文章编号:1000-8055(2024)05-20210572-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210572

## 复合材料涡轮轴结构损伤演化及失效机理

沙云东,黄靖轩,骆 丽,白 旭

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室,沈阳110136)

**摘** 要:针对连续纤维增强复合材料涡轮轴结构损伤演化及失效机理分析,基于宏-细观力学跨尺度分析方法,建立了与轴结构试验件尺寸相符合的有限元仿真计算模型及细观力学代表体积元(RVE)模型,预测轴结构的损伤演化并分析其失效机理。反向扭矩下,[45]。轴结构的损伤始于界面开裂,裂纹向两侧钛合金扩展,钛合金的剪切变形最终带动纤维的断裂;正向扭矩下,[45]。面结构的损伤始于基体损伤,断口两侧钛合金相互挤压摩擦,最终将纤维剪断。开展复合材料失效模式验证试验,通过声发射及扫描电镜技术,实现对失效过程中不同失效模式的判别。将仿真结果与试验结果进行对比验证,验证了模型和方法的有效性。模拟涡轮轴结构在扭转载荷下的损伤演化过程及失效机理,预测失效强度。结果表明:0°和90°铺层时扭转强度最低,45°铺层时扭转强度最高,提高近3倍。本文研究提出的预测模型及分析结论为纤维增强复合材料的设计和应用提供依据。

关键词:复合材料涡轮轴;损伤演化;失效机理;失效强度;铺层角度中图分类号: V232.2文献标志码: A

# Damage evolution and failure mechanism of composite turbine shaft structure

SHA Yundong, HUANG Jingxuan, LUO Li, BAI Xu

 (Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aviation Propulsion System, School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** For continuous fiber reinforced composites turbo-shaft structural damage evolution and failure mechanism analysis, based on the macro-mechanics and meso-mechanics analysis method of cross-scale, a finite element simulation model with the same size of the shaft structure verification model and a micro-mechanics representative volume element (RVE) model was established. The damage evolution of shaft structure was predicted and its failure mechanism was analyzed. Under reverse torque, the damage of  $[45]_6$  shaft structure structure began with interface cracking, the cracks were extended to both sides of titanium alloy, and the shear deformation of titanium alloy finally drove the fiber fracture. Under forward torque, the damage of  $[45]_{10}$  shaft structure began with matrix damage, titanium alloys on both sides of the fracture were pressed against each other, and finally the fiber was cut. The failure mode verification experiment of composite shaft structure was carried out, different failure modes in the failure process were identified by acoustic emission and scanning electron microscopy techniques. The simulation results were compared with experiment results to verify the validity of the model and method. The damage evolution

收稿日期:2021-10-11

基金项目:中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2018CXY019)

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

引用格式: 沙云东, 黄靖轩, 骆丽, 等. 复合材料涡轮轴结构损伤演化及失效机理[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20210572. SHA Yundong, HUANG Jingxuan, LUO Li, et al. Damage evolution and failure mechanism of composite turbine shaft structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20210572.

process and failure mechanism of the turbo-shaft structure under torsional load were simulated and the failure strength was predicted. The damage evolution process and failure mechanism of turbo-shaft structure under torsional load were simulated and the failure strength was predicted. The results showed that the torsional strength was the lowest when the layer was laid at 0° and 90°, and the highest when the layer was laid at 45°, which increased nearly three times. The prediction model and analysis conclusions could provide a basis for the design and application of fiber reinforced composites.

## Keywords: composite turbine shaft; damage evolution; failure mechanism; failure strength; layer angle

随着对航空发动机推质比等性能指标的不断 提高,金属及其合金材料对结构轻量化的实现是 有限的,先进复合材料更能满足这一需求。纤维 增强金属基复合材料具有高的比强度、比刚度, 耐高温性能优异,更适用于发动机高温的工作环 境<sup>[1]</sup>,目前已应用于F119发动机,国内也陆续开 展相关研究<sup>[1-3]</sup>。低压涡轮轴作为航空发动机的 重要部件,承受多种载荷,失效模式复杂多样<sup>[4]</sup>。

对于纤维增强复合材料涡轮轴的损伤演化及 失效机理研究需要考虑两方面:一是复合材料的 损伤演化及失效模式;二是轴类结构的失效分析。 1991年开始,英国学者 Hinton、Soden 和 KARL 等 先后组织了两届 World-wide Failure Exercise (WWFE)<sup>[5-8]</sup>, WWFEI评估了平面应力下的失效 模式,结果表明还没有一种失效准则能够精确预 测所有情况下的结果<sup>[8]</sup>;WWFEII对三向应力下的 失效进行评估,对三向受压的复合材料失效包线 是张开或闭合仍存在分歧<sup>[9]</sup>。美国早在 20 世纪 60年代就开始研究复合材料力学性能参数计算 方法<sup>[10]</sup>,包括等效夹杂法、Mori-Tanaka法、自洽 法、广义自洽法、上下限法、CCA(composite cylinder assemblage)上下限法<sup>[11]</sup>和目前较为常用的 RVE 有限元法等<sup>[12-13]</sup> 细观力学方法, Padhee 等<sup>[13]</sup> 采用 RVE 有限元模型优化设计纤维与基体之间 排列位置。Ambur 等<sup>[14]</sup> 对复合材料曲面开口板 在横向压缩载荷下的渐进失效过程进行了数值模 拟和试验验证,并且考虑了初始几何缺陷和铺层 损伤模式。

英国诺丁汉大学的 Hyde 等<sup>[15]</sup> 针对 SCS/Ti-6-4 短轴试验件开展了复合材料细观力学的弹塑性分析,得到±45°铺角的复合材料轴结构比+45°铺角应力/应变响应值小;并开展两种轴结构试验件在扭转作用下失效模式试验研究,试验表明相同铺层层数下,±45°铺角的复合材料轴结构承扭能力优于+45°铺角的轴结构。Sevkat 等<sup>[16]</sup> 对冲击载

荷作用下复合材料轴的扭转特性进行研究,计算 出最大扭矩和最大扭转角。沙云东等<sup>[17-18]</sup>用细 观 RVE 模型预测复合材料力学性能,再建立复合 材料轴模型,分析了不同体积分数、铺层角度和 厚度对复合材料轴结构拉伸失效载荷的影响。

本文以航空发动机低压涡轮轴为研究背景, 采用宏-细观综合分析方法,对复合材料轴结构损 伤演化及失效机理进行研究,开展 SiC/TC4 复合 材料轴结构承载能力与失效模式分析试验,将预 测的失效模式与试验结果进行对比,验证计算方 法的有效性。针对纤维增强金属基低压涡轮轴, 计算低压涡轮轴在扭转载荷下的失效载荷,预测 其损伤演化过程,并讨论铺层角度对扭转失效载 荷的影响,为复合材料涡轮轴结构的设计和应用 提供理论支撑。

#### 1 理论研究

#### 1.1 三维 Hashin 失效准则及刚度退化

考虑厚度方向的力,选取三维 Hashin 失效准则,判别不同失效模式。

纤维拉伸失效:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{t}}\right)^{2} + \left(\frac{\tau_{12}}{X_{t}}\right)^{2} + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^{2} \ge 1 \qquad \sigma_{11} > 0 \qquad (1)$$

纤维压缩失效:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \ge 1 \qquad \sigma_{11} < 0 \tag{2}$$

基体拉伸失效:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{t}}\right)^{2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^{2} + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^{2} \ge 1 \qquad \sigma_{22} > 0 \qquad (3)$$

基体压缩失效:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{\rm c}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \ge 1 \qquad \sigma_{22} < 0 \qquad (4)$$

分层失效:

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_{t}}\right)^{2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^{2} + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^{2} \ge 1 \qquad \sigma_{33} > 0 \qquad (5)$$

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_{\rm c}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \ge 1 \qquad \sigma_{33} < 0 \qquad (6)$$

式中 $\sigma_{11}$ 、 $\sigma_{22}$ 、 $\sigma_{33}$ 、 $\tau_{12}$ 、 $\tau_{13}$ 、 $\tau_{23}$ 为单层材料的3 个正应力与3个切应力;  $X_t$ 、 $X_e$ 、 $Y_t$ 、 $Y_e$ 、 $Z_t$ 、 $Z_e$ 、 $S_{12}$ 、 $S_{13}$ 、 $S_{23}$ 为9个强度参数,其中t代表拉伸方向, c 代表压缩方向。

在计算过程中,给结构施加初始载荷,计算每 个单元积分点的应力,判断是否发生失效,当单 元积分点满足某种失效模式时,材料刚度发生退 化,一般有3类刚度降阶方法:一是完全刚度降 阶,即材料失效后刚度降为零;二是有限刚度降阶, 根据纤维失效或基体失效,有选择地进行刚度降 阶;三是建立刚度降阶系数与损伤程度的函数。 本文采用第1种刚度降阶方法,FV1表示纤维拉 伸失效状态;FV2表示纤维压缩失效状态;FV3表 示基体拉伸失效状态; FV4 表示基体压缩失效状态; FV5 表示分层失效状态。在损伤发生过程中, 往往不止出现一种损伤模式,每种损伤类型间有 一定的相互关联作用,对于损伤破坏相互关联作 用导致的单元刚度退化模式,将材料退化方式相 互叠加,进行刚度折减。若判断未出现失效,则 再增加一个给定载荷增量,继续求解。上述过程 进行迭代计算,直到结构完全失效。

#### 1.2 复合材料细观力学理论

如图 1 所示, 纤维增强金属基复合材料轴结 构按结构尺度分为叠层材料、单层材料、代表体 积元。为了研究纤维与基体的失效模式表征方法, 在细观层面取具有代表性的单元。图 1(a)中 t 为 复合材料轴结构的厚度, 图 1(d)中方向 1 代表纤 维纵向, 方向 2 代表纤维横向, 方向 3 代表复合材 料铺层方向。代表体积元周期排列形成复合材料, 因此研究方法可简化为施加同时满足应力和位移 连续条件的周期性边界条件<sup>[19-20]</sup>。



图 1 纤维增强复合材料轴结构研究尺度 Fig. 1 Fiber reinforced composite shaft structure research scale

将四边形排列的 RVE 模型用二维几何表示, 如图 2 所示。RVE 模型的边长为L,坐标原点为 点A、点B和点D在x轴和y轴上。如果用 $l_1$ 、 $l_2$ 、 $l_3$ 、  $l_4$ 表示代表体积元中x=0、x=L、y=0、y=L时 的边界,用 $u_i$ 表示代表体积元边界 $l_i$ 上点的变形 量,对应边的边界条件为:







$$u_{l_4} = u_{l_3} + (u_D - u_A) \tag{7}$$

$$u_{l_2} = u_{l_1} + (u_B - u_A) \tag{8}$$

应力连续要求 RVE 单元相应面的应力反向 且数值相等,即 RVE 单元间有连续的应力场,施 加位移连续条件的同时应力连续条件也会成立<sup>[21]</sup>。

#### 1.3 内聚力模型

内聚力模型能较好分析界面应力,被广泛应 用于复合材料细观力学失效模式分析中<sup>[22]</sup>。双线 性内聚力模型本构关系如图 3 所示, N为界面单 元法向应力, N<sub>max</sub>为界面法向强度, δ<sub>n</sub>为界面位移, δ<sup>init</sup>为界面开始产生损伤时的位移, δ<sup>fal</sup>为界面彻 底失效时的位移, K<sub>n</sub>为未损伤时的界面刚度, D<sub>n</sub> 为损伤指数。

加载初期,界面法向应力N线性增大,直至达 到法向强度N<sub>max</sub>,此时选取最大应力准则,判断损



图 3 界面单元本构关系 Fig. 3 Constitutive relation of interface layer

伤开始,界面单元产生损伤,刚度开始衰退,损伤 指数D<sub>n</sub>从0开始增加,应力重新分配,界面位移 达到δ<sup>init</sup>。随着损伤加剧,界面位移δ<sub>n</sub>增大,损伤 单元的法向应力N逐渐减小。选取最大位移准则, 即当损伤单元的法向应力N减至0时,界面位移 达到界面最大失效位移δ<sup>fall</sup>,界面刚度衰减至0,损 伤指数D<sub>n</sub>增至1,界面完全失去承载能力。SiC/TC4 复合材料中,界面层TiC的法向强度为98.5 MPa, 最大失效位移为0.0005 mm。

## 2 复合材料轴结构失效模式分析与 试验验证

#### 2.1 圆筒轴结构承载能力与失效试验

选取复合材料三明治轴结构试验件,内外层 为TC4金属包套,夹层部分为SiC/TC4复合材料, 分别沿+45°方向铺设6层和10层,开展扭转载荷 承载能力与失效模式分析试验,试验系统总体布 局如图4所示。试验件安装状态图如图5所示, 试验件一端使用螺栓与平台紧固,另一端与扭转 筒相连,对[45]。复材轴施加反向扭矩,[45]10复材 轴施加正向扭矩,试验载荷从0开始单调增加,直 至增至最大承受载荷后,轴结构破坏,测得轴结 构的断裂试验结果如表1所示。

失效模式分析试验通过无损检测和有损检测



图 4 试验系统平面图 Fig. 4 Experiment site plan



图 5 安装状态 Fig. 5 Installation diagram

#### 表 1 轴结构断裂试验结果

Table 1 Fracture experiment results of shaft structure

轴结构	扭矩方向	试验值/(N·m)	断口状态
[45] <sub>6</sub>	反向扭矩	-11 812	45°和90°方向出现裂纹
[45]10	正向扭矩	10 418	90°方向出现裂纹

联合完成。试验中,将声发射探头沿复合材料轴 对称布置,在声发射探头和轴接触面之间采用耦 合剂耦合,使用胶带将声发射探头固定在复合材 料轴上,如图5所示。无损检测根据声发射技术, 通过探头监测试验过程中产生的声发射信号,并 利用仪器记录信号幅值等特征,从而获取材料内 部的损伤信息。有损检测通过对轴结构试验件宏 观断口形貌的观测,对断口的开裂区与过载区进 行分析;并结合日立 S-3400N 型扫描电镜对样件 断口附近纵剖面形貌进行观察,分析细观裂纹扩 展方向及材料各组分的损伤演化,对轴结构的失 效机理进行进一步研究。

表2为轴结构失效模式试验结果,对[45]。复 材轴施加反向扭矩时,纤维受压、界面受拉,界面 首先在拉应力作用下产生损伤,产生40~60 dB 的界面损伤声发射信号,进而在复合材料夹心位 置形成45°方向裂纹,然后裂纹向金属包套扩展, 造成基体损伤,产生大量基体损伤声发射信号, 钛合金基体发生大量塑性变形带动纤维产生损伤, 产生大量 90 dB 以上的纤维损伤声发射信号,随 着纤维断裂数量的增多,轴结构达到最大承载能 力,最终形成90°断口区域,故[45]。复材轴的断口 为45°和90°方向混合断口;对[45]10复材轴施加 正向扭矩时,纤维受拉、界面受压,界面在压应力 作用下几乎不产生损伤,监测的声发射信号为 80 dB以下的基体损伤信号, 钛合金在剪应力作 用下沿 90°方向发生破坏,当外加载荷继续增加 到接近最终断裂载荷时,复合材料轴才产生高于 90 dB 以上的纤维损伤声发射信号, SiC 纤维在钛





合金带动下被大量剪断,当载荷超过临界载荷后 复合材料轴很快因为过载而失效,故 [45]<sub>10</sub>复材 轴最终形成 90°断口区域。

#### 2.2 模型建立与仿真计算

本文基于宏-细观结合方法,分别构建宏观轴 结构模型与细观 RVE 模型,对轴结构的失效模式 进行计算与分析。复合材料轴结构材料选用 SiC/TC4 复合材料层与 TC4 纯金属材料,材料参 数如表 3 所示,其中 *E* 为弹性模量,v为泊松比, *G* 为切变模量。下标 1 代表纤维方向, 2 与 3 代 表垂直纤维的横向。

表	ŧ 3	材料	参数
Table 3	M٤	terial	parameters

参数		材料		
		SiC/TC4	TC4	
<i>E</i> /GPa	$E_1$	234		
	$E_2$	187	122.5	
	$E_3$	187		
ν	$v_{12}$	0.23		
	$v_{23}$	0.27	0.3	
	$v_{13}$	0.23		
G/GPa	$G_{12}$	64.38		
	$G_{23}$	71.69		
	$G_{13}$	64.38		

建立与试验件尺寸相同的三维轴结构有限元 模型,试验件尺寸如图 6 所示,铺设 SiC/TC4 复材 层长为 50 mm,材料参数如轴中部试验段长为 10 mm,铺层角为+45°,厚度为 0.8 mm,单元类型 为 C3D8R,建立轴结构模型如图 7 所示,图中ø为



图 6 试验件尺寸(单位: mm) Fig. 6 Dimensions of shafts (unit: mm)



Fig. 7 Dangerous position

直径,尺寸单位为mm。

利用 ABAQUS 有限元用户 USDFLD(user defined filed)模块,根据三维 Hashin 失效准则编 写损伤子程序,模拟试验过程中出现的各组分损 伤情况。在计算过程中,荷载分步增加,计算每 个单元积分处的应力状态,根据单元所受应力状 态判断损伤是否发生,计算失效指数,并存储于 状态变量 SDV(solution dependent variables)中。5 个状态变量 SDV 与场变量 FV(predefined field variables)对应。状态变量 SDV(量符号记为 *D*),场变量 FV(量符号记为 *F*)。下标 0 代表界面损

伤, 下标1代表纤维拉伸损伤, 下标2代表纤维压 缩损伤, 下标3代表基体拉伸损伤, 下标4代表基 体压缩损伤。当SDV达1时, 积分处单元发生失 效, 产生刚度退化, 继续进行应力分析, 直至整个 结构发生失效。

纤维直径为 100 μm, 纤维体积分数为 35%。 根据 $L = R \sqrt{\pi/V_f}$ 得建立的四边形代表体积元模型 边长为 150 μm, 如图 8 所示, 纤维与基体选用 C3D8R 单元, 界面选用基于双线性内聚力模型为 计算方法的 COH3D8 内聚力单元(cohesive element), 施加周期性边界条件并进行网格划分。



图 8 RVE 模型网格划分 Fig. 8 Mesh generation of RVE model

2.2.1 [45]。复合材料轴结构失效分析

1)界面损伤阶段:由于试验开展顺序,在进 行扭转静载考核试验前,开展了扭转刚度测试。 在扭转刚度测试中,施加的最大载荷为-5000 N·m。 由于凯塞尔效应,再次加载时,在达到前次施加 的最大载荷即-5000 N·m之前,不产生声发射信 号。但经观测本次试验声发射信号图谱发现,在 外加扭矩达到-5000 N·m前,设备已监测到部分 声发射信号,这些声发射信号幅值在40~60 dB, 经分析,这些声发射信号是由于界面在拉应力作 用下产生损伤导致的。复合材料轴界面首先在拉 应力作用下发生脱黏开裂,通过电镜扫描观测到 界面已经出现明显脱黏现象。在拉应力作用下, 复合材料轴内部裂纹沿纤维之间界面快速扩展, 在复合材料夹心位置形成平整规则的45°方向的 裂纹,使承载能力降低。根据层合板主偏轴转化 关系,将复合材料最外层危险位置的各方向主应 力,转化为纵向与横向的应力,即沿纤维方向应 力与垂直纤维方向应力,跨尺度计算转化到细观 RVE 模型,分析界面损伤程度,如图9所示,图中 *M*为所施加的扭矩。





2) 基体损伤:裂纹首先在复合材料夹心位置 产生,随后向复合材料轴金属包套部分进一步扩 展,经电镜扫描观测裂纹扩展方向如电镜扫描图 中箭头方向所示。随着裂纹从复合材料夹心侵入 两侧钛合金包套,致使复合材料夹心两侧钛合金 基体发生开裂,基体发生大量塑性变形,钛合金 呈现出剪切断裂特征。基体损伤演化如图 10 所 示,复合材料最外层基体损伤发生最早且最严重, 当扭矩达到-7 194.46 N·m 时,基体失效从第 6 层 扩展至第 4 层,其中第 6 层基体损伤指数最高,损





图 10 [45]。复合材料轴基体损伤模型演化

伤程度最大;随着扭矩增加,当扭矩达到-7322.29 N·m时,复合材料轴结构各层均出现不同程度的 基体失效,失效区域边界平滑,与纤维呈90°夹角, 随着扭矩继续增加,通过扫描电镜观测到大量钛 合金基体在剪应力作用下发生沿90°方向大量剪 切塑性变形,将SiC纤维剪断,引发纤维失效。

3)纤维损伤:在钛合金基体的作用下,SiC纤维被大量剪断,随着被剪断的SiC纤维数量增多, 经电镜扫描观测断口上出现大量纤维被剪断的痕迹,表现出纤维劈裂、碳层脱裂、局部分层等特征, 此时复合材料轴声发射幅值图谱中出现了数量较多的90 dB以上的声发射信号,为纤维损伤信号。 由于纤维被剪断的位置不一致,复合材料轴断口 呈现出一定程度的起伏状态。纤维损伤演化如 图 11 所示, 钛合金基体发生的大量塑性变形带 动 SiC 纤维发生断裂, 扭矩达-10 136.80 N·m时, 第 1 层与第 6 层轴中部区域部分单元损伤指数 达 1, 出现少量失效单元;随着扭矩增加, 大量纤 维被钛合金基体剪短, 失效区域呈 45°方向扩展, 当扭矩增至-10 282.00 N·m 时, 各层纤维均出现 失效, 出现 90°方向裂纹, 轴结构最终沿 90°方向 断裂, 发生灾难性破坏。

#### 2.2.2 [45]10 复合材料轴结构失效分析

1) 基体损伤: 加载过程中, 界面在压应力作

Fig. 10 Evolution of [45]<sub>6</sub> composite turbine shaft matrix damage model





用下几乎不发生损伤,复合材料轴前期声发射信 号数量非常稀少,几乎没有损伤产生。随着扭转 载荷增加,复合材料声发射信号开始增多,但是 信号为幅值分布在 80 dB以下范围的基体变形, 部分基体区域产生损伤。基体损伤演化如图 12 所示,载荷继续增加至 9 396.46 N·m,轴结构最外 层基体损伤程度首先达到 1,产生部分区域基体 失效,当扭矩增至9554.38 N·m时,基体失效从第 10 层扩展至第8层。随载荷增加,基体失效进一 步扩展,断口两侧钛合金相互挤压摩擦,形成大 面积的塑性变形区域,经电镜扫描观测,复合材 料轴断口走向沿90°方向,断口上钛合金出现较 多剪切韧窝,属于典型的韧性断裂特征。

2) 纤维损伤: 当外加载荷继续增加到接近最



20210572-9



图 12 [45]<sub>10</sub> 复合材料轴基体损伤模型演化 Fig. 12 Evolution of [45]<sub>10</sub> composite turbine shaft matrix damage model

终断裂载荷时, SiC 纤维被钛合金大量剪断, 声发 射信号图谱中产生高于 90 dB 以上的声发射信号。 经电镜扫描观测, SiC 纤维在被钛合金带断时并 不是严格发生在一个平面, 主要沿 90°方向被钛 合金带断, SiC 纤维断裂面存在一定起伏。纤维 损伤演化如图 13 所示, 扭矩增至 9 554.38 N·m 时, 第 8、9、10 层 少量 纤维 断裂, 扭矩 继续 增 至 9 601.85 N·m 时, 各层纤维均断裂, 随后轴结构失效。

#### 2.3 轴结构承载能力对比与失效模式分析

在 [45]。复材轴承载过程中,施加反向扭转载 荷,SiC 纤维处于受压状态,复合材料界面处于受 拉状态。在试验加载初期,扭矩加载至-3000 N·m,界面出现初始损伤;随着外加扭矩增大,复 合材料轴界面损伤进一步发展,复合材料夹心位 置产生裂纹,裂纹逐渐向两侧金属包套扩展,载 荷达到-7194.46 N·m,基体发生开裂;扭矩继续增



20210572-10



图 13 [45]<sub>10</sub> 复合材料轴纤维损伤模型演化 Fig. 13 Evolution of [45]<sub>10</sub> composite turbine shaft fiber damage model

加,部分 SiC 纤维被钛合金基体剪短;随着扭矩进 一步增加, SiC 纤维断裂数量增加,达到临界载荷 后,复合材料轴最终发生灾难性破坏,发生失效。

在[45]<sub>10</sub>复材轴承载过程中,施加正向扭转 载荷,SiC纤维处于受拉状态、界面处于受压状态。 与[45]<sub>6</sub>复材轴加载中界面损伤程度相比,[45]<sub>10</sub> 复材轴加载中界面损伤程度极小。加载初期,在 压应力作用下,界面几乎不发生损伤。扭矩增至 9396.46 N·m 时, 基体出现损伤, 发生变形, 但复合材料轴依旧有承载能力, 随后, SiC 纤维开始发生断裂, 产生纤维拉伸失效; 随着载荷继续增加, 纤维断裂的数量增多, 复合材料轴很快因为过载 而失效。

对于施加反向扭矩的 [45]。复材轴,纤维受压, 界面受拉,界面更容易出现损伤,出现裂纹,进而 导致金属包套开裂,纤维断裂;而对于施加正向 扭矩的 [45]<sub>10</sub>复材轴,纤维受拉,界面受压,界面 不易产生损伤,但是由于 SiC/TC4 纤维增强复合 材料承受压缩的能力比承受拉伸的能力强,压缩 强度高于拉伸强度,所以导致 [45]<sub>10</sub>复材轴先于 [45]<sub>6</sub> 断裂,如表4所示。

表 4 承载能力计算结果与试验结果 Table 4 Calculation results and experiment results of bearing capacity

轴结构	仿真值/(N·m)	试验值/(N·m)	误差/%	载荷描述
[45] <sub>6</sub>	-10 282.00	-11 812.00	12.9	反向扭转
[45]10	9 601.85	10 418.00	7.8	正向扭转

## 3 纤维增强复合材料涡轮轴结构失效 分析

#### 3.1 模型及网格划分

参考某型航空发动机低压涡轮轴的尺寸和结构特点,建立简化的轴结构有限元模型,模型总 长为1.166 m,最大外径为0.14 m,如图14所示。 本文选取三维失效准则,考虑厚度方向应力,厚 度方向铺设6层网格,选取C3D8R实体单元进行 网格划分,如图15所示。在模型右端面固定约束, 左端面施加载荷。轴模型分为5段,编号I~V。 轴的材料采用SiC/TC4,复合材料铺层以[-45/45/0/ 45/-45]铺设,材料参数见表3。



图 14 低压涡轮轴结构有限元模型 Fig. 14 Finite element model of low pressure turbine

shaft structure



图 15 低压涡轮轴结构网格划分



#### 3.2 低压涡轮轴失效模式分析

对低压涡轮轴模型施加扭转载荷,得到轴结构的扭转角-扭矩图,如图 16 所示,在扭矩达到 6 566.40 N·m 时,轴结构达到最大承载能力,失效 进一步扩展,随后轴结构发生失效。

1) 基体失效

对于 [-45/45/0/45/-45] 低压涡轮轴结构, 基体 失效分析如表 5 所示, 基体失效最先发生在 0°铺





Fig. 16 Torsional angle-torque of low pressure turbine shaft

#### 表 5 低压涡轮轴基体失效分析

Table 5 Matrix failure analysis of low pressure turbine shaft

扭转角/(°)	扭矩/(N·m)	失效模式
2.41	2 707.75	层 3 轴颈处失效
3.05	3 330.89	层 5 轴颈处失效
3.21	3 475.78	层1轴颈处失效
5.45	5 513.93	层3失效开始向Ⅱ扩展
6.58	6 566.40	层 3 失效已扩展至 Ⅱ 段, 层 1、层 5 失效已扩展至 Ⅰ 段
7.06	2 156.44	层 2、层 4 失效由轴颈处向 Ⅱ段扩展
7.38	361.268	层1、层5失效扩展至Ⅱ段前端

层即层 3 轴颈处, 并逐渐向 I 段和 II 段扩展。在 扭转载荷下, 0°铺层的纤维方向为沿轴线方向, 与 载荷方向垂直, 基体为主要承载对象, 失效区域 绕轴颈呈环状形。随着载荷增加, 其余层也出现 不同程度的失效, 基体损伤模型演化如图 17 所示。 场变量 FV(量符号记为*F*), 下标 1 代表纤维拉伸, 下标 3 代表基体拉伸, 下标 5 代表分层失效。

#### 2) 纤维失效

对于 [-45/45/0/45/-45] 低压涡轮轴结构,纤维 失效分析如表 6 所示,纤维失效起始于层 3 的轴 颈处,并向 I 段和 II 段扩展。且 II 段的纤维损伤 沿 45°方向扩展,失效区域不呈现规则环状。随 着载荷增加,其余各层也出现不同程度的纤维失 效,当扭矩在 6 455.94 N·m 之后突降,轴结构已经 达到最大承载能力,轴结构将很快发生灾难性破 坏。纤维损伤模型演化如图 18 所示。

3) 分层失效

对于 [-45/45/0/45/-45] 低压涡轮轴结构,分层 失效分析如表 7 所示,分层失效首先出现在Ⅰ、 Ⅱ段连接处轴颈附近。涡轮轴结构承受扭矩时,

沙云东等:复合材料涡轮轴结构损伤演化及失效机理



第5期

图 17 低压涡轮轴基体损伤模型演化

Fig. 17 Evolution of low pressure turbine shaft matrix damage model

#### 表 6 低压涡轮轴纤维失效分析 Table 6 Fiber failure analysis of low pressure turbine shaft

	扭矩/(N·m)	失效模式
2.73	3 047.13	层3轴颈处失效,并向Ⅰ段扩展
5.61	5 674.12	层 3 失效已扩展至 I 段,并向 II 段扩展
6.58	6 566.40	层4轴颈处失效,并同时沿Ⅰ、Ⅱ段扩展
6.74	6 455.94	层2轴颈处失效,并同时沿Ⅰ、Ⅱ段扩展
7.06	2 156.44	层 1、层 5 轴颈处失效,并同时沿Ⅰ、Ⅱ段扩展
7.38	361.268	各层出现不同程度的失效



图 18 低压涡轮轴纤维损伤模型演化

Fig. 18 Evolution of low pressure turbine shaft fiber damage model

20210572-13

表 / 低压涡轮轴分层大效分析				
Table 7Stratified failure analysis of low pressure turbine shaft				
扭转角/(°)	扭矩/(N·m)	失效模式		
6.90	5 022.39	层 2、层 3 轴颈处失效		
7.06	2 156.44	各层出现不同程度失效		
7.38	361.268	各层失效向Ⅰ、Ⅱ段扩展		

化正常处理公司生命公式

分层失效发生较晚,晚于基体失效与纤维失效, 在达到最大承载能力后才出现,且轴颈处最先发 生,随后向Ⅰ、Ⅱ段扩展,分层损伤演化模型如 图 19 所示。



图 19 低压涡轮轴分层损伤模型演化

Fig. 19 Evolution of low pressure turbine shaft stratified damage model

#### 3.3 不同铺层角度失效模式分析

在约束与载荷不变的情况下,改变连续纤维 增强钛基复合材料的铺层角度,在0°~90°之间, 每间隔5°选取铺层角度,建立铺层数目为5层的 单向缠绕复合材料轴模型,分析铺层角度对涡轮 轴结构扭转强度的影响,如图20所示。

综合分析不同铺层角度下的扭转角-扭矩曲







线, [45]<sub>5</sub> 铺层方案的扭转强度明显高于其余铺层 方案。在纤维增强金属基复合材料中, 沿纤维方 向强度即纵向强度最高, [45]<sub>5</sub> 铺层角度能更好地 发挥复合材料的纵向强度, 提高轴结构的承载能 力。为进一步分析铺层角度与扭转强度的关系, 绘制铺层角度-扭转强度曲线, 如图 21 所示。

铺层角度在 0°~90°之间时, 扭转强度曲线关 于 45°铺层角度几乎呈对称关系, [45], 的扭转强 度最大, 此时的扭转载荷主要由纤维承受, 充分 发挥纤维高强度的特点, 承载能力更强, 而且载



荷在纤维与基体间的传递良好,所以扭转强度最高,扭转强度较最低强度提高近3倍。[0]。与[90]。 铺层方案下,基体为主要承载对象,在扭转载荷的作用下,基体由于强度较低,很快发生开裂,载 荷在基体与纤维间的传递受到阻碍,载荷无法继 续传递给纤维,轴结构最终失效,因此扭转强度 最弱。

#### 4 结 论

开展纤维增强复合材料轴结构承载能力与失效模式分析试验,基于宏-细观结合的尺度,建立 宏观轴结构模型及细观 RVE 模型,对轴结构的损 伤演化及失效机理进行分析,并基于此方法完成 纤维增强复合材料低压涡轮轴的损伤演化及失效 机理研究。

1) 反向扭矩下, [45]<sub>6</sub> 轴结构的损伤始于界面 开裂, 在复合材料夹心位置产生 45°方向的裂纹, 随后裂纹向两侧钛合金扩展, 钛合金的剪切变形 最终带动纤维的断裂, 形成 90°方向裂纹, 轴结构 失效; 正向扭矩下, [45]<sub>10</sub> 轴结构的损伤始于基体 损伤, 断口两侧钛合金相互挤压摩擦, 断口上钛 合金出现较多剪切韧窝, 最终将纤维剪短, 形成 90°裂纹, 轴结构失效。

2)选取不同铺层角度分析,得出45°的铺层 角度下,纤维为主要承载对象,轴结构扭转强度 最大;0°与90°的铺层角度下,基体为主要承载对 象,轴结构扭转强度最弱。45°铺层的扭转强度 较0°与90°铺层的扭转确定提高近3倍。

### 参考文献:

- [1] 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, 52(15): 32-35.
   LIANG Chunhua. Application of continuous fiber reinforced metal matrix composite component on turbofan aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(15): 32-35. (in Chinese)
- [2] 沙云东, 贾秋月, 骆丽, 等. 连续纤维增强金属基复合材料 涡轮轴结构承扭特性分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(6): 1377-1384.
  SHA Yundong, JIA Queyue, LUO Li, et al. Analysis on torsional feature of continuous fiber reinforced metal matrix composite turbine shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(6): 1377-1384. (in Chinese)
- [3] 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. (in Chinese)
- [4] 骆丽,沙云东,郝燕平.纤维增强涡轮轴结构失效模式分析 方法及试验验证[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1425-1436.

LUO Li, SHA Yundong, HAO Yanping. Method of failure mode analysis and test verification for fiber reinforced composites turboshaft structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1425-1436. (in Chinese)

- [5] HINTON M J, SODEN P D. Predicting failure in composite laminates: the background to the exercise[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1001-1010.
- [6] SODEN P D, HINTON M J, KADDOUR A S. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1225-1254.
- [7] KARL S. World wide failure exercise on failure prediction in composites[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(12/13): 1479.
- [8] HINTON M J, KADDOUR A S, SODEN P D. A further assessment of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates: comparison with experimental evidence[J]. Composites Science and Technology, 2004, 64(3/4): 549-588.
- [9] 陈滨琦,曾建江,王玉青,等.三向受压下单向复合材料层 板破坏的细观力学分析[J].复合材料学报,2017,34(4):573-583.

CHEN Binqi, ZENG Jianjiang, WANG Yuqing, et al. Micro-mechanics analysis of damage for unidirectional composite laminates under tri-axial compression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(4): 573-583. (in Chinese)

- [10] QU Jianmin, CHERKAOUI M. Fundamentals of Micromechanics of Solids[M]. New York : John Wiley & Sons, 2006: 154-195.
- [11] AVILA A F. An integrated methodology and formulations for micro/macro modeling and analysis of metal matrix composites[D]. Twin Cities, US: University of Minnesota, 1997.
- [12] SUN C T, VAIDYA R S. Prediction of composite properties from a representative volume element[J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(2): 171-179.
- [13] PADHEE S, HARURSAMPATH D. Micromechanical tailoring of composite structure for optimum material properties[R]. AIAA 2010-3056, 2010.
- [14] AMBUR D R, JAUNKY N, HILBURGER M, et al. Progressive failure analyses of compression-loaded composite curved panels with and without cutouts[J]. Composite Structures, 2004, 65(2): 143-155.
- [15] HYDE T H, PUNYONG K, BECKER A A. Experimental failure investigation for a titanium metal matrix composite with +45° and ±45° fibre orientations[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications, 2015, 229(1): 51-63.
- [16] SEVKAT E, TUMER H. Residual torsional properties of composite shafts subjected to impact loadings[J]. Materials & Design, 2013, 51: 956-967.
- [17] 沙云东,田建光,丁光耀,等.SiC/TC4复合材料轴结构力学 性能分析及试验验证[J].推进技术,2018,39(11):2556-2563. SHA Yundong, TIAN Jianguang, DING Guangyao, et al. Mechanical properties analysis and experimental verification of SiC/TC4 composite shaft structure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(11): 2556-2563. (in Chinese)
- [18] 沙云东, 贾秋月, 骆丽, 等. 纤维增强复合材料轴结构铺层 方案优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2933-2940.
  SHA Yundong, JIA Queyue, LUO Li, et al. Optimization design for laminate scheme of fiber reinforced composite shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2933-2940. (in Chinese)

[19] 刘文博,张洪涛,王荣国,等.用有限元法对CF/PPEK 热塑 性复合材料等效模量计算[J].哈尔滨工业大学学报,2006, 38(4): 535-537,621.
LIU Wenbo, ZHANG Hongtao, WANG Rongguo, et al. Calculation of CF/PPEK composites equivalent modulus by FEM[J]. Jour-

nal of Harbin Institute of Technology, 2006, 38(4): 535-537, 621. (in Chinese)

[20] JIMENEZ S, DUDDU R. On the parametric sensitivity of cohesive

zone models for high-cycle fatigue delamination of composites[J]. International Journal of Solids and Structures, 2016, 82: 111-124.

- [21] KADDOUR A S, HINTON M J. Input data for test cases used in benchmarking triaxial failure theories of composites[J]. Journal of Composite Materials, 2012, 46(19/20): 2295-2312.
- [22] CRICRÌ G, LUCIANO R. Homogenised properties of composite materials in large deformations[J]. Composite Structures, 2013, 103: 9-17.

(编辑:张 雪)