

纤维增强涡轮轴结构失效模式 分析方法及试验验证

骆 丽¹, 沙云东¹, 郝燕平²

(1. 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;
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: 针对连续纤维增强复合材料涡轮轴结构失效模式分析问题,基于宏-细观力学跨尺度分析方法,建立细观力学代表性体积元(RVE)模型,通过编程模拟实现模型的周期性边界条件,计算纤维增强复合材料应力响应,将其均值应力转化为真实应力,确定失效包线。建立连续纤维增强轴结构力学模型,计算轴结构在扭转载荷下的应力响应。通过复合材料层合板主偏轴关系应力转化,将危险单元各方向宏观应力响应计算结果转化到细观力学 RVE 模型上,即为细观力学 RVE 模型受载情况。结合细观力学失效边界确定复合材料轴结构危险位置失效模式,当扭转载荷达到 5000~5500 N·m 之间,复合材料最外层即层 6(+45°)首先达到基体拉伸失效载荷。开展复合材料轴结构失效模式试验,在扭转载荷达到 6000 N·m 时,声发射信号相互叠加,大部分均为中频信号,中频信号多为基体、界面开裂信号。与模拟仿真计算结果对比分析,验证连续纤维增强复合材料涡轮轴结构失效模式分析方法的有效性。利用所建立模型预测了某型发动机低压涡轮轴的失效载荷及失效模式。

关 键 词: 复合材料; 低压涡轮轴; 失效模式; 代表性体积元; 失效包线

中图分类号: V232.2 **文献标志码:** A

Method of failure mode analysis and test verification for fiber reinforced composites turbo-shaft structure

LUO Li¹, SHA Yundong¹, HAO Yanping²

(1. Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation
Propulsion System, Liaoning Province, School of Aero-engine,
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: For continuous fiber reinforced composites turbo-shaft structural failure mode analysis, based on the macro-mechanics and meso-mechanics analysis method of cross-scale, a micro-mechanics representative volume element (RVE) model was established, through programming and simulation, the periodic boundary conditions of model were realized, the stress response of fiber reinforced composites was calculated and the mean stress was converted into real stress, then the failure envelope was determined. It established mechanical model of fiber reinforced composite shaft structures, and the principal stress response was

收稿日期:2019-12-03

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:骆丽(1989—),女,实验师,博士生,主要从事航空发动机复合材料结构疲劳寿命预估及失效模式分析研究。

引用格式: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 turbo-shaft structure[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(7):1425-1436.

calculated. Through the transformation of the principal-partial axial stress for the composite laminated plates, the macroscopic stress response calculation results of the dangerous elements in all directions were transformed into the microscopic mechanics RVE model, reflecting the microscopic mechanics load condition of the RVE model. The failure mode of composite shaft structure at dangerous position was determined by the failure boundary of micro-mechanics; when the torsional load was between $5\,000\text{--}5\,500\text{ N}\cdot\text{m}$, the outermost layer of the composite, also the layer 6 ($+45^\circ$), reached the tensile failure load of the matrix firstly. The failure mode test of composite shaft structure was carried out; when the torsional load had reached $6\,000\text{ N}\cdot\text{m}$, acoustic emission signals stacked with each other, most of which were intermediate frequency signals, of which most were matrix and interface cracking signals. Then compared with the simulation results, it verified the effectiveness of the failure mode analysis method. The failure load and failure mode of a certain engine low pressure turboshaft have been predicted by using the proposed model.

Key words: composites; low-pressure turbo-shaft; failure mode; representative volume element; failure envelope

新一代航空发动机设计要求中,在不改变结构布局前提下,减重增效将成为最终目标,因此必须考虑新型材料^[1]。连续纤维增强金属基复合材料由于其种种优异性能而备受国内外航空发动机研究人员的重视与青睐,目前已在海外 F119 发动机上应用,国内也陆续开展相关工作^[2-4]。航空发动机低压涡轮轴在发动机中是重要的传动部件,起到连接、传递及承载作用,工作条件及环境十分恶劣,连续纤维增强金属基复合材料轴结构在发动机中是十分重要的,破坏模式复杂多样。因此,开展纤维增强复合材料轴结构的失效模式分析方法是纤维增强金属基复合材料应用于航空发动机低压涡轮轴结构设计的基础^[4-6]。

纤维增强复合材料涡轮轴结构失效模式分析方法研究现状的分析,既要考虑到纤维增强复合材料失效模式分析方法的研究现状,又要考虑到轴类结构失效模式分析特点。英国诺丁汉大学的 Hyde 等针对 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 $\pm 45^\circ$ 铺角的复合材料轴结构比 $+45^\circ$ 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, $\pm 45^\circ$ 铺角的复合材料轴结构承担能力优于 $+45^\circ$ 铺角的轴结构^[7]。美国 GE 公司在 2003 年已完成 SiC/Ti 复合材料轴结构的制造,纤维体积分数为 35%,并进行力学性能及疲劳寿命试验,后继完成全尺寸试验件试验任务^[8]。

关于复合材料失效分析理论和试验研究,目

前主要研究对象是复合材料层合板结构。1991 年,英国学者 Hinton 等先后组织了两届 WWFE (Worde Wide Failure Exercise,即“复合材料破坏奥运会”),只考虑了面内二维载荷,结果表明失效模式不能完全表征出来。WWFE II 评估了复合材料在三维应力状态下的失效状况,由于试验复杂、费用昂贵及试验参数缺乏,针对三维应力状态下的失效包线是否闭合的问题,各失效理论之间还有争论。黄争鸣从组分材料出发进行了复合材料强度预报既能节省大量的材料选型和试验费用,又能极大简化复合材料的研制流程,贡献较大^[9-16]。目前,复合材料细观力学失效理论主要包括 Chamis、Mayes、Tsai-Ha、Carrere 和桥联理论。Hausmann、Duda、Hinton、Echaabi 等利用 MMF 理论(micromechanics of failure theory),并结合经典层合板理论对树脂基复合材料的失效模式进行了预测,认为运用 MMF 理论能够尽可能减少经验参数的运用,提高预测结果的准确性^[17-20]。

本文根据复合材料失效分析理论,建立细观力学模型,计算并分析复合材料细观结构失效包线;结合复合材料轴结构力学性能分析结果,采用宏-细观综合分析方法,开展复合材料轴结构失效模式分析,最终对其进行试验验证。

1 理论分析

1.1 失效模式破坏准则

连续纤维增强金属基复合材料轴结构是由多层纤维增强复合材料层叠合成的圆筒结构。其

中,金属是各向同性的材料,纤维增强金属基复合材料是各向异性材料。纤维增强金属基复合材料轴结构采用纤维缠绕工艺制备而成,按照材料结

构尺度从小到大依次分为单胞代表性体积元(RVE)、周期性排列 RVE、单层材料、叠层材料四个研究尺度,如图 1 所示。

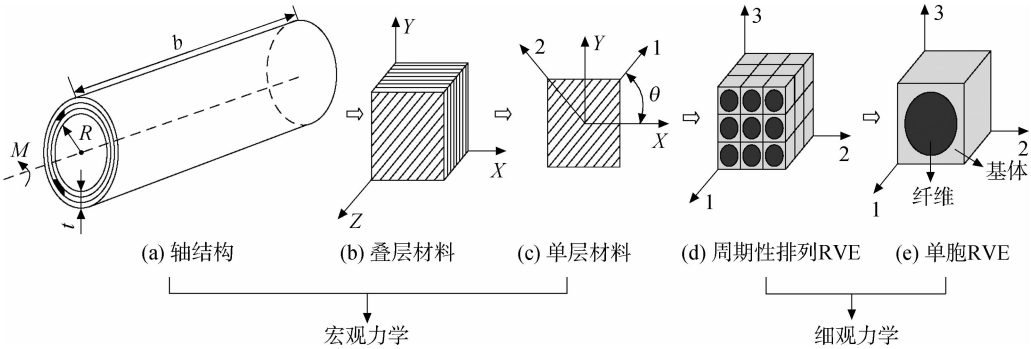


图 1 纤维增强金属基复合材料轴结构研究尺度

Fig. 1 Fiber reinforced metal matrix composite shafts structure research scale

纤维在金属基复合材料中呈均匀的周期性排布,为了研究纤维和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,即 RVE。连续纤维增强涡轮轴失效模式分析,从宏观尺度的力学性能分析过渡到细观力学 RVE 失效模式分析。

纤维增强金属基复合材料轴结构细观力学失效模式分析是通过轴结构力学性能分析结果与纤维、基体等组分材料的强度参数,从而研究轴结构宏观载荷与细观结构失效模式之间关系的过程。复合材料轴结构细观力学失效模式分析,主要包括三个方面的内容:一是细观结构 RVE 模型失

效包线的计算;二是宏观轴结构危险点应力、应变识别;三是细观 RVE 模型载荷的获取。宏观轴结构危险点的应力、应变可以由经典层合板理论获取。细观结构 RVE 模型所承受的载荷可以通过单层材料的主、偏轴转换公式获得。细观结构 RVE 模型失效包线的计算需要确定组分材料失效强度,并选取合适的细观力学失效准则。最大应力失效准则是根据各应力分量与各方向失效强度判断失效的失效准则,它将各应力分量与相应方向的材料失效强度值进行对比,从而判断失效情况。针对复合材料细观结构的失效问题,三维失效问题的最大应力准则如下^[21]:

$$\left\{ \begin{array}{ll} e_1^t = \frac{\sigma_{11}}{\sigma_{X,t}}, & \sigma_{XX} \geq 0; \\ e_2^t = \frac{\sigma_{YY}}{\sigma_{Y,t}}, & \sigma_{YY} \geq 0; \\ e_3^t = \frac{\sigma_{ZZ}}{\sigma_{Z,t}}, & \sigma_{ZZ} \geq 0; \\ e_4 = \frac{|\tau_{XY}|}{S_{XY}}, & e_5 = \frac{|\tau_{YZ}|}{S_{YZ}}; \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{ll} e_1^c = \frac{|\sigma_{XX}|}{\sigma_{X,c}}, & \sigma_{XX} < 0 \\ e_2^c = \frac{|\sigma_{YY}|}{\sigma_{Y,c}}, & \sigma_{YY} < 0 \\ e_3^c = \frac{|\sigma_{ZZ}|}{\sigma_{Z,c}}, & \sigma_{ZZ} < 0 \\ e_6 = \frac{|\tau_{XZ}|}{S_{XZ}} \end{array} \right.$$

其中 σ_{XX} 、 σ_{YY} 和 σ_{ZZ} 为正向应力, τ_{XY} 、 τ_{YZ} 和 τ_{XZ} 为切向应力, σ_X 、 σ_Y 、 σ_Z 为各方向的失效强度,下角标 t 表示拉伸, c 表示压缩, S_{XY} 、 S_{YZ} 、 S_{XZ} 分别为各方向的剪切失效强度。 $e_i (i = 1, \dots, 6)$ 为应力分量与各自失效强度的比值。 $e_i (i = 1, \dots, 6)$ 与失效之间有如下关系:

$$e_i = \begin{cases} > 1 & \text{失效} \\ \leq 1 & \text{不失效} \end{cases} \quad (i = 1, \dots, 6)$$

1.2 周期性边界条件

连续纤维增强金属基复合材料细观力学中,

认为纤维呈周期性排布,轴结构的失效模式分析从宏观结构过渡到细观单胞 RVE,周期性排列的 RVE 既要保证相邻的位移场的连续性,又要保证应力连续传递^[22]。

如图 2 所示,RVE 的简化几何模型是边长为 a 的立方体, $A_i (i = 1, 2, \dots, 8)$ 表示 RVE 各顶点, $E_i (i = 1, 2, \dots, 12)$ 表示各棱边。分别用 C_{ij} 为 RVE 各个边界面。

当 RVE 在最初未变形时,设 M_{Q1} 、 M_{Q2} 分别为 RVE 初始模型面 C_1 、面 C_r 上对应点 Q_1 、点 Q_2

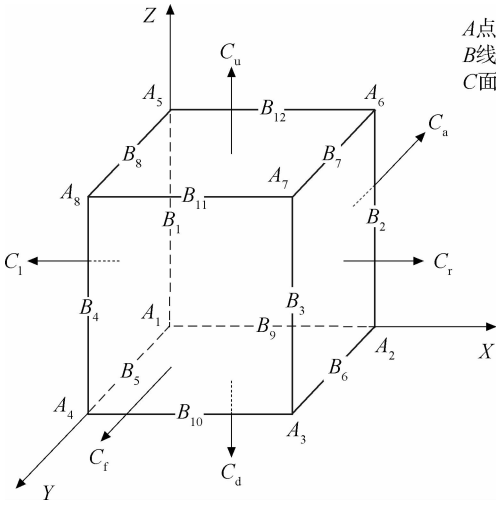


图 2 纤维增强复合材料 RVE 简化表述

Fig. 2 Fiber reinforced composite RVE simplified description

的位置向量, $\mathbf{M}_{A1}$ 、 $\mathbf{M}_{A2}$ 为初始模型顶点 A_1 、顶点 A_2 的位置向量, $\mathbf{T}_{Q1}$ 、 $\mathbf{T}_{Q2}$ 为 RVE 初始模型面 C_1 、面 C_r 上点 Q_1 、点 Q_2 的形状向量。则有

$$\mathbf{T}_{Q1} = \mathbf{M}_{Q1} - \mathbf{M}_{A1} \quad (1)$$

$$\mathbf{T}_{Q2} = \mathbf{M}_{Q2} - \mathbf{M}_{A2} \quad (2)$$

当 RVE 发生变形后, $\mathbf{N}_{Q1}$ 、 $\mathbf{N}_{Q2}$ 分别为 RVE 面 C_1 、面 C_r 上任意一点 Q_1 、点 Q_2 的位置向量, $\mathbf{N}_{A1}$ 、 $\mathbf{N}_{A2}$ 为对应顶点 A_1 、顶点 A_2 的初始位置向量, $\mathbf{P}_{Q1}$ 、 $\mathbf{P}_{Q2}$ 为 RVE 面 C_1 、面 C_r 上点 Q_1 、点 Q_2 的形状向量。则有

$$\mathbf{P}_{Q1} = \mathbf{N}_{Q1} - \mathbf{N}_{A1} \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_{Q2} = \mathbf{N}_{Q2} - \mathbf{N}_{A2} \quad (4)$$

根据 RVE 位移连续条件, 其模型对应边界的变量始终保持相同, 即

$$\mathbf{T}_{Q1} = \mathbf{P}_{Q1} \quad (5)$$

$$\mathbf{T}_{Q2} = \mathbf{P}_{Q2} \quad (6)$$

当 RVE 发生变形后, $\mathbf{R}_{Q1}$ 、 $\mathbf{R}_{Q2}$ 分别为 RVE 面 C_1 、面 C_r 对应点 Q_1 、点 Q_2 的位移向量, $\mathbf{R}_{A1}$ 、 $\mathbf{R}_{A2}$ 为对应顶点 A_1 、顶点 A_2 的位移向量, 则

$$\mathbf{N}_{Q1} = \mathbf{M}_{Q1} + \mathbf{R}_{Q1} \quad (7)$$

$$\mathbf{N}_{Q2} = \mathbf{M}_{Q2} + \mathbf{R}_{Q2} \quad (8)$$

$$\mathbf{N}_{A1} = \mathbf{M}_{A1} + \mathbf{R}_{A1} \quad (9)$$

$$\mathbf{N}_{A2} = \mathbf{M}_{A2} + \mathbf{R}_{A2} \quad (10)$$

综合以上各式可得

$$\mathbf{R}_{Q2} = \mathbf{R}_{Q1} + (\mathbf{R}_{A2} - \mathbf{R}_{A1}) \quad (11)$$

同理, 对于面 C_a 、面 C_f 上的点 Q_3 、点 Q_4 , $\mathbf{R}_{Q3}$ 、 $\mathbf{R}_{Q4}$ 为对应点 Q_3 、点 Q_4 的位移向量, $\mathbf{R}_{A4}$ 为 RVE 变形后顶点 A_4 的位移向量, 则有

$$\mathbf{R}_{Q4} = \mathbf{R}_{Q3} + (\mathbf{R}_{A4} - \mathbf{R}_{A1}) \quad (12)$$

对于面 C_d 、面 C_u 上的点 Q_5 、点 Q_6 的位移向量, $\mathbf{R}_{Q5}$ 、 $\mathbf{R}_{Q6}$ 为对应点 Q_5 、点 Q_6 的位移向量, $\mathbf{R}_{A5}$ 为 RVE 变形后 A_5 的位移向量:

$$\mathbf{R}_{Q6} = \mathbf{R}_{Q5} + (\mathbf{R}_{A5} - \mathbf{R}_{A1}) \quad (13)$$

由式(11)、式(12)和式(13)可得, RVE 变形过程中, 对称面内节点位移全部可以由其对称面内相应节点确定。

RVE 在其相对面上满足应力大小相等、方向相反, 才可以充分确保应力场在相邻 RVE 间是连续而不间断的。当 RVE 产生变形后, 其 Y 方向由 RVE 单元应力连续条件可知, RVE 单元变形外界面的应力分量可以用下式表示:

$$\sigma_+ - \sigma_- = 0 \quad (14)$$

$$\tau_+ - \tau_- = 0 \quad (15)$$

其中 σ 为 Y 方向对应面上法向力, τ 为 Y 方向对应面上切向力, $+$ 与 $-$ 为 Y 方向任意两个边界相对平行面。

在具有周期性 RVE 的复合材料中, Y 方向位移可以用下式表示^[21]:

$$s_Y = \bar{\epsilon}_Y Y + s_Y^\circ \quad (16)$$

其中 $\bar{\epsilon}_Y$ 是具有周期性 RVE 在 Y 方向的平均应变; $\bar{\epsilon}_Y Y$ 是为了体现复合材料 RVE 周期均匀性的位移场; s_Y° 即 RVE 在 Y 方向的位移修正量, 该变量由复合材料内部组成结构决定, 针对长纤维增强结构, 此变量在该结构中具有全局周期性特点, 则在复合材料结构中取其中任意的 RVE, 则该单元在边界上应有

$$s_Y^+ - s_Y^- = \bar{\epsilon}_Y \Delta Y \quad (17)$$

若已定义复合材料 RVE 具有周期性, 则 ΔY 应为常量, $\bar{\epsilon}_Y$ 是复合材料整体平均应变分量, 在同一材料中, 增强体均匀排布的结构中是定值, 因此, $\bar{\epsilon}_Y \Delta Y$ 为常数。

假设有两个位移 S_a 、 S_b 能够同时满足式(17), 则 RVE 对应的边界位移差为

$$\Delta S = S_a - S_b \quad (18)$$

由最小应变能原理, 若最小应变能达到最小值, 则有 $\Delta S = 0$, 此时, 当 RVE 施加位移边界条件时仅有一个解。

图 3 是单项纤维增强复合材料 RVE 的平面结构, 如图 3 所示。

在图 3 中对复合材料结构 $T_a T_b T_c T_d$ 、 $T_a T_e T_k T_g$ 、 $T_c T_b T_h T_k$ 等施加位移连续边界条件, 若假设该 RVE 不能满足应力连续, 则对单元 $T_a T_b T_c T_d$ 存在

$$\sigma_{ag} \neq \sigma_{bh} \quad (19)$$

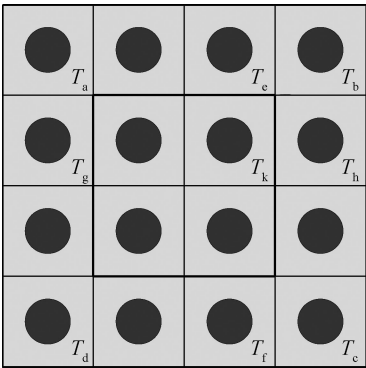


图 3 具有两个 RVE 单元可选的二维周期性结构

Fig. 3 Two-dimensional periodic structure with two choices of RVEs

式中 σ_{ag} 为边界 T_aT_g 法向应力, σ_{bh} 为边界 T_bT_h 法向应力。而对 RVE, $T_aT_eT_kT_g$ 则存在

$$\sigma'_{bh} \neq \sigma_{ek}$$

(20)

式中 σ'_{bh} 为边界 T_bT_h 右侧法向力。

由式(19)和式(20),则有

$$\sigma'_{bh} \neq \sigma_{bh}$$

(21)

式(21)显然与实际情况不符合,若前文假设不成立,则 RVE 可确保满足法向应力连续条件。同理,用此方法可以证明切应力连续条件同时成立。综上所述,对于具有周期性排列的 RVE 施加位移连续边界条件时,对应的应力连续边界条件自动满足。

2 复合材料涡轮轴细-宏观失效模式分析

2.1 细观力学失效准则临界值的确定

复合材料轴结构在承受扭转载荷的条件下,对于任意排列角度的复合材料单层板,其细观 RVE 承受的载荷可以由宏观决定。复合材料轴结构在宏观扭转载荷作用下进行响应计算,得到轴结构危险位置单元各方向主应力响应,将主应力进行转化,可得到该单元沿纤维方向(纵向)与垂直于纤维方向(横向)的应力,通过宏-细观转化后,将纵向应力与横向应力作为细观力学 RVE 的载荷,具体分解如图 4 所示。

针对本文的轴结构模型,内、外表面金属层的寿命远大于复合材料层的寿命^[3]。当轴结构在承受载荷时,首先出现损伤并发生破坏的应该是轴结构复合材料的增强层,而后轴结构的承载性能开始大幅度下降,此时结构即将破坏。裂纹扩展到内、外表面金属层进而导致结构出现失稳最终破坏。当轴结构的复合材料增强层发生失效后,

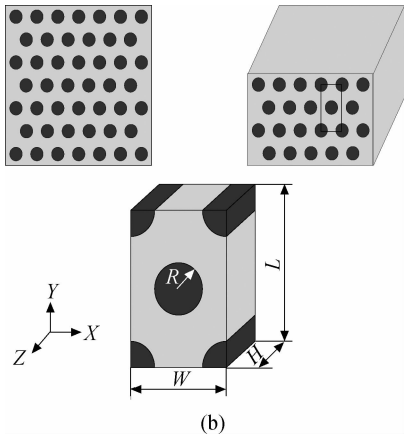
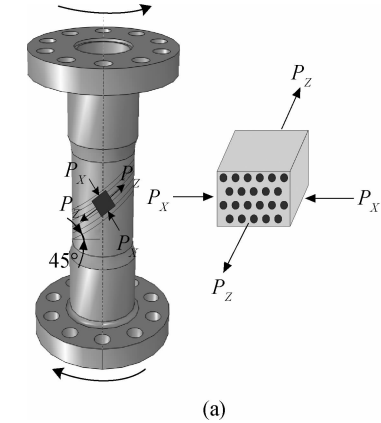


图 4 复合材料轴宏-细观载荷转化
Fig. 4 Macro-microscopic load transformation of composite materials shaft

该结构已经失去承载能力。因此,本文重点研究轴结构复合材料层的初始失效模式分析方法。为研究复合材料轴失效模式,必须确定其失效包线,即失效边界。从细观力学入手,采用连续纤维增强钛基复合材料,纤维体积分数为 43%,国产 SiC 纤维,直径为 100 μm ,纤维与基体的基本材料性能参数如表 1 所示^[23-24]。

表 1 计算模型材料参数				
Table 1 Calculate model material parameters				
模型材料	弹性模量/ GPa	泊松比	拉伸强度/ MPa	压缩强度/ MPa
SiC 纤维	400	0.17	3 800	
TC4 基体	119	0.3	975	1 100

根据纤维在基体中实际排列情况,建立六角形排列 RVE 模型。为模拟 RVE 真实周期性约束情况,基于周期性边界条件,通过编程模拟实现 RVE 实约束情况。对 RVE 模型划分周期性网格,保证边界网格节点一一对应。仿真计算模型

如图 5(a)所示,根据宏-细观转化方法,细观力学 RVE 所受载荷情况如图 5(b)所示,横向均匀载荷为 P_x ,纵向均匀载荷 P_y 。不同的横向与纵向载荷作用下,RVE 失效模式呈现出不同的规律,经计算发现,纤维主要承受沿纤维方向纵向载荷,而基体主要承受横向载荷。基于最大应力准则,计算 SiC/TC4 复合材料的失效包线,分别求出纤维和基体的均值应力,因纤维中的应力场均匀,其真实应力与均值应力相同,因此在此将基体的均值应力转化为真实应力后计算 SiC/TC4 复合材料等效性能^[25]。

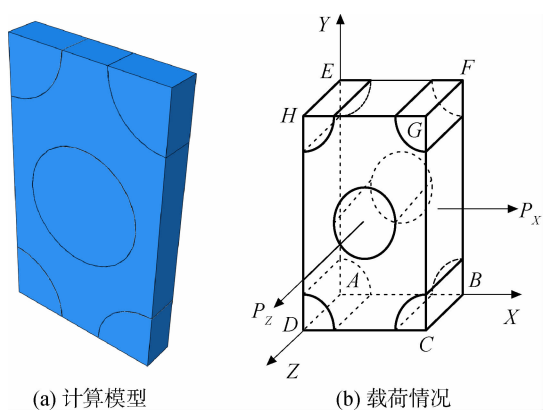


图 5 RVE 计算模型与载荷情况

Fig. 5 RVE calculation model and load conditions

基于控制变量法,首先找到 RVE 在单一载荷下的失效边界,保持该边界不变,改变另一方向载荷找到 RVE 在两向载荷作用下的失效边界。编程迭代计算后,得出 SiC/TC4 复合材料在两向载荷作用下的失效包线示意图如图 6 所示。

由图 6 可知,坐标轴的第一象限表示 RVE

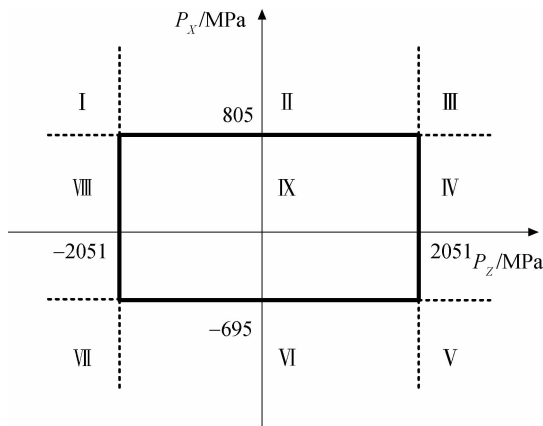


图 6 SiC/TC4 复合材料失效包线示意图

Fig. 6 Sketch of failure envelope of SiC/TC4 composite material

沿纵向与横向均承受拉伸载荷;第二象限表示 RVE 沿纵向承受压缩载荷,沿横向承受拉伸载荷;第三象限表示 RVE 沿纵向与横向均承受压缩载荷;第四象限表示 RVE 沿纵向承受拉伸载荷,沿横向承受压缩载荷。纤维增强复合材料细观力学失效包线是一个封闭的曲线,曲线包围的区域是未失效的区域,曲线之外的区域是失效区域,各区域对应失效模式如表 2 所示。

表 2 SiC/TC4 复合材料失效模式
Table 2 SiC/TC4 composite failure mode

区域	纤维压缩 失效	纤维拉伸 失效	基体压缩 失效	基体拉伸 失效
I	×	√	√	×
II	×	×	√	×
III	√	×	√	×
IV	√	×	×	×
V	√	×	×	√
VI	×	×	×	√
VII	×	√	×	√
VIII	×	√	×	×
IX	×	×	×	×

2.2 复合材料涡轮轴结构宏观响应计算

以航空发动机低压涡轮轴为研究背景,主要研究复合材料轴结构失效模式分析方法,重点考虑了能够引起低压涡轮轴破坏的主要载荷因素,即扭转载荷。

纤维增强复合材料轴结构采用国产 SiC 为纤维增强项,TC4 为基体材料。将复合材料涡轮轴铺层方式定为 $\pm 45^\circ$ 交替方式铺设,复合材料层共铺设六层,总长度为 60 mm,其中复合材料纤维体积分数为 43%,每层厚度为 0.1375 mm,复合材料轴结构内外表面覆盖 TC4 合金材料层。具体模型尺寸如图 7 所示,计算模型材料参数如表 3 所示^[23-24]。

因复合材料轴结构在径向为“金属-复合材料-金属”结构,在扭转载荷(M)作用下,通过计算不同层的最大等效应力,确定复合材料轴结构的危险位置。为确保危险位置计算无误,通过计算不同载荷作用下轴结构各层的等效应力相应情况,计算结果如表 4 所示。

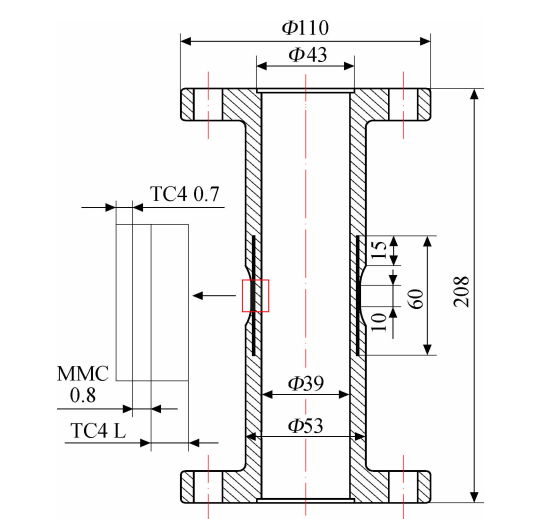


图 7 模型尺寸(单位:mm)

Fig. 7 Model size (unti:mm)

表 3 计算模型材料参数

Table 3 Caculated model material parameters

模型材料	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	切变模量 G/GPa
SiC/TC4	E_X 236.4	μ_X 0.27	G_{XY} 67.5
	E_Y 173.8	μ_Y 0.32	G_{YZ} 66.2
	E_Z 173.8	μ_Z 0.27	G_{XZ} 67.5
TC4	114	0.34	

复合材料轴结构铺层从层 1 到层 6 依次由轴内径向外铺设,层 1 为复合材料最内层,层 6 为复合材料最外层。层 1、层 3、层 5 为 -45° 铺角铺层,层 2、层 4、层 6 为 $+45^\circ$ 铺角铺层。从表 4 可以看出,在扭转载荷作用下,复合材料轴结构的主要承力部分是复合材料层,内层与外层金属仅承

受较小的载荷。复合材料层从内到外的承力依次增大,外层承受的载荷最大。随着复合材料轴结构承受扭转载荷的增加,各层的最大应力都表现出增加的趋势,但复合材料铺层中最外层等效应力始终承受最大,因此说明轴结构复合材料层最外层为主承载层。

由于复合材料轴结构的复合材料层最外层受应力较大,因层 5、层 6 分别为 -45° 与 45° ,需要按铺层角度分别讨论承载最大层的失效情况,综合比较方能得出正确的失效模式。对上述复合材料轴结构施加扭转载荷,可得到层 5、层 6 在各方向应力分量,通过复合材料层合板主偏轴转化关系,将宏观计算结果中各方向主应力进行转化,即分解为沿纤维方向(纵向)与垂直于纤维方向(横向)的力,跨尺度计算转化到细观力学 RVE 模型,即为 RVE 的纵向载荷和横向载荷,结果如表 5 中所示。纵向即为纤维承载情况,横向即为基体承载情况。

根据表 5 可以得到复合材料轴结构宏观扭转载荷与细观力学 RVE 纵向与横向载荷之间的关系。结合细观失效包线就能够得到纤维增强复合材料轴结构在扭转载荷作用下的失效模式。将表 5 中层 5、层 6 的细观纵向载荷与横向载荷定位到纤维体积分数 43% 的 SiC/TC4 纤维增强复合材料失效包线中,即可判定其失效载荷边界及失效模式,如图 8 所示。

如图 8 所示,随着复合材料轴结构扭转载荷的增加,层 5 与层 6 最可能首先出现的失效模式是基体失效,因此失效的判定主要依据横向载荷的大小。结合表 5 可以看出,扭转载荷作用下,在扭转载荷为 $5000\sim 5500\text{N}\cdot\text{m}$,层 6($+45^\circ$)首先

表 4 轴结构不同层危险位置最大等效应力

Table 4 Maximum equivalent stress at different dangerous positions of shaft

铺层	最大等效应力/MPa				
	$M=4500\text{N}\cdot\text{m}$	$M=6500\text{N}\cdot\text{m}$	$M=8500\text{N}\cdot\text{m}$	$M=10500\text{N}\cdot\text{m}$	$M=12500\text{N}\cdot\text{m}$
内层金属	273.5	395.0	516.5	638.1	759.6
层 1	578.7	835.9	1093.0	1350.0	1607.0
层 2	582.0	840.7	1099.0	1358.0	1617.0
层 3	585.3	845.5	1106.0	1366.0	1626.0
层 4	588.7	850.3	1112.0	1374.0	1635.0
层 5	592.0	855.2	1118.0	1381.0	1645.0
层 6	595.4	860.0	1125.0	1389.0	1654.0
外层金属	318.8	460.6	602.3	744.0	885.7

表 5 轴结构不同层危险位置各方向主应力

Table 5 Principal stress in each direction at different dangerous positions in the shaft structure

扭转载荷/ (N·m)	各方向主应力/MPa					
	内层 金属	层 5(−45°)		层 6(+45°)		外层 金属
		纵向	横向	纵向	横向	
500	61.43	−87.14	65.61	87.91	−66.24	68.1
1000	122.87	−174.28	131.22	175.81	−132.49	136.1
1500	184.30	−261.43	196.84	263.72	−198.73	204.2
2000	245.58	−348.67	262.53	351.72	−265.06	271.9
2500	306.78	−436.21	328.44	440.02	−331.60	339.7
3000	368.01	−523.78	394.37	528.35	−398.16	407.4
3500	429.24	−611.35	460.31	616.67	−464.72	475.2
4000	490.47	−698.92	526.24	705.00	−531.28	543
4500	551.70	−786.49	592.17	793.33	−597.85	610.7
5000	612.92	−874.05	658.11	881.65	−664.41	678.5
5500	674.15	−961.62	724.04	969.98	−730.97	746.3
6000	735.38	−1049.19	789.98	1058.31	−797.53	814
6500	796.65	−1136.81	855.95	1146.69	−864.14	880
7000	858.92	−1225.92	923.05	1236.59	−931.88	939.1
7500	916.17	−1318.97	993.27	1330.68	−1002.61	968.7
8000	966.64	−1423.35	1071.81	1435.86	−1081.92	974.7
8500	973.25	−1539.21	1159.08	1552.47	−1169.78	975.3
9000	975.40	−1718.32	1293.99	1731.37	−1304.54	975.3
9500	975.44	−1975.66	1487.76	1987.05	−1497.21	975.3
10000	975.44	−2247.71	1692.52	2257.24	−1700.92	975.3
10500	975.44	−2519.42	1897.09	2527.14	−1904.33	975.3
11000	975.46	−2791.03	2101.54	2796.80	−2107.61	975.3

注:负值表示拉伸应力,正值表示压缩应力;表中加黑数据为不同铺层最先达到失效转矩时对应的各方向主应力。

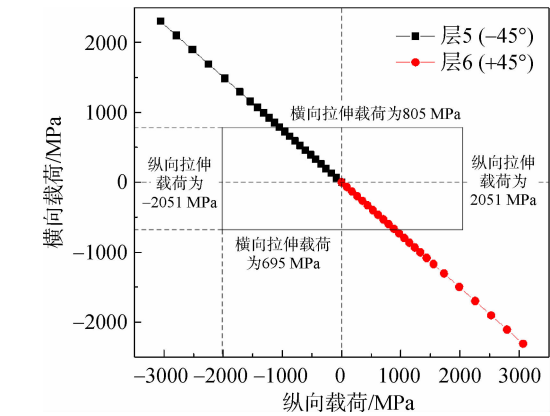


图 8 确定失效边界及失效模式

Fig. 8 Determine the failure boundary and failure mode

达到基体拉伸失效载荷;而在扭转载荷为6000~6500 N·m 之间,层 5(−45°)到达基体压缩失效载荷。根据表 5 可知,内、外金属层在试验前期并未发生失效,当扭转载荷为 8000~8500 N·m 时,外层金属首先发生失效,当扭转载荷为 8500~9000 N·m 时,内层金属发生失效,但因纤维未发生断裂,复合材料轴结构尚可承载;随着扭转载荷增大,在扭转载荷为 9500~10000 N·m 时,层 6(+45°)首先发生纤维压缩失效,紧接着层 5(−45°)发生纤维拉伸失效。由此可以得出结论,±45°交替铺设的纤维增强复合材料轴结构在受扭转载荷时,其危险位置在最外层复合材料层处,其失效起始出现在最外层复合材料层上,失效起

始位置发生在最外层复合材料层基体处,为基体拉伸失效,接着发生最外层金属断裂失效,最终纤维断裂,进而整个轴结构失去承载能力。

3 失效模式试验验证

对复合材料轴结构进行了常温扭转载荷作用下加载试验及破坏性试验,并对其进行失效模式分析。试验件尺寸、试验件材料参数与试验件铺层结构与 2.2 节中的仿真计算模型一致。纤维增强复合材料轴结构试验现场照片如图 9 所示,试验过程中,试验件及数据测量位置照片如图 10 所示。试验装置一端用螺栓固定试验件,试验件另一端用螺栓与扭转作动筒连接,用于试验过程中施加载荷。千分表用于测量纤维增强复合材料轴结构中间截面周向位移结果,在试验段粘贴应变片,测量应变结果,通过声发射检测轴结构内部信号。

试验载荷从 0 N·m 开始,在扭转载荷为 0~6 000 N·m 时,复合材料轴结构声发射信号可视为独立的突发型信息,在扭转载荷达到 6 000

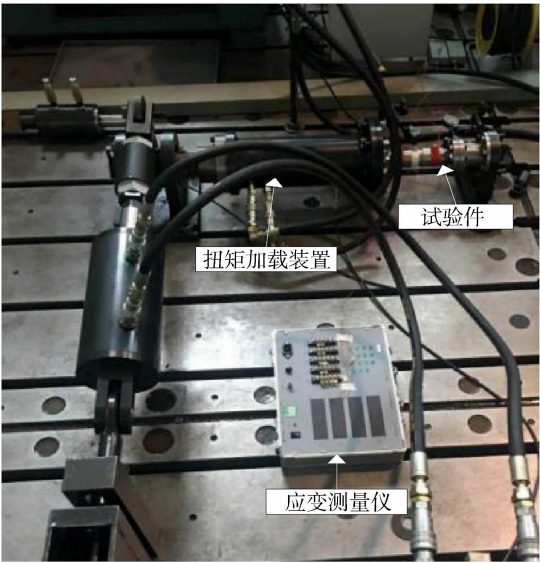
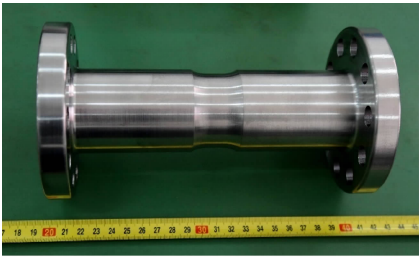
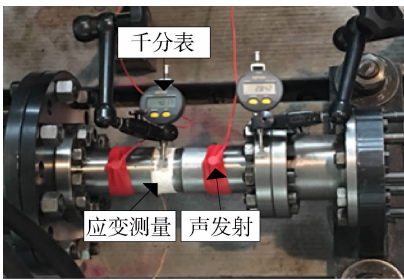


图 9 试验装置图
Fig. 9 Test installation diagram



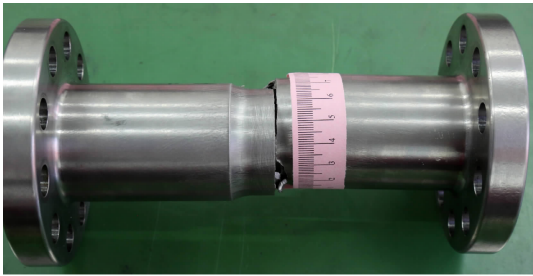
(a) 试验件照片



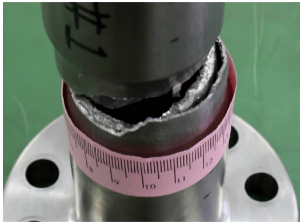
(b) 测量位置照片

图 10 试验件照片及数据测试位置照片
Fig. 10 Test piece and data test location

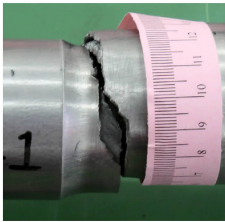
N·m 之后,声发射信号相互叠加,大部分均为中频信号。进而说明当扭转载荷达到 6 000 N·m 时,轴结构复合材料内部开始发生损伤,且根据文献[26]所述,中频信号一般为基体、界面开裂信号。当扭转载荷逐渐增加到 9 048 N·m 时,试验件发出清脆响声并瞬间破坏,并同时失去承载性能,其破坏断口如图 11 所示。



(a) 试验件断口 I



(b) 试验件断口 II



(c) 试验件断口 III

图 11 扭转失效模式照片

Fig11 Torsion failure mode photo

由图 11 可以看出,试验件断口整齐,有一处断口与轴向呈 45°,破坏位置处轴内复合材料铺层中纤维根根清晰可见,包裹纤维的基体呈凹凸不平状,可知基体完全被破坏。在加载过程中,最外层复合材料层的基体首先达到其强度极限而破坏,无法保证纤维在原约束位置,导致试验件内部结构发生变化。因最外层基体发生破坏而产生裂纹并扩展到外层金属包套,导致金属包套沿与轴向呈 45°方向发生破坏,起固定纤维作用的基体大面积失效,从而纤维在横向上失去平衡支点,最

终导致纤维断裂,试验件破坏,轴结构失稳后发生断裂进而失去承载能力。这与文中第 2.2 节仿真计算的失效模式分析基本吻合。在径向上,断口延外表皮金属层边界呈现撕裂模式,可证明失效起点为复合材料铺层最外层(即紧贴金属外包套层),这与文中第 2.2 节计算的复合材料轴结构复合材料层最外层破坏原理基本一致。

4 复合材料低压涡轮轴失效模式分析

以某型航空发动机涡轮轴设计图纸为参考,建立低压涡轮轴结构简化模型,涡轮轴结构材料参数如表 3 所示,即为 SiC/TC4 复合材料。纤维增强复合材料体积分数为 43%,复合材料铺层方案为 $\pm 45^\circ$,共 14 层。有限元模型如图 12(a)所示,根据航空发动机低压涡轮轴真实结构即工作条件,施加载荷如图 12(b)所示。此处,重点考虑了能够引起低压涡轮轴破坏的主要载荷因素,即扭转载荷。其中①端为涡轮盘安装端,扭转载荷作用通过①端作用在轴上,③端为压气机盘安装段,轴通过套齿向压气机传递转矩,因此要对③端的端面进行约束。综上,在扭转载荷作用下应在涡轮安装端①端圆柱面上施加扭转载荷 M ,方向向左为正,在压气机安装端③端进行施加固定约束。

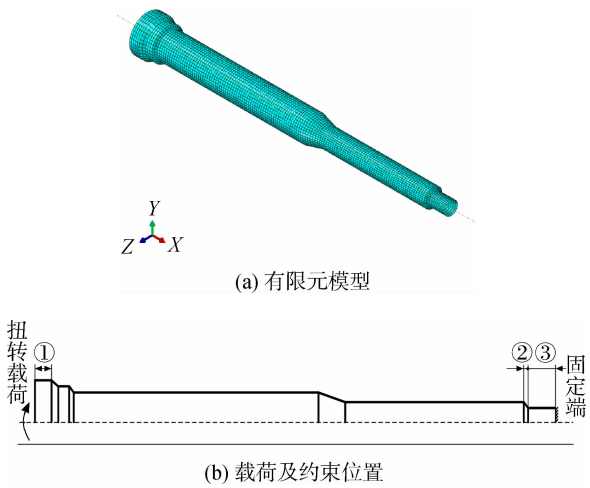


图 12 低压涡轮轴结构有限元模型及载荷约束位置
Fig. 12 Finite element model and load constraint position of low pressure turbo-shaft structure

因复合材料低压涡轮轴结构失效模式复杂多变,本文只考虑低压涡轮轴在扭转载荷作用下的失效模式计算。根据《发动机设计手册》,施加载荷工况为发动机低压涡轮轴在最大状态下的工作载荷。计算复合材料低压涡轮轴从“起动-慢车-

最大”工况下的应力/应变响应,经计算发现不论哪一工况,其危险位置均位于涡轮轴前端套齿部位。计算发动机在最大工况下的复合材料低压涡轮轴的响应,提取套齿部位危险位置宏观应力/应变响应结果,并截取危险位置径向截面,如图 13 所示。

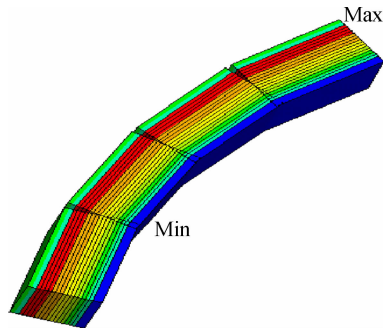


图 13 危险位置径向截面图
Fig. 13 Radial cross section of dangerous position

经计算得出,低压涡轮轴的危险位置发生在套齿部位,此位置于图 12 所示低压涡轮轴结构示意图②、③过渡处。图 13 所示为该危险位置径向截面图,最大应力发生在复合材料铺层最外层处,提取危险单元宏观应力,通过复合材料主偏轴应力转化,得到其沿纤维方向应力(纵向应力)和垂直于纤维方向应力(径向应力),具体计算结果如表 6 所示。

表 6 危险位置最大等效应力
Table 6 Maximum equivalent stress at the dangerous position

扭转载荷/(N·m)	轴向应力/MPa	径向应力/MPa
11 834	1 169.66	-1 187.93
10 000	988.39	-1 003.83
8 000	790.71	-803.06
5 000	494.19	-501.91
2 000	197.68	-200.77
1 000	98.84	-100.38

建立六角形排列 RVE,施加周期性边界条件,根据文中第 2.1 节所述方法绘制其失效包线。将纤维增强复合材料涡轮轴宏-细观转化后的计算结果与失效包线对比分析如图 14 所示。

图 14 可以看出在扭转载荷不断变大的过程中,涡轮轴结构应力曲线由失效包线内向包线外延展。在失效包线内,结构均不会发生失效。当

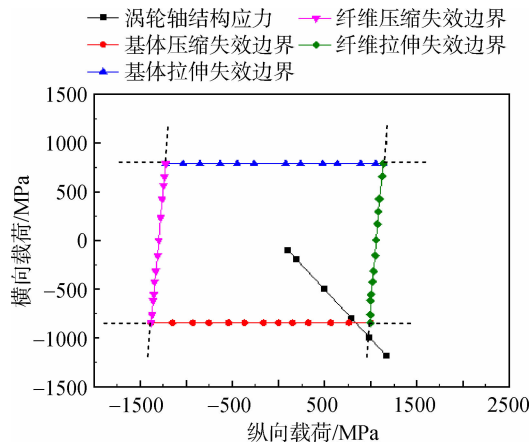


图 14 涡轮轴失效边界及失效模式

Fig. 14 Failure boundary and failure mode of turbo-shaft

扭转载荷达到 $8\,000\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,涡轮轴结构应力响应结果仍在失效包线内,此时尚未发生失效破坏。随着载荷继续增大,涡轮轴结构应力曲线与失效包线产生首个交点,该交点落在基体压缩失效边界线上,即涡轮轴套齿部位最外侧复合材料层开始出现基体压缩失效。随着载荷继续增大,在扭转载荷达到 $10\,000\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,涡轮轴结构在基体压缩失效的基础上刚好发生纤维拉伸失效,当扭转载荷达到 $11\,834\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,纤维增强低压涡轮轴发生同时出现基体压缩失效与纤维拉伸失效,此时,低压涡轮轴仍承受工作载荷,但细观层面已经开始初步形成损伤。

5 结 论

开展复合材料轴结构失效模式分析,完成复合材料轴结构失效模式试验并与仿真结果对比分析,基于此方法完成纤维增强复合材料低压涡轮轴失效模式分析,具体结论如下:

- 1) 通过编程模拟实现细观力学 RVE 受周期性边界条件,经宏观受力分解,确定 RVE 所受载荷情况,基于控制变量法,通过最大应力失效判据确定 SiC/TC4 复合材料失效包线,并根据包线形状,将整个坐标系划分为九个区域,分别确定不同区域对应的失效模式。
- 2) 开展复合材料轴结构在扭转载荷作用下宏观力学性能计算,经计算得出复合材料轴结构危险位置发生在轴结构中点处,即复合材料增强段,危险层为复合材料最外层,紧邻外层金属包套。当扭转载荷为 $5\,000\sim5\,500\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,首先在最外层复合材料层发生基体拉伸失效,进而失效模式依次为基体压缩失效,最外层金属失效,最内层金属失效,复合材料层纤维断裂失效。

3) 以某型涡扇发动机涡轮轴为研究对象,根据真实载荷情况施加扭转载荷,经计算发现当扭转载荷为 $8\,000\sim10\,000\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,结构内部发生基体失效,随着载荷增大,进而发生基体压缩与纤维拉伸同步失效。

参考文献:

[1] 沙云东,骆丽,贾秋月,等. 复合材料轴结构力学性能预测及铺层方案设计[J]. 材料科学与工程学报,2014,34(2): 251-256,300.
SHA Yundong, LUO Li, JIA Qiuyue, et al. Predict mechanics behaviors and design of ply schemes for composites (MMC) shafts[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2014, 34(2): 251-256, 300. (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 Qiuyue, 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] 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 fiber reinforced metal matrix composite component on turbofan aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(15): 32-35. (in Chinese)

[5] KOOP W, CROSS C. Metal matrix composites structural design experience[R]. AIAA-90-2175, 1990.

[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] 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.

[8] SPRING S, KURZ W, KRISHNAMURTHY K, et al. The development of a fiber-reinforced titanium matrix composite low pressure turbine shaft for turboshaft engine[R]. Montreal, Quebec, Canada: American Helicopter Society 58th Annual Forum, 2002.

[9] SCHULTE K. World wide failure exercise on failure prediction in composites[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(12/13): 1479-1479.

[10] HINTON M J, KADDOUR A S, SODEN P D. A further assessment of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2004, 64(3/4): 549-588.

[11] 黄争鸣. 桥联理论研究的最新进展[J]. *应用数学和力学*, 2015, 36(6): 563-581.
HUANG Zhengming. Latest advancements of the bridging model Theory[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2015, 36(6): 563-581. (in Chinese)

[12] HUANG Y, JIN C, HA S K. Strength prediction of triaxially loaded composites using a progressive damage model based on micro-mechanics of failure[J]. *Journal of Composite Materials*, 2013, 47(6/7): 777-792.

[13] HUANG Zhengming. Correlation of the bridging model predictions for triaxial failure strengths of composites with experiments[J]. *Journal of Composite Materials*, 2013, 47(6/7): 697-731.

[14] HUANG Zhengming. Simulation of the mechanical properties of fibrous composites by the bridging micro-mechanics model[J]. *Composites Part A*, 2001, 32(2): 143-172.

[15] COFFIN L F Jr. A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal[J]. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 1954, 76: 931-950.

[16] NAHAS M N. Survey of failure and post-failure theories of laminated fiber-reinforced composites [J]. *Journal of Composites Technology and Research*, 1986, 8(4): 138-153.

[17] HAUSMANN J, SCHURMANN H, PETERS P, et al. Recent developments in SiC-fibre reinforced titanium shafts [R]. San Sebastian, Spain; 2006 International Congress on Innovative Solutions for the Advancement of the Transport Industry (TRANSFAC'06), 2006.

[18] DUDA C, ARVIEN C, FROMENTIN J F. Metal lurgical features related to liquid route Ti alloy coating of C coated SiCvd filaments[C]//Proceeding of the 10th World Conference on Titanium. Hamburg; Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2003: 2488-2494.

[19] HINTON M J, KADDOUR A S, SODEN P D. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates, judged against experimental evidence[J]. *Composites Science and Technology*, 2002, 62(12/13): 1725-1797.

[20] ECHAABI J, TROCHU F, GAUVIN R. Review of failure criteria of fibrous composite materials[J]. *Polymer Composite*, 1996, 17(6): 786-798.

[21] 汪凌云. 论纤维增强复合材料的失效准则[J]. *纤维复合材料*, 1995(1): 1-8, 15.
WANG Lingyun. Discussion of failure criteria for fibre reinforced composite material [J]. *Fibre Composite*, 1995(1): 1-8, 15. (in Chinese)

[22] 沙云东, 姜卓群, 骆丽, 等. SiC/TC4 复合材料横向拉伸应力集中系数的表征及试验验证[J]. *推进技术*, 2020, 41(5): 1185-1192.
SHA Yundong, JIANG Zhuoqun, LUO Li, et al. Characterization and experimental verification of transverse tensile stress concentration coefficient in SiC/TC4 composites [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1185-1192. (in Chinese)

[23] 王玉敏, 张国兴, 张旭, 等. 连续 SiC 纤维增强钛基复合材料研究进展[J]. *金属学报*, 2016, 52(10): 1153-1170.
WANG Yumin, ZHANG Guoxing, ZHANG Xu, et al. Advances in sic fiber reinforced titanium matrix composites [J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 2016, 52(10): 1153-1170. (in Chinese)

[24] 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)

[25] 黄争鸣. 复合材料破坏与强度[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

[26] KONG Xu, WANGg Yumin, ZHANG Xu, et al. Monitoring damage evolution in a titanium aatrix composite shaft under torsion loading using acoustic emission [J]. *Acta Metallurgica Sinica (English Letters)*, 2019, 32(10): 1244-1252.

(编辑: 叶 青、陈 越)