

DOI: 10.3901/JME.2013.12.060

# 基于逐渐损伤理论的复合材料飞轮转子 渐进失效分析\*

陈启军 李成 铁瑛 刘坤良  
(郑州大学机械工程学院 郑州 450001)

**摘要:** 基于三维逐渐损伤理论,采用刚度衰减模型来预测三维复合材料飞轮转子的渐进失效特性,并与已有参考文献进行对比,验证模型的正确性。模型考虑的失效形式主要包括四种:纤维断裂,基体开裂,分层和基纤维剪切失效。采用有限元法中的牛顿-拉普森非线性迭代算法进行三维渐进失效分析,分析不同缠绕预应力下飞轮的失效过程,并进行对比分析。计算结果表明,转子的失效首先发生在飞轮的中部,单元发生基体开裂失效,随着转速的提高,单元发生纤维断裂,导致飞轮在外径处发生爆破失效。缠绕过程中对纤维束施加预应力能提高飞轮的初始失效转速。在整个损伤过程中没有出现单元分层失效和剪切失效。

**关键词:** 复合材料飞轮 三维逐渐损伤 有限元法 缠绕预应力

**中图分类号:** TB33

## Progressive Failure Analysis of Composite Flywheel Rotor Based on Progressive Damage Theory

CHEN Qijun LI Cheng TIE Ying LIU Kunliang  
(School of Mechanical Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou 450001)

**Abstract:** Based on three-dimensional (3D) progressive damage theory, a stiffness degradation method is proposed to predict the progressive failure properties of 3D composite flywheel rotor, and the correctness of this method is proved by comparing with existing references. Four failure modes are included, Fiber breakage, matrix cracking, delamination and fiber-matrix shear failure. The Newton-Rapson nonlinear iterative algorithm of finite method is developed to perform the 3D progressive failure analysis. The failure analysis and comparisons are all performed when winding prestress are different. The results show that the failure first appears at the middle of composite flywheel, and the failure process includes: Matrix cracking first, and with the rotating speed increasing, the fiber breakage causes the burst failure at the outer radius of the composite flywheel. Besides, the filament tension winding process can increase the initial failure speed of flywheel. There is no delamination and shear failure in this process.

**Key words:** Composite flywheel Three-dimensional progressive damage Finite element method Winding prestress

## 0 前言

近年来,由于复合材料性能的改善和人们对环境和能源的关注,复合材料飞轮储能由于具有比强度高、无污染、高效率储能等优点越来越受到人们的关注。纤维缠绕复合材料飞轮是各向异性的,且

复合材料飞轮的径向强度很低,因此,在提高飞轮的转速时,飞轮的离心力增加而破坏飞轮的结构和材料性能<sup>[1]</sup>。试验证明<sup>[2]</sup>,当复合材料飞轮遭受多种纤维损伤的情况时,飞轮的爆破失效转速要远高于飞轮的初始失效转速。因此,在不断提高转速的情况下,对复合材料飞轮进行最终失效转速预测是非常必要的。

近年来,许多学者采用了不同的方法对复合材料飞轮进行了力学和强度分析。HA等<sup>[3]</sup>运用广义平面应变和比强度的方法计算飞轮的强度;丁世海

\* 国家自然科学基金资助项目(61079005)。20120809收到初稿,20130316收到修改稿

等<sup>[4]</sup>运用最大应力准则分析飞轮的极限转速; 秦勇等<sup>[5]</sup>分别基于平面应力型全弹性模型和基于三维数值模型计算了飞轮的破坏转速; 阎耀辰等<sup>[6]</sup>利用蔡-吴张量准则计算了平面应力下复合材料飞轮失效的最高转速。但是这些研究都没有考虑复合材料的渐进破坏过程和刚度退化。

PETIT 等<sup>[7]</sup>最先提出了渐进失效方法, 使用经典层合板理论计算层合板中的应力分布, 但没有使用失效准则和刚度退化准则; TSERPES 等<sup>[8]</sup>提出了三维失效准则, 并进行了含孔层合板的渐进失效模拟。但是, 运用三维逐渐损伤理论来进行纤维缠绕复合材料飞轮的损伤分析在国内外却很少出现。

本文基于三维逐渐损伤理论, 结合 TSERPES 等<sup>[8-9]</sup>提出的刚度退化准则建立三维纤维缠绕复合材料飞轮的逐渐损伤模型, 分析了不同缠绕预应力下复合材料飞轮的渐进损伤过程, 并讨论了缠绕预应力对复合材料飞轮失效过程的影响, 为复合材料飞轮的结构优化提供理论依据。

## 1 损伤累积模型

为了便于制造, 模型一般采用环形缠绕的圆环状飞轮, 材料选用 T800H/2500, 其材料性能见表 1<sup>[3]</sup>。飞轮的几何模型如图 1a 所示, 其中, 内半径  $R_i=30$  mm, 外半径  $R_o=120$  mm, 轴向厚度  $H=100$  mm。本文中为了计算缠绕预应力产生的初始预应力, 模型采用分层建模, 并运用单元生死法和温差法模拟飞轮初应力的产生。考虑到飞轮是中心对称图形, 故只建立飞轮的 1/4 模型, 边界条件为在飞轮的断面处施加对称约束, 在飞轮的内径处施加轴向约束, 并对飞轮施加转速。本文选用三维各向异性实体单元 solid64 单元来模拟复合材料单元, 共划分了 4 000 个单元。复合材料单层板厚度为 4.5 mm, 共缠绕 20 层, 飞轮有限元模型如图 1b 所示。

表 1 T800H/2500 材料力学性能

材料参数	均值	材料性能	均值
纵向弹性模量 $E_d$ /GPa	155	纵向拉伸强度 $\sigma_{xt}$ /MPa	2 900
横向, 法向弹性模量 $E_z, E_r$ /GPa	9	纵向压缩强度 $\sigma_{xc}$ /MPa	1 600
纵-横切变模量 $G_{\theta r}$ /GPa	2	横向拉伸强度 $\sigma_{yt}$ /MPa	70
纵-法切变模量 $G_{\theta z}$ /GPa	2	横向压缩强度 $\sigma_{yc}$ /MPa	168
横-纵切变模量 $G_{rz}$ /GPa	5	法向拉伸强度 $\sigma_{zt}$ /MPa	70
纵-横泊松比 $\nu_{\theta r}$	0.3	法向压缩强度 $\sigma_{zc}$ /MPa	168
纵-法泊松比 $\nu_{\theta z}$	0.25	纵-横剪切强度 $\sigma_{\theta r}$ /MPa	48
横-法泊松比 $\nu_{rz}$	0.25	横-法剪切强度 $\sigma_{rz}$ /MPa	30
密度 $\rho$ /(kg/m <sup>3</sup> )	1 600	纵-法剪切强度 $\sigma_{\theta z}$ /MPa	48

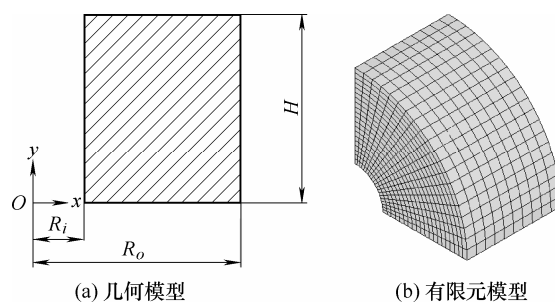


图 1 复合材料飞轮的几何模型及有限元模型

## 2 三维逐渐损伤过程非线性模拟

在高速旋转过程中, 复合材料飞轮的材料会出现各类损伤, 如基体开裂, 分层, 基纤剪切, 纤维断裂等, 此时材料的性能会出现衰退, 即材料的刚度衰减。本文采用的是修正的 Hashin 准则, 同时结合 TSERPES 等<sup>[8-9]</sup>提出的复合材料三维失效准则, 并转换到相应的柱坐标系下的形式如下所述。

基体开裂

$$\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{yt}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{s\theta r}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{srz}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_2 \geq 0 \quad (1)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{yc}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{s\theta r}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{srz}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_2 \leq 0 \quad (2)$$

分层

$$\left(\frac{\sigma_3}{\sigma_{zt}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{s\theta z}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{srz}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_3 \geq 0 \quad (3)$$

$$\left(\frac{\sigma_3}{\sigma_{zc}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{s\theta z}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{srz}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_3 \leq 0 \quad (4)$$

基纤剪切

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{xc}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{s\theta r}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{s\theta z}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_1 \leq 0 \quad (5)$$

纤维断裂

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{xt}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{s\theta r}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{s\theta z}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_1 \geq 0 \quad (6)$$

$$\left|\frac{\sigma_1}{\sigma_{xc}}\right| \geq 1 \quad \sigma_1 \leq 0 \quad (7)$$

式中,  $\sigma_1$ 、 $\sigma_2$ 、 $\sigma_3$  分别表示复合材料纵向(纤维方向), 横向(垂直于纤维方向)和法向方向上的主应力,  $\sigma_{12}$ 、 $\sigma_{13}$ 、 $\sigma_{23}$  分别表示复合材料纵-横、纵-法、横-法方向上对应的切应力。

本文主要采用文献[9]中的退化准则。

(1) 基体开裂失效时材料的刚度退化规律如下。

当  $\sigma_2 \geq 0$  时,  $E_2 = 0.2E_2$ ,  $G_{\theta r} = 0.2G_{\theta r}$ ,  $G_{rz} = 0.2G_{rz}$ 。

当  $\sigma_2 \leq 0$  时,  $E_2 = 0.4E_2$ ,  $G_{\theta r} = 0.4G_{\theta r}$ ,  $G_{rz} = 0.4G_{rz}$ 。

(2) 分层失效时材料的退化规律如下。

当  $\sigma_3 \geq 0$  时,  $E_3 = 0$ ,  $G_{\theta z} = 0$ ,  $G_{rz} = 0$ 。

本文中, 为了 ANSYS 计算过程中不发生刚度矩阵的奇异, 将  $E_3$ ,  $G_{\theta z}$ ,  $G_{rz}$  都设为极小值, 即  $1 \times 10^{-9}$ 。

(3) 基纤剪切时材料的退化规律如下。

当  $\sigma_1 \leq 0$  时,  $G_{\theta r} = 0$ 。同理, 将  $G_{\theta r}$  设为  $1 \times 10^{-9}$ 。

(4) 纤维断裂时材料的退化规律如下。

当  $\sigma_1 \geq 0$  时,  $E_{ij} = 0.07E_{ij}$ ,  $G_{ij} = 0.07G_{ij}$ ,  $\nu_{ij} = 0.07\nu_{ij}$ 。

当  $\sigma_1 \leq 0$  时,  $E_{ij} = 0.14E_{ij}$ ,  $G_{ij} = 0.14G_{ij}$ ,  $\nu_{ij} = 0.14\nu_{ij}$ 。

$E_{ij}$ 、 $G_{ij}$  和  $\nu_{ij}$  分别表示材料的弹性模量、切变模量和泊松比。

本文采用 ANSYS 参数化设计语言进行逐渐损伤程序的编写。计算开始时, 采用正常材料进行分析, 并提取材料的单元应力, 每次提取单元应力之后进行单元失效判断和失效模式的判断。随着转速的增加, 复合材料单元开始出现失效, 根据单元的失效形式进行材料的刚度退化, 并重新进行应力计算, 直至没有新的失效单元出现。如此不断的循环上述程序, 直至复合材料飞轮出现爆破失效为止。理论上, 为了精确分析飞轮的失效过程, 应考虑飞轮转速增加过程中角加速度的影响, 由于角加速度的存在仅影响切应力的分布<sup>[10]</sup>, 并且对切应力值的影响也较小<sup>[11]</sup>, 可忽略不计, 因此, 为了提高计算精度, 文中  $\Delta\omega$  取值较小,  $\Delta\omega = 50 \text{ rad/s}$ 。程序流程图如图 2 所示。

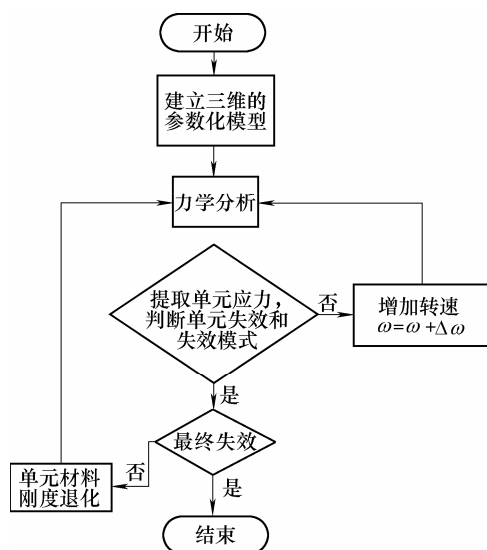


图2 逐渐损伤分析流程图

### 3 模型验证和渐进失效分析

#### 3.1 模型的验证

为验证计算程序的正确性, 本文首先选用文献[12]中的模型进行理论计算, 并与试验的结果进行对比。文献中的复合材料飞轮失效转速试验值为  $19.2 \text{ kr/min}$  ( $2\,009.6 \text{ rad/s}$ ), 本文的理论结果为  $1\,950 \text{ rad/s}$ , 误差为  $-2.97\%$ , 误差在允许的范围内, 因此, 该计算模型能够进行复合材料飞轮的渐进失效模拟。

#### 3.2 缠绕预应力为 0 MPa 时复合材料飞轮的渐进失效分析

在复合材料的累积损伤过程中, 基体开裂, 分层, 基纤剪切和纤维断裂对复合材料飞轮承载情况的削弱是不相同的, 其中纤维断裂属于严重的损伤形式, 材料的性能衰减迅速<sup>[13]</sup>。本文定义复合材料飞轮出现纤维断裂时飞轮发生爆破失效, 并对复合材料飞轮的逐渐损伤过程进行了可视化模拟。图 3~5 描述了在转速增加时, 复合材料飞轮的失效累积过程。

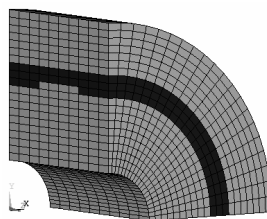


图3 转速 $\omega=6\,650 \text{ rad/s}$  时复合材料飞轮的损伤图

■ 正常单元 ■ 基体开裂 ■ 纤维断裂

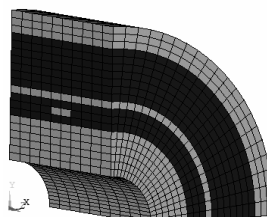


图4 转速 $\omega=9\,850 \text{ rad/s}$  时复合材料飞轮的损伤图

■ 正常单元 ■ 基体开裂 ■ 纤维断裂

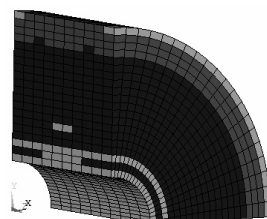


图5 转速 $\omega=13\,100 \text{ rad/s}$  时复合材料飞轮的损伤图

■ 正常单元 ■ 基体开裂 ■ 纤维断裂

由图 3 可知, 当  $\omega=6\,650 \text{ rad/s}$  时, 复合材料单元开始出现基体开裂失效, 失效位置发生在飞轮的

中部,这是由于飞轮的径向应力在中部达到最大,且径向拉伸强度也相对较小。由图 4 和图 5 可知,随着转速的不断增大,失效单元不断增加。在转速为 13 100 rad/s 时,飞轮出现大量的纤维断裂,导致飞轮的爆破失效。同时,由图 5 可知,飞轮的爆破失效位置发生在飞轮的外侧,这主要是由于飞轮的环向应力在外径处达到最大,导致复合材料纤维断裂,飞轮发生爆破失效。因此,复合材料飞轮的损伤按以下过程累积:首先单元出现基体开裂失效,随着转速的增加,单元出现纤维断裂失效,导致飞轮爆破失效。在模拟过程中,没有出现单元分层失效和剪切失效。

图 6 和图 7 为复合材料的失效单元数-转速的关系曲线。由图 6 可知,当转速达到 6 650 rad/s 时,单元开始出现基体开裂失效。随着转速的增加,基体开裂失效的单元数目不断增加,直至转速达到 13 100 rad/s 时,基体开裂失效的单元数目突然减少,这主要是由于一部分已发生基体开裂失效的单元在此转速下又发生了纤维断裂失效。由图 7 可知,当转速达到 13 100 rad/s 时,单元出现了纤维断裂失效。基体开裂失效的单元数量远远大于纤维断裂的数量,因此,基体开裂是复合材料飞轮平稳损伤过程中的主要失效形式。

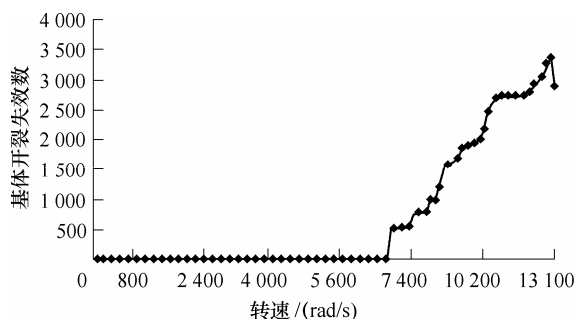


图 6 基体开裂失效数-转速关系曲线

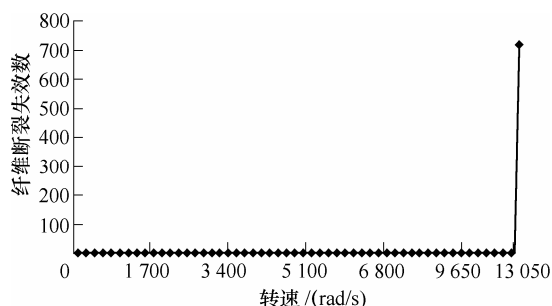


图 7 纤维断裂失效数-转速关系曲线

图 8 是复合材料飞轮外径变化量-转速关系曲线。由图 8 可知,在转速较低时,飞轮外径的变化量随转速呈近似线性增加,当转速达到 6 650 rad/s 时,单元发生基体开裂失效,失效单元的刚度发生

退化。随着转速的增加,失效单元的数量增加,对飞轮外径变化量的影响越来越大。当转速增加到 13 100 rad/s 时,开始出现纤维断裂。纤维断裂导致其原来承受的应力集中到周围的单元中去,这种应力集中导致纤维断裂数量急剧增加,复合材料很快失去承载能力,整体结构发生突然性的破坏<sup>[14]</sup>,这就是最后一段曲线突然上升的原因。

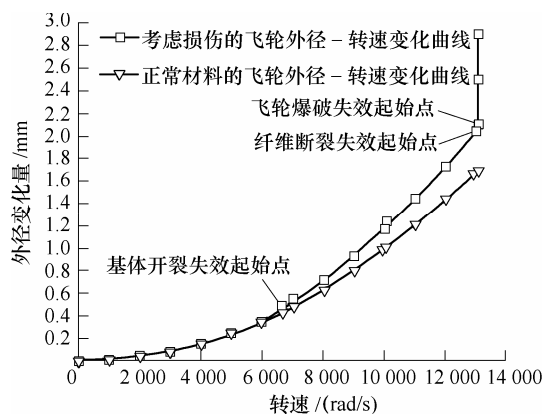


图 8 飞轮外径变化量-转速关系曲线

### 3.3 不同缠绕预应力对飞轮渐进失效过程的影响

为了提高飞轮的失效转速,复合材料飞轮在缠绕过程中通常对纤维束施加张紧力使飞轮处于初应力状态。表 2~5 分别模拟了缠绕预应力为 50 MPa、100 MPa、150 MPa 和 200 MPa 四种工况下的失效过程。

表 2 预应力为 50 MPa 时,飞轮的失效过程

转速 /(rad/s)	6 750	7 050	9 850	13 100
损伤图				

注: ■ 正常单元, ■ 基体开裂, ■ 纤维断裂。

表 3 预应力为 100 MPa 时,飞轮的失效过程

转速 /(rad/s)	6 850	7 050	9 850	13 100
损伤图				

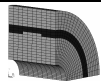
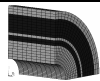
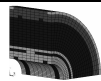
注: ■ 正常单元, ■ 基体开裂, ■ 纤维断裂。

表 4 预应力为 150 MPa 时,飞轮的失效过程

转速 /(rad/s)	6 950	7 050	9 850	13 100
损伤图				

注: ■ 正常单元, ■ 基体开裂, ■ 纤维断裂。

表 5 预应力为 200 MPa 时, 飞轮的失效过程

转速/(rad/s)	7 050	9 850	13 100
损伤图			

注:  正常单元,  基体开裂,  纤维断裂。

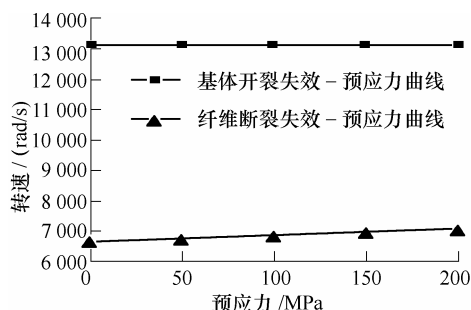


图 9 缠绕预应力对飞轮失效转速的影响

由表 2~5 可知, 飞轮在不同的缠绕预应力下发生初始基体开裂的转速不同, 随着预应力的增加, 飞轮发生初始基体开裂的失效转速逐渐增大。同时可以发现, 不同工况下飞轮的初始失效位置都位于飞轮的中部, 而最终爆破失效位置都位于飞轮的外部, 表明缠绕预应力对飞轮的失效位置没有影响。对比四种工况下飞轮在转速 7 050 rad/s、9 850 rad/s 和 13 100 rad/s 的失效情况可知: 当飞轮发生初始基体开裂失效之后, 相同的转速对不同预应力下的飞轮失效影响基本相同。

由图 9 可知, 缠绕预应力能够提高飞轮的初始基体开裂失效转速, 但对飞轮的纤维断裂失效转速没有影响。随着缠绕预应力的增加, 初始基体开裂失效转速呈线性增加, 但效果有限。

## 4 结论

本文以三维逐渐损伤理论为基础建立了三维复合材料飞轮的渐进失效模型, 对不同缠绕预应力下的飞轮进行了渐进失效分析, 得到以下结论。

(1) 复合材料飞轮的渐进失效过程为基体开裂失效, 纤维断裂失效。

(2) 在复合材料的稳定失效过程中, 基体开裂是最主要的失效形式, 且初始失效位置发生在飞轮的中部, 这与飞轮的径向应力值在中部最大是一致的。

(3) 纤维断裂引起应力集中导致纤维断裂数量急剧增加, 从而导致飞轮整体出现爆破失效; 由于环向缠绕飞轮的环向应力在外径处达到最大, 纤维断裂首先发生在复合材料飞轮的外径处。

(4) 复合材料飞轮的爆破失效转速要远高于初始失效转速, 并且在整个渐进失效模拟过程中, 单

元没有出现分层失效和剪切失效。

(5) 在缠绕过程中对纤维束施加缠绕预应力能够提高飞轮的初始失效转速(基体开裂失效转速), 但对最终纤维断裂失效转速没有影响。本文在分析中只考虑了缠绕过程中缠绕预应力的影响, 没有考虑缠绕层数对失效过程的影响, 这将是下一步需要讨论的地方。

## 参 考 文 献

- [1] 李成, 郑艳萍, 铁瑛. 两层预应力转子结构复合材料储能飞轮的应力及位移计算[J]. 机械工程学报, 2009, 45(12): 263-268.  
LI Cheng, ZHENG Yanping, TIE Ying. Stress and displacement calculation of composite material energy storage flywheel with two-layer pre-stressed rotor structure[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(12): 263-268.
- [2] COLE K C. Burst failure prediction of composite flywheel rotors: A progressive damage approach via stiffness degradation [D]. Stanford: Stanford University, 2005.
- [3] HA S K, KIM D J, SUNG T H. Optimum design of multi-ring composite flywheel rotor using a modified generalized plane strain assumption[J]. International Journal of Mechanical Science, 2001, 43: 993-1007.
- [4] 丁世海, 李奕良, 戴兴建. 复合材料飞轮结构有限元分析与旋转强度试验[J]. 机械科学与技术, 2008, 27(3): 301-304.  
DING Shihai, LI Yiliang, DAI Xingjian. Structural finite element analysis and spin tests of energy storage flywheel[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(3): 301-304.
- [5] 秦勇, 夏源明, 毛天祥. 多环环间混杂复合材料飞轮离心应力分析[J]. 复合材料学报, 2004, 21(4): 157-161.  
QIN Yong, XIA Yuanming, MAO Tianxiang. Analyses of the centrifugal stress of multi-ring intermixing composite flywheel[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2004, 21(4): 157-161.
- [6] 阎耀辰, 张恒, 刘怀喜. 复合材料储能飞轮分层结构研究[J]. 纤维复合材料, 2004, 20(3): 20-22.  
YAN Yaochen, ZHANG Heng, LIU Huaixi. Study on the laminated structure of composites flywheel totor for energy storage system[J]. Fiber Composites, 2004, 20(3): 20-22.
- [7] PETIT P H, WADDOUPS M E. A method of predicting

- the nonlinear behavior of laminated composite[J]. Journal of Composite Materials, 1969, 3(1): 2-19.
- [8] TSERPES K I, PAPANIKOS P, KERMANIDIS T H. A three dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2001, 24: 663-675.
- [9] 何龙, 李成, 朱红红. 连接结构的孔边强化层对复合材料含孔板失效过程的影响[J]. 机械工程学报, 2011, 47(12): 43-47.
- HE Long, LI Cheng, ZHU Honghong. Influence of hole strengthening layer on the failure process of composite material plate with a hole in connection structures[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(12): 43-47.
- [10] 宫能平, 夏源明, 毛天祥. 复合材料飞轮的三维应力分析[J]. 复合材料学报, 2002, 19(1): 113-116.
- GONG Nengping, XIA Yuanming, MAO Tianxiang. Design of composite flywheel structure and its stress analysis[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(1): 113-116.
- [11] 文少波, 蒋书运. 复合材料储能飞轮充放电过程应力分析[J]. 太阳能学报, 2011, 32(12): 1839-1844.
- WEN Shaobo, JIANG Shuyun. Stress analysis of composite energy storage flywheel in charge-discharge process[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 32(12): 1839-1844.
- [12] 秦勇, 王硕桂, 夏源明, 等. 复合材料飞轮破坏转速的算法和高速旋转破坏试验[J]. 复合材料学报, 2005, 22(4): 112-117.
- QIN Yong, WANG Shuogui, XIA Yuanming, et al. Methods of calculating the failure rotating speed and failure experiment of composite flywheel[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(4): 112-117.
- [13] 张爽, 王栋, 酆正能, 等. 复合材料层合板多钉连接结构累积损伤过程可视化仿真模拟[J]. 复合材料学报, 2006, 23(3): 135-140.
- ZHANG Shuang, WANG Dong, LI Zhengneng, et al. Visual simulation of damage accumulation for composite multiple bolted joints [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2006, 23(3): 135-140.
- [14] 吴其俊, 周克栋, 赫雷, 等. 连续损伤力学在复合材料厚壁圆筒渐进破坏分析中的应用[J]. 南京理工大学学报, 2011, 35(4): 479-483.
- WU Qijun, ZHOU Kedong, HE Lei, et al. Progressive failure analysis of composite thick-wall cylinder using continuum damage mechanics[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2011, 35(4): 479-483.
- 
- 作者简介: 陈启军, 男, 1988 年出生。主要研究方向为复合材料飞轮结构损伤。  
E-mail: chenqijunzzu@126.com
- 李成(通信作者), 男, 1962 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为复合材料结构损伤和机械强度。  
E-mail: chengli@zzu.edu.cn
- 铁瑛, 女, 1978 年出生, 博士, 副教授。主要研究方向为复合材料结构强度。  
E-mail: tieying@zzu.edu.cn
- 刘坤良: 男, 1988 年出生。主要研究方向为复合材料连接结构损伤。  
E-mail: 872563253@qq.com