

纤维增强复合材料轴结构铺层方案优化设计

沙云东¹, 贾秋月¹, 骆 丽¹, 郝燕平², 李守秋², 赵奉同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: 基于细观力学有限元法, 采用改进的细观力学代表体积元(RVE)模型预测连续纤维增强金属基复合材料力学性能, 对比分析相同体积分数下不同排列 RVE 模型的计算结果. 选定连续纤维增强金属基复合材料轴结构为研究对象, 建立连续纤维增强金属基复合材料轴结构细、宏观力学模型, 开展该轴结构承载能力计算. 在此基础上, 为实现连续纤维增强金属基复合材料低压涡轮轴铺层方案优化设计, 参照某型航空发动机设计要求, 以总铺层厚度为目标函数, 采用 random design 法, 确定了由细观 RVE 排列结构至宏观轴结构铺层方案. 结果表明: 采用正方形对角排列 RVE 模型计算的力学性能优于四边形排列 RVE 模型; 纤维与基体呈正方形对角排列可提高轴结构承载能力、临界屈曲载荷、临界转速; 该方法确定的铺层方案与通用(GE)公司的 SiC/Ti 低压涡轮轴铺层方案一致.

关 键 词: 连续纤维增强金属基复合材料; 低压涡轮轴结构; 改进的 RVE 有限元模型; 铺层方案; 优化设计

中图分类号: V232.2; TB330.1

文献标志码: A

Optimization design for laminate scheme of fiber reinforced composite shaft

SHA Yun-dong¹, JIA Que-yue¹, LUO Li¹, HAO Yan-ping²,
LI Shou-qiu², ZHAO Feng-tong¹

(1. Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology
for Aviation 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: Based on micro mechanics finite element method, the improved micro mechanics model of the representative volume element (RVE) was used to predict effective mechanical properties of continuous fiber reinforced metal matrix composite. Then square diagonally arranged RVE model was used to calculate its mechanical performance, which was better than that of quadrilateral RVE model. Taking continuous fiber reinforced metal matrix composite shaft as research objects, a micro and macro mechanics model of continuous fiber reinforced metal matrix composite shaft was built. The carrying capacity of this shaft, the rule of shaft carrying capacity, critical buckling load, and critical speed under the influence on different arrays between fiber and matrix were calculated. On this basis, in order to achieve optimization design about laminate scheme of continuous fiber reinforced metal matrix composite

收稿日期: 2015-03-13

基金项目: 中航产学研创新基金(cxy2013SH17)

作者简介: 沙云东(1966—), 男, 辽宁沈阳人, 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.

shaft, total thickness was taken as objective function with design condition of an aero-engine, and laminate scheme from micro RVE to macro shaft was obtained by random design method. Result shows that, use square diagonally arranged RVE model to calculate the mechanical performance is better than that of quadrilateral RVE model. Fiber and matrix is square diagonally arranged shaft carrying capacity, the critical buckling load and critical speed can be improved. The scheme is the same as GE (General Electric) Company SiC/Ti low pressure turbine shaft layer solution.

Key words: continuous fiber reinforced metal matrix composite; low pressure turbine shaft; improved RVE finite element model; laminate scheme; optimization design

为实现连续纤维增强金属基复合材料低压涡轮轴结构完整性的分析、增加发动机推力、减轻发动机总质量与提高发动机效率,在已完成连续纤维增强金属基复合材料轴结构承载能力分析的基础上^[1-2],改进纤维在金属基体中的排列结构、设计连续纤维增强金属基复合材料轴结构铺层方案是极其关键的因素。

国外已对复合材料及其轴结构零部件进行了大量的研究^[3],其中比较典型的预测复合材料力学性能的细观力学 RVE 有限元方法^[4]与 CCA (composite cylinder assemblage) 上下限解析法^[5]已被纳入美国军标中, Srikant^[6]基于有限元软件平台研究了 RVE (representative volume element) 有限元法优化设计纤维与基体的排列结构,但未将其预测结果应用于零件设计与分析中;通用(GE)公司采用轻质耐高温的 SCS-6 纤维增强的 Ti6-4 基复合材料完成了发动机低压轴的设计制造与考核验证,该轴纤维体积分数为 35%,沿各方向铺设 22 层^[7],铺层角度为 45°^[8]。而国内针对连续纤维增强复合材料低压涡轮轴的研究才刚刚起步,复合材料力学性能预测模型比较多^[9]而不一,其模型的有效性 & 正确性有待验证,其中应用较为广泛的是上述美国军标中提出的 RVE 有限元模型^[10-12];对于复合材料轴的报道多数是关于直升机树脂基驱动轴^[13]以及汽车树脂基传动轴^[14]等,对于金属基复合材料低压涡轮轴更是鲜有报道,现有航空发动机复合材料主轴优化方案设计方法^[15]中,首先,没有从纤维在基体中的细观排列结构出发,忽略细观排列结构对其的影响;其次,对复合材料力学性能预测的方法采用半经验公式法^[16],该方法是基于纤维增强树脂基复合材料试验校准,该方法应用于金属基复合材料力学性能预测有待验证;由此可见其优化设计方案并不完善。

本文以连续纤维增强金属基复合材料轴结构为研究对象,首先基于细观力学有限元法预测复

合材料有效的力学性能,在已完成四边形排列代表体积元(RVE)计算纤维增强复合材料力学性能合理性的论证的基础上^[1],改进细观力学代表体积元模型的排列方式,研究纤维与基体呈四边形排列与正方形对角排列结构对 SiC/Ti 宏观力学性能参数及其轴结构性能的影响,进而提出细观一体化连续纤维增强金属基复合材料轴优化设计数学模型,结合有限元软件,建立纤维增强金属基低压涡轮轴优化方案设计平台,通过编程实现由细观至宏观共同优化设计连续纤维增强金属基复合材料低压涡轮轴,达到减轻纤维增强金属基复合材料低压涡轮轴质量,提高发动机效率的目的。

1 连续纤维增强金属基复合材料轴结构细宏观力学模型的改进

1.1 改进的细宏观力学模型

连续纤维材料按相同方向排列与基体材料组成单向单层复合材料,一层以上的单层材料相互叠合,各层的纤维方向各不相同,由此所形成的复合材料称为叠层材料。实际轴结构从根本上是由叠层材料经过特定工艺及多道工序加工制造而成。将连续纤维增强金属基复合材料应用于低压涡轮轴结构设计时,为了分析这种轴结构的力学性能,需要应用专门的复合材料结构力学的分析方法,它是在细观力学与宏观力学的基础上,研究连续纤维增强金属基复合材料轴的结构力学性能。细观力学分析是以纤维和基体作为基本研究对象,宏观力学分析是以叠层材料作为研究对象,把单层复合材料作为问题研究的起点,结构力学的分析范围比上述宏观材料力学分析又扩大了一个层次。此时把叠层复合材料作为问题研究的起点。因此,连续纤维增强金属基复合材料轴结构细宏观力学模型的研究必须从最根本的细观力学模型开始,为提高该类复合材料的力学性能,本文在四边形排列的 RVE 有限元模型的基础上,改进纤

维在基体中的排列结构,使其成正方形对角排列,这种排列结构更接近工程实际工艺,如图 1 所示。

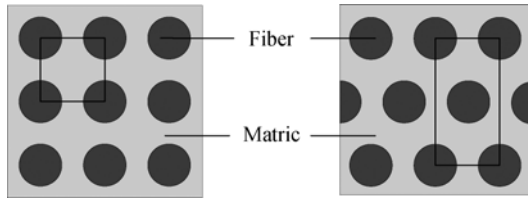


图 1 代表体积元示意图

Fig. 1 Schematic of representative volume element

1) 正向荷载

施加正向荷载的四边形排列及正方形对角排列 RVE 模型如图 2 所示。

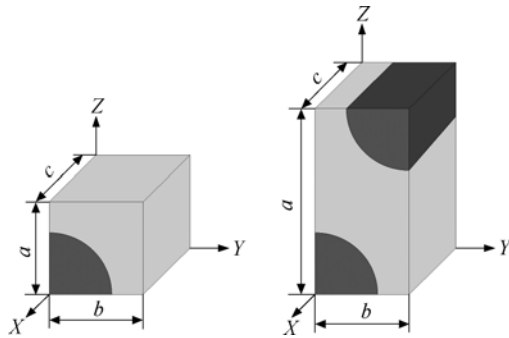


图 2 正向荷载下 RVE 的 1/4 有限元模型

Fig. 2 Quarter finite element model of RVE under forward load

应用于 RVE 有限元模型的位移约束条件如下:

$$\begin{aligned} u(0, y, z) &= 0 \\ u(c, y, z) &= \text{cons}(\tan t) = \delta_1 \\ v(x, 0, z) &= 0 \\ v(x, b, z) &= \text{cons}(\tan t) = \delta_2 \\ w(x, y, 0) &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

$$w(x, y, a) = \text{cons}(\tan t) = \delta_3$$

单层材料轴向弹性模量和泊松比为

$$E_1 = \frac{\bar{\sigma}_{11}}{\bar{\epsilon}_{11}} = \frac{P_1 c}{ab\delta_1} \quad \mu_{12} = -\frac{\bar{\epsilon}_{22}}{\bar{\epsilon}_{11}} = -\frac{\delta_2 c}{\delta_1 b} \quad (2)$$

其中 P_1 为作用于 RVE 上的轴向载荷。

同样,单层材料横向的弹性模量和泊松比为

$$E_2 = \frac{\bar{\sigma}_{22}}{\bar{\epsilon}_{22}} = \frac{P_1 b}{ac\delta_2} \quad \mu_{23} = -\frac{\bar{\epsilon}_{33}}{\bar{\epsilon}_{22}} = -\frac{\delta_3 b}{\delta_2 a} \quad (3)$$

其中 P_1 为作用于 RVE 上的横向载荷。

2) 横向剪切荷载

横向剪切荷载四边形排列及正方形对角排列 RVE 模型如图 3 所示。

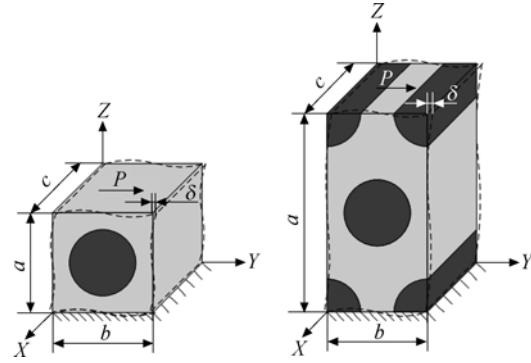


图 3 横向剪切荷载下 RVE 有限元模型

Fig. 3 RVE finite element model under transverse shear load

应用于 RVE 有限元模型的位移边界条件为

$$\begin{aligned} u(x, y, 0) &= v(x, y, 0) = w(x, y, 0) = 0 \\ u(x, y, a) &= w(x, y, a) \\ u(x, 0, z) &= w(x, b, z) \\ u(0, y, z) &= w(c, y, z) \end{aligned} \quad (4)$$

单层材料横向切变模量为

$$G_{23} = \frac{\bar{\sigma}_{23}}{\bar{\gamma}_{23}} = \frac{Pa}{bc\delta_2} \quad (5)$$

3) 轴向剪切荷载

轴向剪切荷载的四边形排列及正方形对角排列 RVE 模型如图 4 所示。

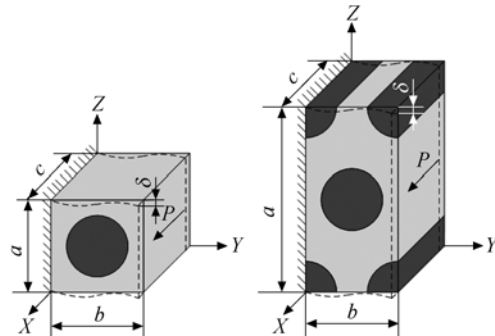


图 4 轴向剪切荷载下 RVE 有限元模型

Fig. 4 RVE finite element model under axial shear load

对应 RVE 有限元模型的位移边界条件为

$$\begin{aligned} u(x, 0, z) &= v(x, 0, z) = w(x, 0, z) = 0 \\ v(x, b, z) &= w(x, b, z) \\ v(0, y, z) &= w(c, y, z) \\ v(x, y, 0) &= w(x, y, a) \end{aligned} \quad (6)$$

单层材料轴向切变模量为

$$G_{12} = \frac{\bar{\sigma}_{12}}{\bar{\gamma}_{12}} = \frac{Pb}{ac\delta} \quad (7)$$

连续纤维增强复合材料轴结构力学分析时,将式(2)、式(3)、式(5)、式(7)的计算结果作为初

始参数输入到轴结构宏观力学分析模型中,该轴结构为叠层结构件,如图5所示,1为纤维主方向,2是与纤维垂直的方向,纤维与整体坐标系之间的夹角为 θ 。

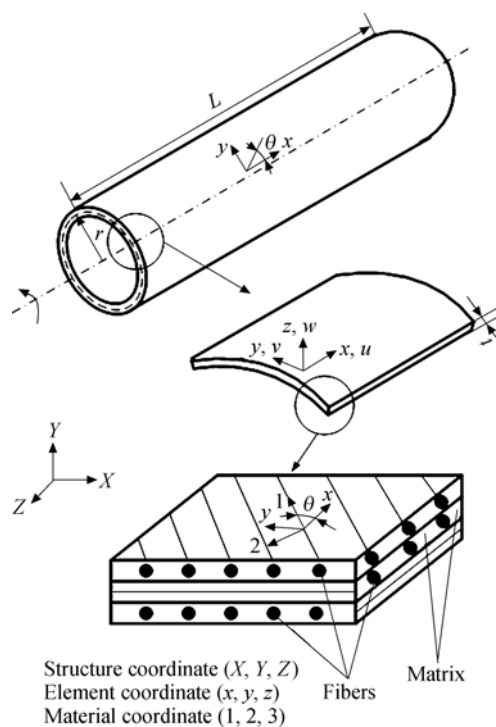


图5 材料、单元、结构坐标系之间的关系

Fig. 5 Relationship among material, element and structure coordinates

对于纤维增强叠层复合材料,材料坐标系下,单层材料单元节点应力应变关系可以表示为

$$\sigma' = Q'_1 \varepsilon' \quad \tau' = Q'_2 \gamma' \quad (8)$$

$$Q'_1 = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1 - \mu_{12} \mu_{21}} & \frac{\mu_{12} E_{22}}{1 - \mu_{12} \mu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{21} E_{11}}{1 - \mu_{12} \mu_{21}} & \frac{E_{22}}{1 - \mu_{12} \mu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$Q'_2 = \begin{bmatrix} \alpha_1 G_{13} & 0 \\ 0 & \alpha_2 G_{23} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中 α_1 和 α_2 是剪切修正因子,假设单向弯曲的层合板沿厚度方向的横向剪切能相等,单元坐标系下层合板的本构方程为

$$\sigma = Q_1 \varepsilon \quad Q_1 = T_1^T Q'_1 T_1 \quad (11)$$

$$\tau = Q_2 \gamma \quad Q_2 = T_2^T Q'_2 T_2 \quad (12)$$

$$T_1 = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & mn \\ n^2 & m^2 & -mn \\ -2mn & 2mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中

$$m = \cos \theta, \quad n = \sin \theta$$

$$T_2 = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

在单元坐标系下, x, y 和 z 轴分别代表圆柱壳的长度方向、圆周方向和径向,铺层数为 n 时,合应力可以定义为

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \\ V \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma \\ z\sigma \\ \tau \end{Bmatrix} dz = \sum_{j=1}^n A \begin{Bmatrix} \varepsilon_0 \\ k \\ \gamma \end{Bmatrix} \quad (15)$$

$$A = \begin{bmatrix} aQ_1 & \frac{1}{2}bQ_1 & 0 \\ \frac{1}{2}Q_1 & \frac{1}{3}cQ_1 & 0 \\ 0^T & 0^T & aQ_2 \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中 $a = z_{jt} - z_{jb}$, $b = z_{jt}^2 - z_{jb}^2$, $c = z_{jt}^3 - z_{jb}^3$, z_{jt} 和 z_{jb} 分别代表第 j 层的中面距整体的顶层和底层的距离。

在轴结构屈曲分析中,使用特征值公式来计算造成结构负刚度的应力刚度矩阵的比例因子

$$(\mathbf{K} + \lambda \mathbf{S}) \boldsymbol{\varphi} = 0 \quad (17)$$

式中 $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵; $\mathbf{S}$ 为应力刚度矩阵; $\boldsymbol{\varphi}$ 为位移特征矢量; λ 为特征值。用 λ 乘以施加的载荷 $\mathbf{F}$,即得到临界载荷 P_{cr} 。

轴结构无阻尼结构的自由振动分析时,其结构的模态方程可表示为

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{D}} + \mathbf{K} \mathbf{D} = 0 \quad (18)$$

当 $\mathbf{D}$ 经历谐波运动时,可表示为

$$\mathbf{D} = \bar{\mathbf{D}} \sin \omega t \quad \ddot{\mathbf{D}} = -\omega^2 \bar{\mathbf{D}} \sin \omega t \quad (19)$$

其中 $\bar{\mathbf{D}}$ 向量包含 $\mathbf{D}$ 向量的振幅。

因此,式(18)的特征值形式可表示为

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) \bar{\mathbf{D}} = 0 \quad (20)$$

当叠成轴结构沿轴向旋转时,壳径向的离心力可以看成壳中初始载荷引起的初始应力,因此式(20)中刚度矩阵 $\mathbf{K}$ 可以被分解为

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_l + \mathbf{K}_s \quad (21)$$

其中 $\mathbf{K}_l$ 是传统的线性刚度矩阵, $\mathbf{K}_s$ 由预应力(即离心力),引起的几何应力刚度矩阵。

式(20)可写为

$$(\mathbf{K}_l + \mathbf{K}_s - \omega^2 \mathbf{M}) \bar{\mathbf{D}} = 0 \quad (22)$$

式(22)为特征值表达式,如果 $\bar{\mathbf{D}}$ 向量不为零,则有

$$|\mathbf{K}_l + \mathbf{K}_s - \omega^2 \mathbf{M}| = 0 \quad (23)$$

1.2 细宏观力学模型计算与分析

当纤维体积分数为40%时,基于上述细宏观力学模型计算 SiC/Ti₂AlNb 四边形排列与正方

形对角排列的宏观力学性能参数如表 1 所示,表中 E_t, μ_t, G_t 表示整体横向弹性模量、泊松比和切变模量, E_a, μ_a, G_a 表示整体轴向弹性模量、泊松比和切变模量. 将表 1 的计算结果作为材料参数输入,分析连续纤维增强复合材料轴结构力学性能,纤维在基体中呈四边形排列与正方形对角排列 SiC/Ti₂AlNb 轴结构宏观力学性能如表 2 所示. 由表 1 可知,当纤维体积分数相同时,正方形对角排列比四边形排列具有更优越的宏观力学性能,采用正方形对角排列 RVE 结构沿铺层方向纤维数量比四边形排列结构少,横向刚度优于四边形排列结构,因此横向弹性模量 E_t 的增加最为明显,故采用正方形对角排列比采用四边形排列的 SiC/Ti₂AlNb 复合材料抵抗横向变形的能力更好.

表 1 四边形排列与正方形对角排列的 SiC/Ti₂AlNb 复合材料力学性能

Table 1 Mechanical property of SiC/Ti₂AlNb composite with quadrilateral array and square diagonally array

力学性能	四边形排列 RVE	正方形对角排列 RVE
E_a /GPa	234.356	234.268
E_t /GPa	184.707	197.800
G_a /GPa	65.097	65.819
G_t /GPa	64.109	65.130
μ_a	0.370	0.366
μ_t	0.418	0.410

表 2 四边形排列和正方形对角排列的 SiC/Ti₂AlNb 轴结构的承载能力

Table 2 Carrying capacity of SiC/Ti₂AlNb shaft with quadrilateral array and square diagonally array

轴结构承载能力	四边形排列 RVE	正方形对角排列 RVE	提高百分比/%
S_{eqv} /GPa	4.905	4.550	-7.24
Δ_{sum} /m	0.0226	0.02054	-9.14
α_{cr} /(r/min)	27360	27660	1
T_{cr} /(N·m)	22811	23518	3
P_{cr} /N	7556290	7771169	2.8

由表 2 研究表明,当 SiC/Ti₂AlNb 轴结构具有相同纤维体积分数(40%)、铺层方案($[\pm 45/0/90]_3$)、总铺层厚度(2.353 mm)、总质量(2.78 kg)且在相同的边界条件及载荷作用下,采用正方形对角排列的轴结构的承载能力高于采用四边形排列的轴结构,其中等效应力(S_{eqv} ,量符号记为 S_{eqv})和变形量(Δ_{sum})降低最为明显,超过 7%;而临界转速(α_{cr})的提高最小,仅为 1%;屈曲扭矩(T_{cr})与屈曲轴向力(P_{cr})的提高也只有 3%. 因此,改进纤维在基体中的排列结构可提高 SiC/Ti₂AlNb 轴结构的承载能力、屈曲载荷及临界转速.

2 低压涡轮轴结构优化设计方案

低压涡轮轴是发动机的重要组成部分,对其结构进行优化设计,可以有效提高发动机推质比,进而提高发动机效率,优化流程如图 6 所示.

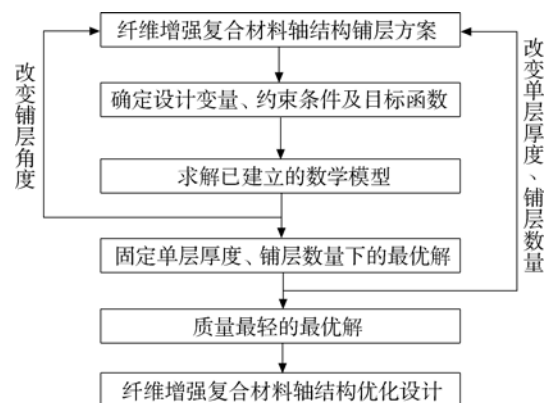


图 6 纤维增强复合材料轴结构优化流程图

Fig. 6 Optimization process of fiber reinforced composite shaft

2.1 低压涡轮轴结构材料与铺层方案选取

复合材料的优点之一就是材料本身纤维与基体的排列结构具有可设计性,因此合理选取材料及铺层方案能大大提高结构效率,减轻质量. 首先确定复合材料中各铺层的组分材料, Ti₂AlNb 基合金是以航空发动机为主要应用目标的一类新型金属间化合物基轻质高温结构材料,增强纤维选为碳化硅,其纤维直径为 140 μm ,纤维和基体均为各向同性材料,具体材料参数如表 3 所示.

参照航空发动机设计手册^[17]设计连续纤维增强金属基复合材料低压涡轮轴铺层方案,低压涡轮轴的工作条件为高转速、高负荷且环境变化大,对于细长的低压涡轮轴重点考虑的问题是变

形和振动. 强度、振动约束方面, 轴的主要载荷是扭矩和轴向力, 设计时必须满足相关强度设计准则的要求. 参照某型航空发动机低压涡轮轴模型^[18]分析 SiC/Ti 复合材料轴优化设计, 其载荷条件工作环境、几何尺寸限制具体如表 4 所示. 由低压涡轮轴的工作条件、重点考虑的问题及图 7 所示铺层设计原则研究表明, 铺层方案设计中, 铺层角度为屈曲扭矩最大的 0° ^[1], 承扭能力较好的 45° ^[1], 固有频率较高及抵抗轴向变形能力较强的 90° ^[1,19] 的组合.

表 3 SiC 纤维与 Ti_2AlNb 的力学性能Table 3 Mechanical properties of SiC fiber and Ti_2AlNb

材料名称	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	密度/ (kg/m^3)
SCS-ULTRA fiber ^[8]	415	0.3	3 000
$\text{Ti}_2\text{AlNb}(650^\circ\text{C})$	113	0.42	5 300

表 4 某型航空发动机低压涡轮轴尺寸、载荷、温度条件及临界转速

Table 4 Dimension, Load, temperature conditions and critical speed of an aero-engine low pressure turbine shaft

参数	数值
长度/mm	1 000
外径/mm	85.85
厚度/mm	5.46
扭矩/($\text{N}\cdot\text{m}$)	15 000
拉力/N	66 800
温度/ $^\circ\text{C}$	<430
临界转速/(r/min)	$>15\,000$

2.2 设计变量选取及约束条件、目标函数确定

选取铺层角度(θ)、铺层数量(N)、纤维体积分数(φ)即单层厚度(T_c)作为设计变量. 因现阶段没有金属基复合材料的疲劳数据, 设计时无法采用疲劳强度设计, 故本文参考某低压涡轮轴在设计载荷及边界条件下等效应力、变形量、临界转速的设计要求、变形与振动问题及 SiC/ Ti_2AlNb 低压涡轮轴结果的内径、外径不超出原金属轴结构的内径、外径等作为优化设计的约束条件, 其目标函数为铺层总厚度(T)最小即质量(m)最轻. 表 4 中某低压涡轮轴结构在设计载荷环境及边界条件下的承载能力如表 5 所示.

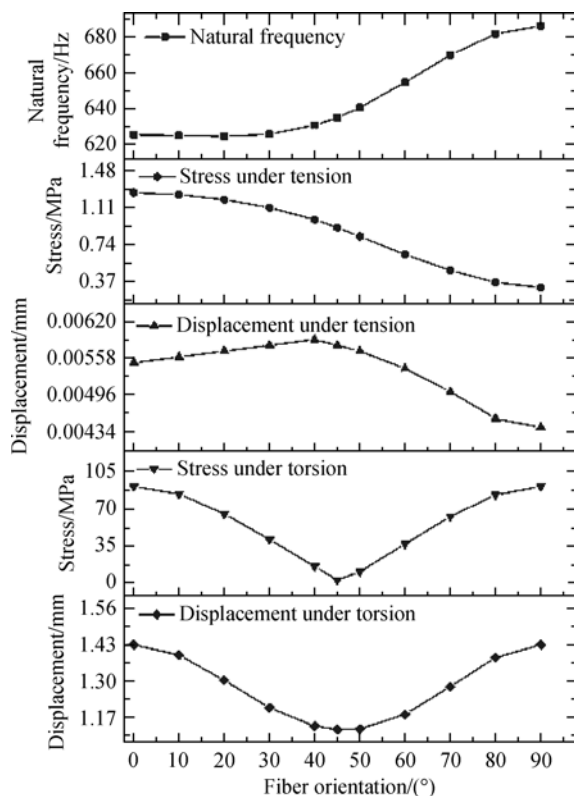


图 7 轴结构固有频率及拉伸、扭转载荷作用下应力、位移随铺层角度变化规律

Fig. 7 Influence of fiber orientation under tension and torsion on natural frequency, stress and displacement of shaft

表 5 设计条件下某型航空发动机低压涡轮轴承载能力

Table 5 Carrying capacity of an aero-engine low pressure turbine shaft under design conditions

参数	数值	参数	数值
等效应力/MPa	13.8	临界转速/(r/min)	18 480
总厚度/mm	5.46	质量/kg	12.15
变形量/mm	0.07		

进而根据低压涡轮轴的工作条件、重点考虑的问题及第 2.1 节中获得的铺层方案, 铺层角度为固有频率较高的 0° , 承扭能力较好的 45° , 抗拉能力较强的 90° 等铺角的组合, 确定优化设计数学模型如下:

$$\text{设计变量 } X = \begin{cases} \theta & 0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \\ N & N \geq 1 \\ T_c & T_c > 0.14 \text{ mm} \end{cases}$$

$$\text{约束条件 } \begin{cases} g_1(X) = S_{\text{eqv}} \leq 13.8 \text{ MPa} \\ g_2(X) = \Delta_{\text{sum}} \leq 0.07 \text{ mm} \\ g_3(X) = \omega_{\text{cr}} \geq 15\,000 \text{ r/min} \end{cases}$$

并使目标函数 $f(X) = T = N \sqrt{\frac{\pi r^2}{\varphi}}$ 取最小值,其中 r 为纤维半径.

2.3 优化设计结果分析

基于有限元软件内置优化设计模块,与本节

中的复合材料轴结构优化设计方法可得到不同铺层角度、铺成数量及纤维体积分数时的轴结构优化结果见表 6. 它们都满足等效应力小于等于 13.8 MPa,变形量小于等于 0.07 mm,临界转速大于等于 15 000 r/min 的约束条件且总厚度最小.

表 6 SiC/Ti₂AlNb 复合材料轴结构优化设计结果
Table 6 Optimization design results of SiC/Ti₂AlNb composite shaft

铺层方案	设计变量			约束条件			目标函数
	$\theta/(^{\circ})$	N	$T_c/\text{mm}(\varphi/\%)$	$S_{\text{eqv}}/\text{MPa}$	$\Delta_{\text{sum}}/\text{mm}$	$\omega_{\text{cr}}/(\text{r}/\text{min})$	$T/\text{mm}(m/\text{kg})$
$[\pm 45/0/90]_8$	0.45,90	32	0.210(35)	13.8	0.0532	$>15\,000$	6.716(8.2)
$[\pm 45/0/90]_7$	0.45,90	28	0.240(27)	13.7	0.0592	$>15\,000$	6.730(8.5)
$[45/90/-45/90]_6$	0.45,90	24	0.261(23)	13.8	0.0637	$>15\,000$	6.267(8.1)
$[45/0/-45/90]_6$	0.45,90	24	0.279(20)	13.5	0.0653	$>15\,000$	6.670(8.7)
$[45/0/-45/90]_8$	0.45,90	32	0.214(34)	13.5	0.0530	$>15\,000$	6.860(8.4)
$[\pm 45]_{11}$	45	22	0.279(20)	13.3	0.0749	$>15\,000$	6.130(8.0)
$[\pm 45]_{12}$	45	24	0.260(23)	13.0	0.0710	$>15\,000$	6.249(8.1)
$[\pm 45]_{13}$	45	26	0.231(29)	13.5	0.0686	$>15\,000$	6.008(7.5)
$[\pm 45]_{14}$	45	28	0.214(34)	13.6	0.0648	$>15\,000$	6.002(7.3)

虽然纤维体积分数越大其复合材料模量越大,泊松比越小;铺层角度为 0°时屈曲扭矩较大,±45°时承扭能力较好,90°时固有频率较大及抗拉能力较强;但是当以等效应力、变形量、临界转速为约束条件时,SiC/Ti₂AlNb 复合材料轴结构铺层方案优化设计中总铺层厚度最小的铺层方案为 $[\pm 45]_{14}$,表明并不是铺层数量越小、或单层厚度越小即纤维体积分数越大、或±45°/0°/90°铺角都包括时,总铺层厚度最小.表 6 中优化设计结果说明当铺层方案为 $[\pm 45]_{14}$ 且纤维体积分数为 34%时,总铺层厚度最小,这个结果与美国 GE 公司 F110 发动机低压涡轮轴采用 SCS-6 连续纤维增强 Ti-6Al-4V 复合材料,且纤维体积分数为 35%,通过 SCS 纤维沿轴向呈 45°缠绕的结果一致,同时也验证了本文提出的由细观 RVE 排列结构至宏观连续纤维增强复合材料轴结构的优化设计方案的有效性.

3 结 论

1) 采用四边形排列与正方形对角排列 RVE 有限元模型,计算 SiC/Ti₂AlNb 复合材料力学参数的结果表明,当纤维体积分数一定时,采用正方形对角排列结构的 RVE 比四边形排列结构的

RVE 具有更强的抵抗横向变形的能力.

2) 提出由细观至宏观共同优化设计连续纤维增强金属基复合材料低压涡轮轴结构设计的方案,且基于有限元软件自编程序计算不同排列方式下的连续纤维增强金属基复合材料轴结构的承载能力,计算结果表明,采用正方形对角排列轴结构的承载能力高于四边形排列的轴结构.

3) 基于复合材料轴结构设计中改变材料中纤维的体积分数直接影响轴结构的承载能力的特点,选取铺层角度、铺层数量、纤维体积分数为设计变量,以某轴结构的等效应力、变形量、临界转速为约束条件,以总铺层厚度为目标函数,优化设计连续纤维增强金属基复合材料轴结构的铺层方案.纤维体积分数为 35%,铺层角度为±45°,铺层数量为 28 层的铺层方案($[\pm 45]_{14}$)为总厚度最小的铺层方案.

参考文献:

[1] 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. Analysis of torsional feature for continuous fiber reinforced metal matrix composite turbine shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2016,

- 31(6):1377-1384. (in Chinese)
- [2] 沙云东, 骆丽, 贾秋月. 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, 2016, 34(2): 251-256.
- SHA Yundong, LUO Li, JIA Qiuyue. Predict mechanics behaviors and design of ply schemes for composite(MMC) shaft[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2016, 34(2): 251-256. (in Chinese)
- [3] Phill D, Mark D. Aero-engine titanium from alloys to composites[J]. Light Metals Technology, 2009, 618/619: 127-134.
- [4] Sun C T, Vaidya R S. Prediction of composite properties from a representative volume element[J]. Composite Science and Technology, 1996, 56(2): 171-179.
- [5] Avila A F. An integrated methodology and formulations for micro/macro modeling and analysis of metal matrix composites [D]. Minnesota: University of Minnesota, 1997.
- [6] Srikant S P. Micro-mechanical tailoring of composite structure for optimum material properties [R]. AIAA-2010-3056, 2010.
- [7] 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)
- [8] 黄旭. 高推重比航空发动机用新型高温钛合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2011, 30(6): 21-27.
- HUANG Xu. Recent development of new high temperature titanium alloys for high thrust-weight ratio aero-engines [J]. Materials China, 2011, 30(6): 21-27. (in Chinese)
- [9] 付福超. 纤维缠绕复合材料轴结构刚度预测墨香与力学分析方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- FU Fuchao. The mechanics research of filament wound composite shell[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [10] 吕毅, 吕国志, 赵庆兰. 基于有限元计算细观力学的复合材料宏观性能的一体化预测[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(5): 640-644.
- LÜ Yi, LÜ Guozhi, ZHAO Qinglan. A better in tegrated prediction of macroscopic properties of fiber reinforced composites based on finite element computational micro-mechanics (FECM) [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(5): 640-644. (in Chinese)
- [11] 吕毅, 吕国志, 孙龙生. 基于有限元计算细观力学的 RVE 库的建立与应用[J]. 机械强度, 2009, 31(5): 851-856.
- LÜ Yi, LÜ Guozhi, SUN Longsheng. Construction and application of RVE library based on finite element computation micromechanics[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(5): 851-856. (in Chinese)
- [12] 雷友锋. 纤维增强金属基复合材料宏-细观统一本构模型及应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- LEI Youfeng. A unified macro-and micro-mechanics constitutive model and its applications of fiber reinforced metal matrix composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [13] 许兆棠, 朱如鹏. 直升机复合材料传动轴的主共振分析[J]. 机械工程学报, 2006, 42(2): 155-160
- XU Zhaotang, ZHU Rupeng. Main resonance analysis of a composite helicopter drive shaft [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(2): 155-160. (in Chinese)
- [14] 胡晶, 李晓星, 张天敏. 碳纤维复合材料传动轴承担扭性能优化设计[J]. 复合材料学报, 2009, 24(6): 177-181.
- HU Jing, LI Xiaoxing, ZHANG Tianmin. Design optimization on torsion property of carbon fiber composite drive shaft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 24(6): 177-181. (in Chinese)
- [15] 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 Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(6): 258-263. (in Chinese)
- [16] 沃丁柱. 复合材料大全[M]. 北京: 化学工业出版社, 2000.
- [17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 10 册 涡轮[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [18] 陆山, 陈倩, 陈军. 航空发动机主轴疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 148-154
- LU Shan, CHEN Qian, CHEN Jun. Method of predicted fatigue life of aeroengine's principal shaft [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 148-151. (in Chinese)
- [19] 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.

(编辑: 王碧琚)