37
	G_a /GPa	69
	G_t /GPa	67
TC17	E /GPa	118
	u	0.37

首先对低压涡轮轴结构模型进行有限元分析,得出在扭转载荷下的应变云图,图 4 复合材料轴的应变云图.

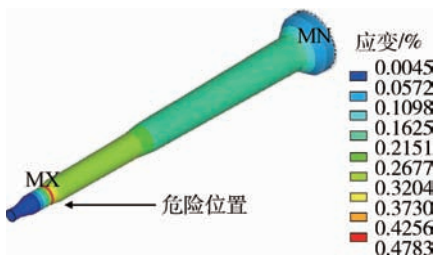


图 4 复合材料轴结构应变云图

Fig. 4 Strain diagram of the composite shaft

分析得出,在当前载荷状态下,低压涡轮轴结构的危险截面出现在套齿根部.在发动机实际工作中,套齿根部由于扭转载荷的作用,极易发生疲劳失效,由此验证了文中低压涡轮轴结构分析模型的合理性^[24].

复合材料轴结构在低循环载荷作用下,外层金属和复合材料的结构应力应变因铺层方案的不同而呈现一定的规律,计算结果如图 5、图 6 所

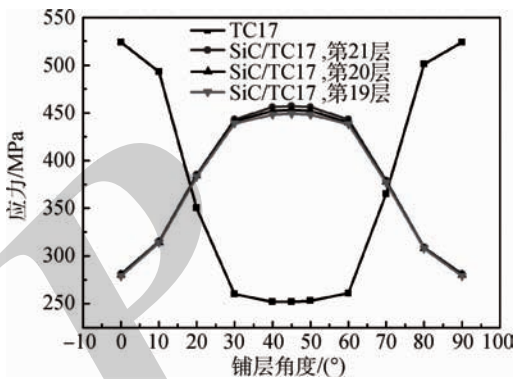


图 5 铺层角度对复合材料轴结构切应力的影响

Fig. 5 Influence on the shear stress of the composite shaft structure with different angles of layer

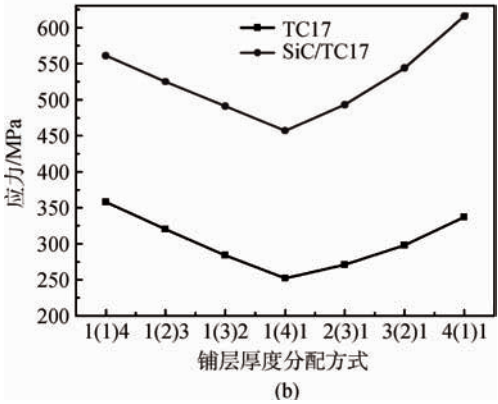
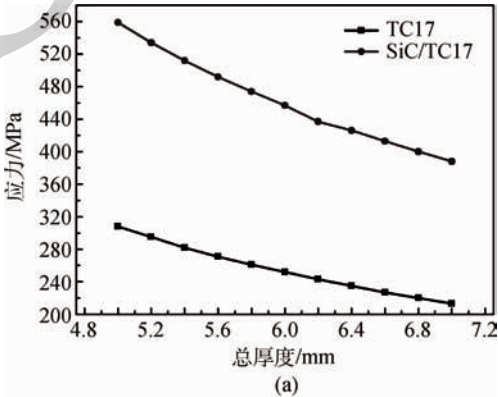


图 6 铺层厚度对复合材料轴结构切应力的影响

Fig. 6 Influence on the shear stress of the composite shaft structure with different layer thicknesses

示. 图 5 为铺层厚度为 6 mm, 铺角范围为 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 的复合材料轴结构切应力变化关系图. 结果表明, 复材层 45° 应力最大, 而金属层应力最小. 在 $0^{\circ}\sim 19^{\circ}$ 和 $71^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 铺角范围内, 外层金属层的切应力大于首层复合材料切应力, 在 $19^{\circ}\sim 71^{\circ}$ 之间, 复合材料首层切应力大于外层金属的切应力, 而复合材料各层的切应力从首层向内逐渐减小. 造成上述应力分布的原因可能是因为在 $0^{\circ}\sim 19^{\circ}$ 和 $71^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 铺角范围内, 外层金属主要承载, 在 $19^{\circ}\sim 71^{\circ}$ 时, 复合材料起主要承载作用, 构件承载角色的不同是导致这种现象的原因之一. 不同铺层角度的复合材料轴结构金属包套和复合材料层的切应力见表 6.

因为复合材料层的切应力由外向内逐渐减小, 所以下面分析时主要取复合材料层的最外层的应力值. 图 6(a)、图 6(b) 为 $+45^{\circ}$ 单向铺角的复

合材料轴结构在扭转载荷作用下, 铺层厚度对轴结构最外层金属和复合材料层切应力的影响. 图 6(a) 反映: 在保持内外金属层厚度为 1 mm 不变, 改变复合材料层的厚度, 金属层与复合材料层为切应力变化关系. 具体数值见表 7.

图 6(b) 为在轴结构总体壁厚保持不变的情况下, 同时改变复合材料层和金属层的厚度, 两者的切应力变化关系图, 图 6(b) 中括号内为复合材料的厚度, 括号左侧为轴结构内侧金属包套的厚度, 右侧为最外层金属包套的厚度, 单位均为 mm, 后文同. 从图 6 所表明的变化关系可以看出, 在保持 45° 铺角不变的情况下, 复合材料层的厚度减小, 金属层和复合材料层的切应力会随之增大. 其他铺层角度的应力-铺层厚度关系与上述关系基本一致, 再此不在赘述. 不同铺层厚度的复合材料轴结构切应力结果见表 8.

表 6 不同铺层角度的复合材料轴结构金属层和复合材料层的切应力 (单位: MPa)

Table 6 Shear stress of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different angles of layer (unit: MPa)

铺层角度/ $^{\circ}$	轴结构组成材料			
	金属包套	复合材料(第 21 层)	复合材料(第 20 层)	复合材料(第 19 层)
0	524	281	280	279
10	493	315	314	314
20	350	385	384	383
30	260	443	441	439
40	252	456	452	448
45	252	457	453	449
50	253	456	452	448
60	261	443	440	438
70	365	379	378	377
80	501	309	308	308
90	524	281	280	279

表 7 不同总厚度的复合材料轴结构金属层和复合材料层的切应力 (单位: MPa)

Table 7 Shear stress of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different total thicknesses (unit: MPa)

材料	总厚度/mm										
	5	5.2	5.4	5.6	5.8	6	6.2	6.4	6.6	6.8	7
TC17	308	295	282	271	261	252	243	235	227	220	213
SiC/TC17	559	534	512	492	474	457	437	426	413	400	388

表 8 不同铺层厚度分配方式的复合材料轴结构金属层和复合材料层的切应力(单位:MPa)

Table 8 Shear stress of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different allocation schemes of layer thickness (unit:MPa)

材料	铺层厚度分配方式						
	1(1)4	1(2)3	1(3)2	1(4)1	2(3)1	3(2)1	4(1)1
TC17	358	320	284	252	271	298	337
SiC/TC17	561	525	491	457	493	544	616

图 7、图 8 为结构在不同铺层方案下,最外层金属和复合材料层切应变变化规律。两者定量与变量的关系与切应力特征分析一致。图 7 表明:最外层金属的切应变要略大于复合材料层,而复合材料层的切应变虽然相差不大,但还是呈现出复合材料外层的应变大于内层应变的规律,具体数值见表 9。图 8(a)、图 8(b)表明:当铺层角度保持 45°不变时,复合材料层厚度减小,最外层金属和复合材料层的切应变增大,不同铺层下的复合材料轴结构切应变分析结果见表 10、表 11。

大。外层金属包套的寿命则远大于首层复合材料的疲劳寿命,具体复合材料轴结构低周疲劳寿命见表 13。

为了更好地了解复合材料轴结构的疲劳寿命特性规律,本文研究了不同铺层厚度的 45°单向铺角的复合材料轴结构疲劳寿命变化关系。图 10 为不同铺层厚度下的复合材料轴结构疲劳寿命变化关系,具体预测疲劳寿命值见表 9。在限定前提下,无论铺层厚度怎么变化,最外层金属包套的疲劳寿命总是大于首层复合材料的疲劳寿命,图 10(a)表示当金属包套厚度为 1 mm 不变时,只增加

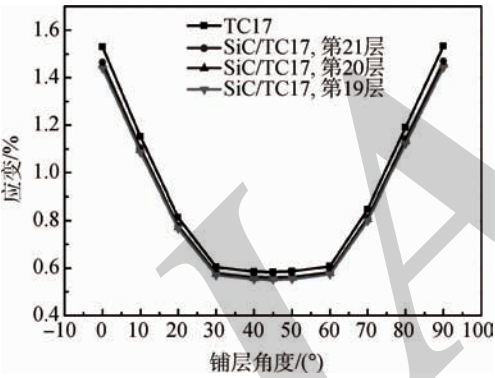


图 7 铺层角度对复合材料轴结构切应变的影响

Fig. 7 Influence on the shear strain of the composite shaft structure with different angles of layer

2.2 疲劳寿命预测与特性分析

应用本文提出的复合材料轴结构疲劳寿命预测方法,结合低压涡轮轴结构有限元分析结果,对不同铺层方案的复合材料轴结构的疲劳寿命进行预测,表 12 为 Manson-Coffin 模型参数,表中数据均为材料静力实验获得,样件最终被拉断,所以模型曲线表征复合材料断裂失效的应变-寿命关系。

铺层方案的变化会引起轴结构疲劳寿命的变化。如图 9 所示,文中所述条件下,在 0°~90°范围内,45°铺层角度的复合材料层疲劳寿命值最大,而且,复合材料各层疲劳寿命由首层向内逐渐增

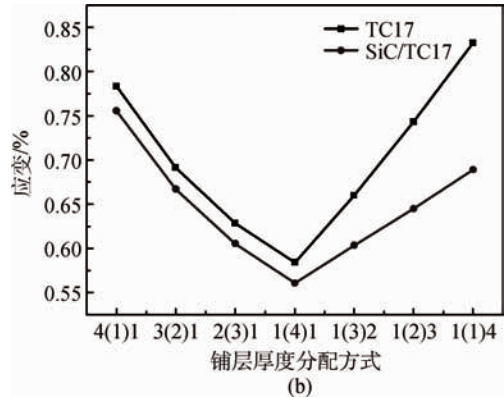
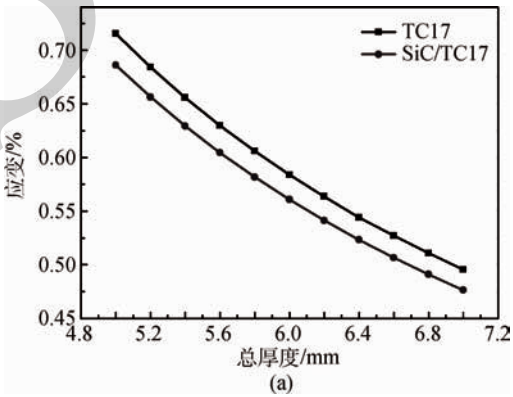


图 8 铺层厚度对复合材料轴结构切应变的影响

Fig. 8 Influence on the shear strain of the composite shaft structure with different lay thicknesses

表 9 不同铺层角度的复合材料轴结构金属层和复合材料层的切应变(单位:%)

Table 9 Shear strain of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different angles of layer (unit:%)

铺层角度/(°)	轴结构组成材料			
	金属包套	复合材料(第 21 层)	复合材料(第 20 层)	复合材料(第 19 层)
0	1.5292	1.4644	1.4515	1.4385
10	1.1497	1.103	1.0936	1.0843
20	0.8125	0.7795	0.7729	0.7663
30	0.604	0.5798	0.575	0.5702
40	0.586	0.5626	0.558	0.5533
45	0.584	0.5608	0.5561	0.5515
50	0.5863	0.563	0.5583	0.5537
60	0.6072	0.5828	0.578	0.5731
70	0.8469	0.8124	0.8056	0.7987
80	1.1895	1.141	1.313	1.1216
90	1.5335	1.4685	1.4555	1.4425

表 10 不同总厚度的复合材料轴结构金属层和复合材料层的切应变(单位:%)

Table 10 Shear stress of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different total thicknesses (unit:%)

材料	总厚度/mm										
	5	5.2	5.4	5.6	5.8	6	6.2	6.4	6.6	6.8	7
TC17	0.715	0.684	0.655	0.629	0.606	0.584	0.563	0.544	0.527	0.511	0.495
SiC/TC17	0.686	0.656	0.629	0.604	0.581	0.560	0.541	0.523	0.506	0.491	0.476

表 11 不同铺层厚度分配方式的复合材料轴结构金属层和复材层的切应变(单位:%)

Table 11 Shear stress of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different allocation schemes of layer thickness (unit:%)

材料	铺层厚度分配方式						
	1(1)4	1(2)3	1(3)2	1(4)1	2(3)1	3(2)1	4(1)1
TC17	0.8323	0.743	0.659	0.584	0.628	0.691	0.783
SiC/TC17	0.688	0.644	0.603	0.5608	0.605	0.667	0.755

表 12 Manson-Coffin 模型参数

Table 12 Parameters of Manson-Coffin model

参数	SiC/TC17	TC17
E/GPa	237	118
b	-0.105	-0.12
c	-0.83	-0.6
σ'_f	1820.5	1071.1
ϵ'_f	0.98	1.11

复合材料层的厚度时,外层金属和首层复合材料层的疲劳寿命随厚度增加而增大;图 10(b)表示轴结构壁厚保持为 6 mm 不变时,减小复合材料层的厚度,同时相应增大最内层或最外层金属包套的厚度,其结构疲劳寿命都随着复合材料层的

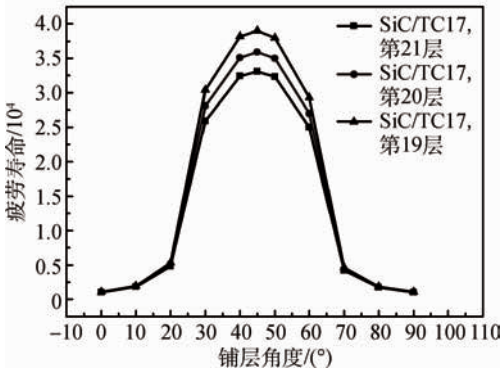


图 9 铺层角度对复合材料轴结构外层金属与首层复合材料寿命的影响

Fig. 9 Influence on the fatigue life of the outer metal and the first layer of composite material of the composite shaft structure with different angles of layer

表 13 不同铺层角度的复合材料轴结构金属层和复合材料层的疲劳寿命(单位:10⁴)

Table 13 Fatigue life of the metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different angles of layer (unit: 10⁴)

铺层角度/(°)	轴结构组成材料			
	金属包套	复合材料(第 21 层)	复合材料(第 20 层)	复合材料(第 19 层)
0	0.540	0.105	0.108	0.110
10	1.110	0.184	0.190	0.196
20	4.990	0.483	0.514	0.533
30	16.600	2.590	2.810	3.040
40	20.000	3.240	3.510	3.820
45	20.400	3.310	3.590	3.900
50	20.000	3.230	3.500	3.800
60	16.200	2.500	2.700	2.930
70	2.670	0.421	0.440	0.460
80	0.606	0.173	0.178	0.183
90	0.321	0.105	0.108	0.110

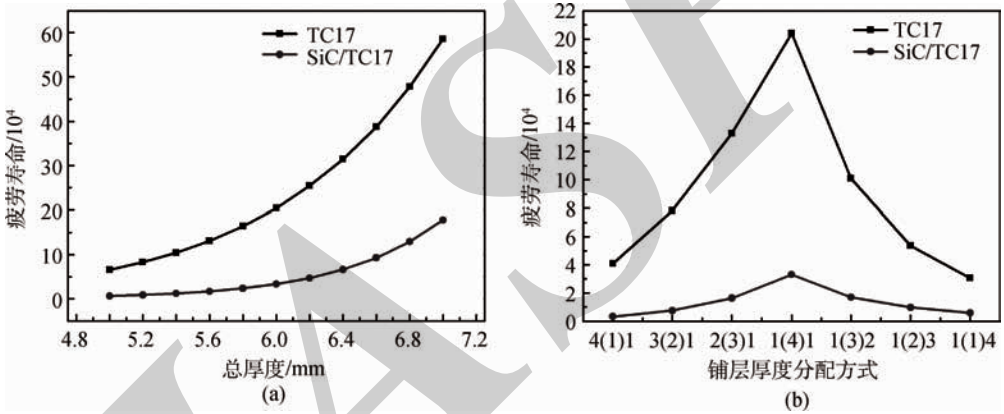


图 10 铺层厚度对复合材料轴结构疲劳寿命的影响

Fig. 10 Influence on the fatigue life of the composite shaft structure with different layer thicknesses

厚度减小而减小的变化规律,不同铺层厚度下的 复合材料轴结构疲劳寿命值见表 14,表 15.

表 14 不同总厚度的复合材料轴结构金属层和复合材料层的疲劳寿命(单位:10⁴)

Table 14 Fatigue life of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different total thicknesses (unit:10⁴)

材料	总厚度/mm										
	5	5.2	5.4	5.6	5.8	6	6.2	6.4	6.6	6.8	7
TC17	58.6	47.8	38.7	31.4	25.4	20.4	16.4	13.1	10.4	8.26	6.51
SiC/TC17	17.8	12.9	9.25	6.6	4.68	3.31	2.35	1.67	1.19	0.851	0.615

表 15 不同铺层厚度分配方式的复合材料轴结构金属层和复合材料层的疲劳寿命(单位:10⁴)

Table 15 Fatigue life of metal layer and composites layer of the composite shaft structure with different allocation schemes of layer thickness (unit:10⁴)

材料	铺层厚度分配方式						
	1(1)4	1(2)3	1(3)2	1(4)1	2(3)1	3(2)1	4(1)1
TC17	3.05	5.36	10.1	20.4	13.3	7.84	4.11
SiC/TC17	0.327	0.752	1.64	3.31	1.7	0.977	0.596

3 结 论

本文研究了连续纤维增强金属基复合材料轴结构的低周疲劳寿命估算方法,建立了复合材料低压涡轮轴结构有限元分析模型,总结了铺层方案对复合材料轴结构应力、应变和疲劳寿命的影响规律,根据研究结果,得到以下结论:

1) 综合连续纤维增强复合材料的结构特点,以及复合材料可能存在的失效模式,提出了基于局部应力应变法的复合材料轴结构低周疲劳寿命预测方法,通过计算验证算例预测的疲劳寿命与实验值的对比结果,验证了此复合材料轴结构扭转疲劳寿命预测方法的有效性。

2) 参考实际航空发动机低压涡轮轴尺寸数据,经简化后,建立低压涡轮轴结构有限元分析模型,在文中所述的条件下,通过对比轴结构受扭转载荷时危险截面的位置,验证了有限元分析模型的合理性。

3) 应用文中所述的复合材料轴结构低周疲劳寿命预测方法和有限元预测模型,对复合材料低压涡轮轴结构的扭转疲劳寿命进行预测,总结了铺层方案对复合材料轴结构响应和疲劳寿命的影响规律,具体特征规律已在前文进行阐述。本文的工作能对日后复合材料轴结构疲劳寿命预测的相关研究提供一些借鉴。

参考文献:

- [1] 李健康,杨延清,罗贤,等.连续 SiC 纤维增强 Ti 基复合材料中的纵向残余热应力分析[J].金属热处理,2007,32(11):65-69.
LI Jiankang, YANG Yanqing, LUO Xian, et al. Measurement of the longitudinal thermal residual stress in continuous SiC fiber reinforced titanium matrix composites[J]. Heat Treatment of Metals, 2007, 32(11): 65-69. (in Chinese)
- [2] 冯广海,杨延清,罗贤,等. SiC 纤维增强 Ti 基复合材料疲劳研究进展[J].稀有金属材料与工程,2013,42(1):215-220.
FENG Guanghai, YANG Yanqing, LUO Xian, et al. Research progresses of fatigue of SiC fiber reinforced titanium matrix composites[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(1): 215-220. (in Chinese)
- [3] LOU Junhong, YANG Yanqing, LUO Xian, et al. Effects of fiber volume fraction on transverse tensile properties of SiC/Ti-6Al-4V composites[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2011, 40(4): 575-579. (in Chinese)
- [4] 梁春华.连续纤维增强的金属基复合材料部件在航空涡扇发动机上的应用[J].航空制造技术,2009(15):32-35.
LIANG Chunhua. Application of continuous fiberreinforced metal matrix composite component on turbofan aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009 (15): 32-35. (in Chinese)
- [5] Lutjering G, Williams J C. Titanium [M]. New York: Springer-Verlag Berlin Heidelberg Press, 2003.
- [6] Lee D G, Kim J W, Hwang H Y. Torsional fatigue characteristics of aluminum-composite co-cured shafts with axial compressive preload[J]. Journal of Composite Materials, 2004, 38(9): 737-756.
- [7] Himmel N. Fatigue life prediction of laminated polymer matrix composites[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(2/3/4): 349-360.
- [8] 孙庆伟,陆山.航空发动机复合材料主轴优化方案设计方法[J].复合材料学报,2013,30(6):258-263.
SUN Qingwei, LU Shan. Design and optimization method for composite main shaft of aircraft engine[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2013, 30(6): 258-263. (in Chinese)
- [9] 崔广群,肖文刚,王鹏飞.碳纤维复合材料传动轴承扭性能研究[J].玻璃钢/复合材料,2014(7):74-77.
CUI Guangqun, XIAO Wengang, WANG Pengfei. The study on the torsional properties of the carbon fiber composite drive shaft[J]. FRP/CM, 2014(7): 74-77. (in Chinese)
- [10] SHA Yundong, JIA Qiuyue. Influence of laminate scheme on design of continuous fiber reinforced composite turbofan engine shaft[J]. Applied Mechanics Materials, 2015, (721): 803-808.
- [11] Hyde T H, Punyong K, Becker A A. Experimental failure investigation for a titanium metal matrix composite with $+45^\circ$ and $\pm 45^\circ$ fibre orientation[J]. Journal of Materials Design and Applications, 2015, 229(1): 51-63.
- [12] 习年生,于志成,陶春虎.纤维增强复合材料的损伤特征及失效分析方法[J].航空材料学报,2000,20(2):55-63.
XI Niansheng, YU Zhicheng, TAO Chunhu. Damage characterization and failure analysis in fiber reinforced composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2000, 20(2): 55-63. (in Chinese)
- [13] Andrews E W, Moussa N A. Failure mode maps for composite sandwich panels subjected to air blast loading[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(3): 418-425.
- [14] Knops M. Analysis of failure in fiber polymer laminates [M]. Beijing: China Machine Press, 2014.
- [15] Avila A F. Integrated micro/macro approach for laminate composite analysis: applications to turbine blades [J]. AIAA Journal, 2000, 38(10): 1924-1930.
- [16] 张国庆,王成焘,徐滨士.几种疲劳寿命预测方法的探讨及评价[J].机械强度,2011,33(3):469-474.
ZHANG Guoqing, WANG Chengchou, XU Binshi. On assessment of several fatigue life prediction methods[J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33(3): 469-474. (in Chinese)
- [17] SHANG Deguang, WANG Dakang, LI Ming, et al. Local stress-strain field intensity approach to fatigue life predic-

tion under random cyclic loading[J]. International Journal of Fatigue,2001,23(10):903-910.

[18] 舒陶. 局部应力应变 Neuber 法与有限元求法的比较[J]. 弹箭与制导学报,2009,29(1):267-269.

SHU Tao. Comparison of Neuber rule and FEM for local stress-strain[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,2009,29(1):267-269. (in Chinese)

[19] 吴富强,姚卫星. 一种新的材料疲劳寿命曲线模型[J]. 中国机械工程,2008,19(13):1634-1637.

WU Fuqiang, YAO Weixing. A new model of the fatigue life curve of materials[J]. China Mechanical Engineering, 2008,19(13):1634-1637. (in Chinese)

[20] 石炜,温卫东,崔海涛. 榫连接结构微动疲劳寿命研究[J]. 航空动力学报,2014,29(1):104-110.

SHI Wei, WEN Weidong, CUI Haitao. Research on fretting fatigue life of dovetail joints[J]. Journal of Aerospace power,2014,29(1):104-110. (in Chinese)

[21] 郑帮涛,马永. 基于局部应力应变 Neuber 法的舵板寿命分析[J]. 舰船科学技术,2014,36(12):23-28.

ZHENG Bangtao, MA Yong. Analysis of the helm fatigue-life based on local stress-strain Neuber rule[J]. Ship Science and Technology,2014,36(12):23-28. (in Chinese)

[22] 靳焕章,刘建,苟华忠. 某系列发动机涡轮轴技术寿命研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2002,15(4):21-24.

JIN Huanzhang, LIU Jian, GOU Huazhong. A study on turbine shaft technical life of an aero engine series[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2002,15(4):21-24. (in Chinese)

[23] 于慧臣,吴学仁. 航空发动机设计用材料数据手册:第 4 册[M]. 北京:航空工业出版社,2010.

[24] 陶春虎,钟培道,王仁智,等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京:国防工业出版社,2000.

(编辑:王碧琚)