

# 穿孔损伤大小和方向对复合材料桨叶振动特性的影响

冯国旭, 王 军\*, 程小全, 汪源龙

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘要:** 通过建立的全桨叶有限元模型, 研究了穿孔损伤的大小和方向对桨叶振动特性的影响。以桨叶根部  $z=50$  mm 处矩形剖面和中部  $z=835$  mm 处翼型剖面为研究对象, 分别在前缘、翼盒和后缘模拟不同口径的穿孔损伤, 得到振动特性与穿孔损伤大小的关系, 并通过改变前缘的穿孔损伤方向, 得到振动特性与穿孔损伤方向的关系。结果表明, 穿孔损伤一般不会引起各阶振动模态的改变, 但会使各阶振动频率发生变化。随着损伤口径的增大, 各阶振动频率都降低。损伤发生在前缘和后缘, 摆振频率降低最多, 发生在翼盒, 扭转频率降低最多。穿孔方向对各阶振动频率的影响不仅与损伤的位置和结构有关, 还与损伤剖面的几何形状有关。对于根部矩形剖面, 穿孔方向与剖面弦向夹角为  $75^\circ$  和  $105^\circ$  对摆振频率影响最大, 对于中部翼型剖面, 夹角接近  $0^\circ(180^\circ)$  对摆振频率影响最大。

**关键词:** 复合材料; 桨叶; 穿孔损伤; 振动特性; 有限元

**中图分类号:** TB330.1 **文献标志码:** A

## Influence of perforation damage size and direction on composite blade vibration characteristics

FENG Guoxu, WANG Jun\*, CHENG Xiaoquan, WANG Yuanlong

(School of Aeronautics Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The finite element model of the whole rotor blade was established to study the effect of perforation damage size and direction on vibration performance. For the rectangular section of blade root at  $z=50$  mm and the leading edge section of its midst at  $z=835$  mm, the relation between vibration performance and size of perforation damage was obtained by simulating different holes of perforation damage in the leading edge, wing box and trailing edge respectively. And the relation between vibration performance and perforation damage direction was also obtained by means of changing perforation damage direction of the leading edge. It shows that the damage cannot induce the change of vibration modality but affects vibration frequency. As the perforation hole is increased, the vibration frequencies go down wholly. When the damage arose in the leading and trailing edge, lag frequencies go down great, and lowering twist frequency mostly occurred in the wing box area. The effect of perforation on vibration frequency is concerned with not only the perforation location and structure, but also with the geometry of perforation section. When the perforation direction is at the angle with  $75^\circ$  and  $105^\circ$  to the blade chordwise in the root rectangular section, lag frequency is influenced maximum. While in the midst airfoil section, as the angle approaching to  $0^\circ(180^\circ)$ , twist frequency is effected greatest.

**Keywords:** composites; rotor blade; perforation damage; vibration performance; finite element method

目前, 复合材料旋翼桨叶已在直升机上得到普遍应用, 国外普遍采用损伤容限设计思想对复合材料桨叶进行设计, 而国内这方面的研究刚刚起步。复合材料桨叶损伤容限设计需要开展挥舞与扭转振动特性、气动谐波频率、桨尖变形、剩余强度和桨根载荷影响等研究工作<sup>[1-12]</sup>。有关复合材料桨叶的优点及其国内外损伤容限方面的研究进展在文献

[13]中已经进行了阐述, 并且分析了穿孔损伤位置对桨叶振动特性的影响。

本文中在穿孔损伤位置对桨叶振动特性研究的基础上, 分析穿孔损伤的大小和方向对桨叶振动特性的影响, 全面构成位置、大小和方向对桨叶振动特性影响的研究, 为直升机复合材料桨叶损伤容限分析与设计提供依据。

## 1 桨叶数值计算模型简介

本文中所应用的全桨叶数值计算模型几乎没有对复杂的桨叶结构进行简化, 前缘包片和配重等非承力结构也在模型的考虑之内。有关桨叶的结构、材料、有限元模型和边界条件, 以及穿孔损伤的模拟在文献[13]中有详细的论述, 此不详述。

## 2 损伤大小对振动特性的影响

文献[13]对无损伤桨叶的振动特性进行了计算, 并对其动力学设计的合理性进行了校核。以桨叶根部( $z=50$  mm)矩形剖面和中部( $z=835$  mm)OA212MK翼型剖面为研究对象, 分别在前缘、翼盒和后缘模拟不同口径(12.7、18、23、30、37 mm)的穿孔损伤, 穿孔方向与弦长方向成 $90^\circ$ , 研究损伤大小对振动特性的影响。

### 2.1 $z=50$ mm 剖面损伤对振动特性的影响

#### 2.1.1 前缘损伤

桨叶 $z=50$  mm剖面前缘损伤与无损伤情况相比, 振动模式没有改变, 图1为振动频率变化率随损伤孔径大小的变化情况。结果表明, 损伤发生在 $z=50$  mm剖面前缘, 对摆振频率影响最大, 且随损伤孔径的增加急剧下降。

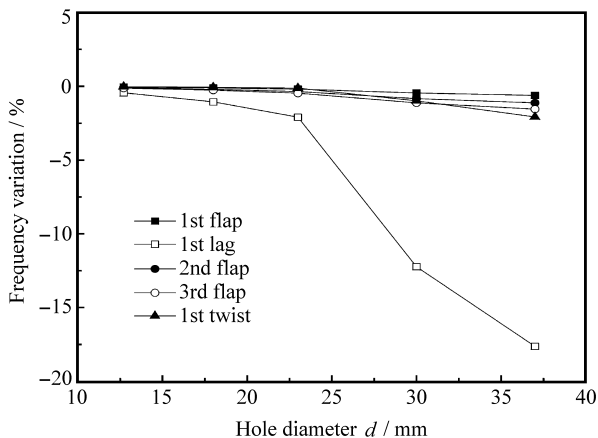


图1 频率变化率随 $z=50$  mm剖面前缘损伤孔径的变化关系  
Fig. 1 Relation between rate of frequency change and diameter of damage hole in leading edge section at  $z=50$  mm

桨叶前缘由大梁、蒙皮和抗扭盒形件等组成, 其中大梁是主承力结构, 主要承受桨叶的离心力与挥舞和摆振弯矩, 并传递给桨毂<sup>[2]</sup>。当损伤孔径为30 mm和37 mm时, 前缘大梁几乎完全破坏, 必然导致桨根承受摆振弯曲的能力大幅下降。

#### 2.1.2 翼盒损伤

桨叶 $z=50$  mm剖面翼盒损伤与无损伤情况相

比, 振动模式没有改变, 图2为振动频率变化率随孔径大小的变化情况。结果表明, 损伤发生在 $z=50$  mm剖面翼盒处, 对各阶频率影响都较小, 其中, 扭转频率对孔径的增大相对最敏感。

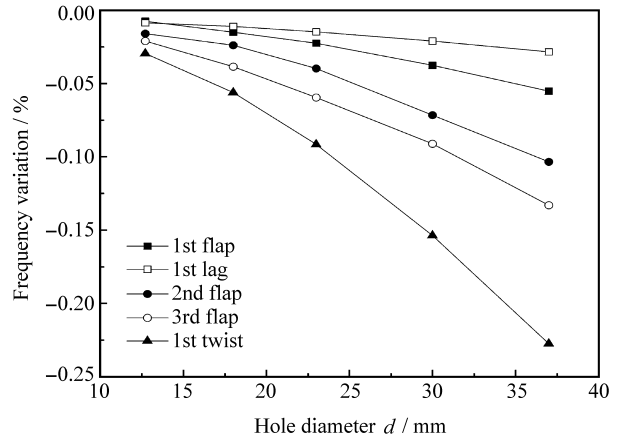


图2 频率变化率随 $z=50$  mm剖面翼盒损伤孔径的变化关系  
Fig. 2 Relation between rate of frequency change and diameter of damage hole in wing box section at  $z=50$  mm

桨叶翼盒由抗扭盒形件、蒙皮和内部泡沫填充等组成, 这部分蒙皮和抗扭盒形件主要承担并传递桨叶的扭矩<sup>[2]</sup>。翼盒损伤使由抗扭盒形件、蒙皮、加强梁及大梁构成的承扭结构遭到破坏, 导致桨叶承受扭矩的能力下降。孔径的增大导致承扭结构的破坏程度增加, 所以扭转频率随着孔径的增大而降低。

#### 2.1.3 后缘损伤

桨叶 $z=50$  mm剖面后缘损伤与无损伤情况相比, 振动模式没有改变, 图3为振动频率变化率随

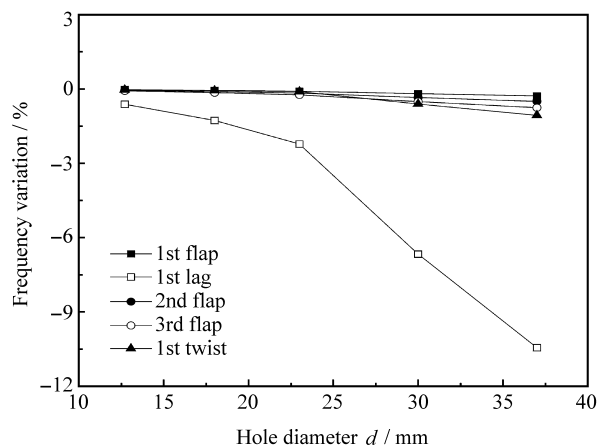


图3 频率变化率随 $z=50$  mm剖面后缘损伤孔径的变化关系  
Fig. 3 Relation between rate of frequency change and diameter of damage hole in trailing edge section at  $z=50$  mm

损伤孔径大小的变化情况。结果表明,后缘损伤对各阶频率的影响情况与前缘损伤相似。

桨叶根部的后缘由大梁和蒙皮等组成,随着损伤孔径的增大,大梁的破坏程度增加,从而导致桨叶承受摆振弯曲的能力下降。

### 2.2 z=835 mm 剖面损伤对振动特性的影响

#### 2.2.1 前缘损伤

桨叶 z=835 mm 剖面前缘损伤与无损伤情况相比,振动模态没有改变,图 4 为振动频率变化率随损伤孔径大小的变化情况。结果表明,摆振频率和扭转频率对损伤孔径的增大比较敏感,损伤对摆振频率的影响最大。

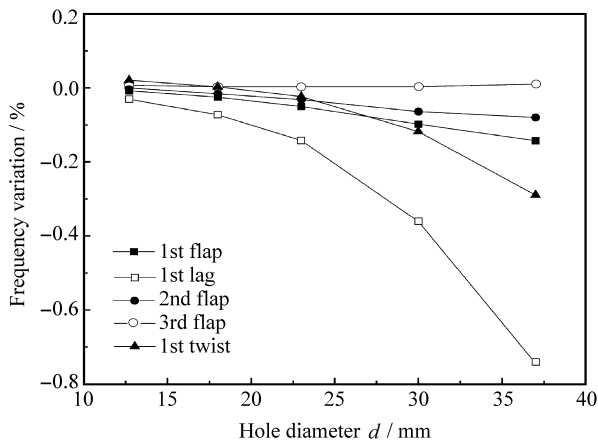


图 4 频率变化率随 z=835 mm 剖面前缘损伤孔径的变化关系  
Fig. 4 Relation between rate of frequency change and diameter of damage hole in leading edge section at z=835 mm

图 5 为 z=835 mm 剖面在扭矩 M<sub>z</sub> 作用下的内力传递示意图,其中 q<sub>1</sub> 较 q<sub>2</sub> 大得多。由图可知,扭矩主要由抗扭盒形件、蒙皮、加强梁和大梁构成的闭室 1 以周缘剪流 q<sub>1</sub> 的方式承担。随损伤孔径的增大,大梁的破坏程度增加,使桨叶承受摆振弯曲的能力下降。在孔径增大的同时,闭室 1 也会遭到轻微破坏,从而导致桨叶承受扭转的能力下降。

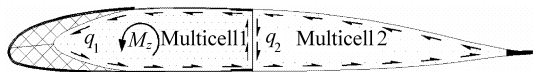


图 5 z=835 mm 剖面在扭矩作用下的内力传递示意图  
Fig. 5 Chart of inner force transfer on section at z=835 mm

#### 2.2.2 翼盒损伤

桨叶 z=835 mm 剖面翼盒损伤与无损伤情况相比,振动模态没有改变,图 6 为振动频率变化率随孔径大小的变化情况。结果表明,损伤发生在

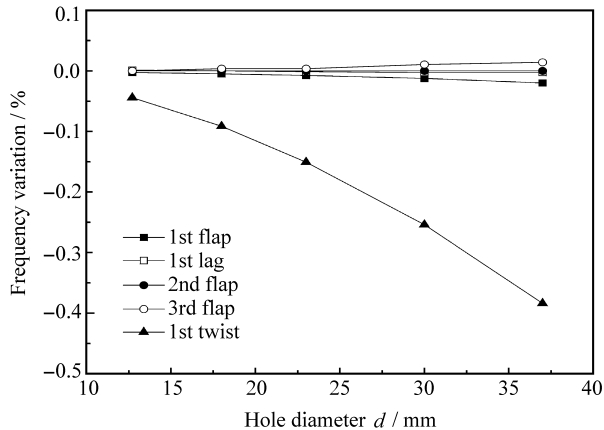


图 6 频率变化率随 z=835 mm 剖面翼盒损伤孔径的变化关系  
Fig. 6 Relation between rate of frequency change and diameter of damage hole in wing box section at z=835 mm

z=835 mm 剖面翼盒,只对扭转振动频率有一定的影响。

由图 5 可知,翼盒损伤会使承受大部分扭矩的闭室 1 遭到破坏,损伤孔径的增大使闭室 1 的损伤加重,导致桨叶承受扭矩的能力下降。

#### 2.2.3 后缘损伤

桨叶 z=835 mm 剖面后缘损伤与无损伤情况相比,振动模态没有改变,图 7 为振动频率变化率随孔径大小的变化情况。结果表明,损伤发生在 z=835 mm 剖面后缘,对各阶频率的影响都较小,其中,扭转频率和摆振频率随孔径的增大略降低。

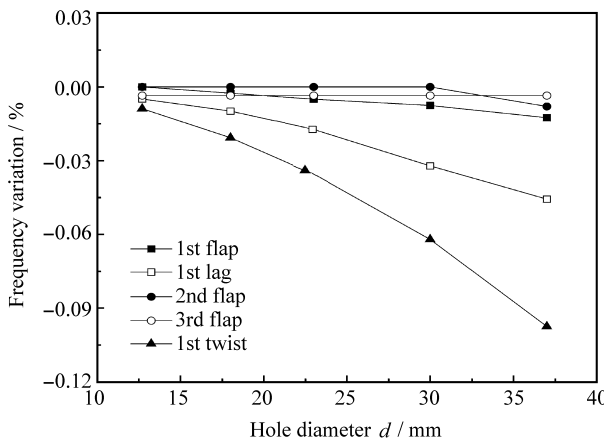


图 7 频率变化率随 z=835 mm 剖面后缘损伤孔径的变化关系  
Fig. 7 Relation between rate of frequency change and diameter of damage hole in trailing edge section at z=835 mm

由图 5 可知,后缘损伤会使承受部分扭矩的闭室 2 遭到破坏,损伤孔径的增加使闭室 2 的损伤加重,导致桨叶承受扭矩的能力下降。又由于该损伤

发生在后缘, 所以也会使桨叶承受摆振弯矩的能力降低, 从而引起摆振频率的降低。

### 3 损伤方向对振动特性的影响

以桨叶根部( $z=50\text{ mm}$ )矩形剖面和中部( $z=835\text{ mm}$ )OA212MK翼型剖面为研究对象, 分别在其前缘模拟不同穿孔方向的23 mm口径穿孔损伤, 研究穿孔损伤方向对振动特性的影响。

#### 3.1 $z=50\text{ mm}$ 剖面前缘不同方向穿孔损伤

损伤发生在桨叶根部  $z=50\text{ mm}$  剖面前缘, 与无损伤情况相比, 振动模态没有改变, 图 8 为各阶振频率变化率随穿孔方向的变化情况。其中,  $\theta$  为穿孔方向, 即损伤孔的中轴线与受损剖面弦长方向的夹角。结果表明, 损伤发生在  $z=50\text{ mm}$  剖面前缘对摆振频率影响最大, 穿孔方向为  $75^\circ$  和  $105^\circ$  时摆振频率降低最多, 频率变化率曲线关于  $90^\circ$  穿孔方向基本对称。

图 9 为  $z=50\text{ mm}$  剖面前缘不同的穿孔方向示意图, 图中点划线为损伤孔的中轴线。不同穿孔方向对大梁造成的损伤不同, 穿孔方向为  $75^\circ$  和  $105^\circ$

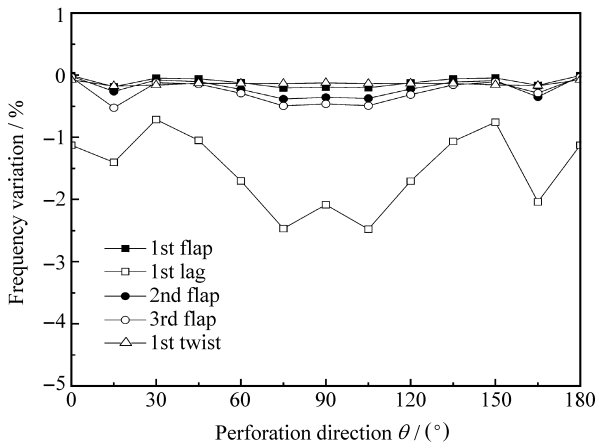


图 8 频率变化率随  $z=50\text{ mm}$  剖面前缘穿孔方向的变化关系

Fig. 8 Relation between rater of frequency change and perforation direction in leading edge section at  $z=50\text{ mm}$

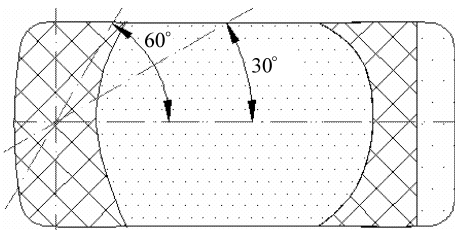


图 9  $z=50\text{ mm}$  剖面前缘不同穿孔方向示意图

Fig. 9 Chart of different perforation directions in leading edge section at  $z=50\text{ mm}$

时, 大梁的损伤最重, 导致摆振频率降低最多。由于  $z=50\text{ mm}$  剖面是关于弦长方向对称的矩形, 所以频率变化率曲线关于  $90^\circ$  穿孔方向基本对称。

#### 3.2 $z=835\text{ mm}$ 剖面前缘不同方向穿孔损伤

损伤发生在桨叶中部  $z=835\text{ mm}$  剖面前缘, 与无损伤情况相比, 振动模态没有改变, 图 10 为各阶振频率变化率随穿孔方向的变化情况。结果表明, 损伤发生在  $z=835\text{ mm}$  剖面前缘对摆振频率影响最大, 且穿孔方向为  $0^\circ$  ( $180^\circ$ ) 时对摆振频率影响最大。

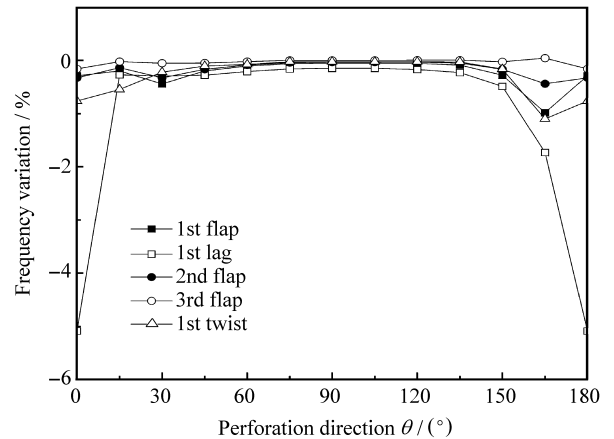


图 10 频率变化率与  $z=835\text{ mm}$  剖面前缘穿孔方向的关系

Fig. 10 Relation between rate of frequency change and perforation direction in leading edge section at  $z=835\text{ mm}$

图 11 为  $z=835\text{ mm}$  剖面前缘不同的穿孔方向示意图, 穿孔方向为  $0^\circ$  ( $180^\circ$ ) 时, 大梁部分破坏, 后缘条全部破坏, 而大梁和后缘条是提供桨叶摆振刚度的主要结构, 所以, 穿孔方向越接近  $0^\circ$  ( $180^\circ$ ) 对摆振频率的影响越大。

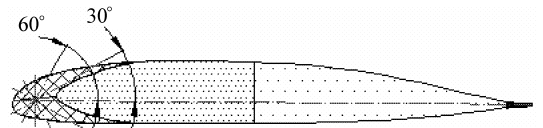


图 11  $z=835\text{ mm}$  剖面前缘不同穿孔方向示意图

Fig. 11 Chart of different perforation directions in leading edge section at  $z=835\text{ mm}$

## 4 结论

针对某直升机复合材料旋翼桨叶, 利用有限元素法分析了计及离心力的桨叶振动特性, 考察了穿孔损伤的大小和方向对桨叶振动特性的影响。

(1) 穿孔损伤一般不会引起振动模态的改变,

但会使振动频率发生变化。对振动频率的影响程度, 不仅与损伤的位置有关, 还与损伤的大小和方向密切相关。

(2) 各阶振动频率均随损伤孔径的增大而降低, 损伤发生在前缘和后缘, 摆振频率降低最多, 发生在翼盒, 扭转频率降低最多。

(3) 不同的穿孔损伤方向对各阶振动频率的影响与损伤剖面的形状和受损结构的损伤程度有关。损伤发生在桨叶根部矩形剖面前缘, 对摆振频率影响最大, 穿孔方向为  $75^\circ$  和  $105^\circ$  时, 摆振频率降低最多; 损伤发生在桨叶中部翼型剖面前缘也对摆振频率影响最大, 穿孔方向接近  $0^\circ$  ( $180^\circ$ ) 时, 摆振频率降低最多。

#### 参考文献:

- [1] 杨乃宾, 倪先平. 直升机复合材料结构设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008, 11.  
Yang Naibin, Ni Xianping. Helicopter composite structure design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008, 11.
- [2] Pawar P M, Ganguli R. On the effect of progressive damage on composite helicopter rotor system behavior [J]. Composite Structures, 2006, 78(3): 410-423.
- [3] 程小全, 王 飞, 胡仁伟, 江善元. 含穿孔损伤复合材料桨叶结构的振动特性 [J]. 复合材料学报, 2010, 27(2): 117-122.  
Cheng Xiaoquan, Wang Fei, Hu Renwei, Jiang Shanyuan. Vibration performance of composite blade segment with a perforation damage [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(2): 117-122.
- [4] Pawar Prashant M, Ganguli Ranjan. On the effect of matrix cracks in composite helicopter rotor blade [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(3/4): 581-594.
- [5] Joseph Fries. The effect of helicopter main rotor blade damage on the rotor blade damage on the rotor disk (whole rotor) motion, ARL - TR - 2241 [R]. Australia: Australian Radiation Laboratory, 2000.
- [6] Joseph Fries. Black Hawk helicopter vibration analysis due to main rotor damage, directional constituents of the resultant vibrations, ARL - TR - 2442 [R]. Australia: Australian Radiation Laboratory, 2001.
- [7] Roy N, Ganguli R. Helicopter rotor blade frequency evolution with damage growth and signal processing [J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 283(3-5): 821-851.
- [8] 吉桂秀, 李娇颜, 陈浩然. 多分层对复合材料层合板自振特性的影响 [J]. 复合材料学报, 2007, 24(4): 161-165.  
Ji Guixiu, Li Jiaoyan, Chen Haoran. Effect of multiple delaminations on free vibration characteristic for composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(4): 161-165.
- [9] 冯振宇, 李顶河, 徐建新, 程小全. 含多分层损伤平面编织层合板的振动特性 [J]. 复合材料学报, 2009, 26(4): 186-190.  
Feng Zhenyu, Li Dinghe, Xu Jianxin, Cheng Xiaoquan. Free vibration characteristic of plain woven fabric laminates with multiple delaminations [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(4): 186-190.
- [10] 王 轩, 李顶河, 冯振宇, 徐建新. 含穿孔-多分层混合损伤平面编织层合板自振特性 [J]. 复合材料学报, 2009, 26(4): 191-196.  
Wang Xuan, Li Dinghe, Feng Zhenyu, Xu Jianxin. Free vibration characteristic of plain woven fabric laminates with multiple delaminations around a central hole [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(4): 191-196.
- [11] 王 飞, 王 军, 程小全. 含损伤复合材料层合板振动特性研究 [J]. 失效分析与预防, 2008, 3(4): 12-17.  
Wang Fei, Wang Jun, Cheng Xiaoquan. Studies on vibration performance of composite laminates with damage [J]. Failure Analysis and Prevention, 2008, 3(4): 12-17.
- [12] 洪 明. 分层损伤复合材料层合板振动与声特性研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2004: 1-3.  
Hong Ming. Study on vibration and sound of composite laminated plate with delamination [D]. Dalian: Dalian Institute of Technology, 2004: 1-3.
- [13] 王 军, 冯国旭, 程小全, 汪源龙. 穿孔损伤位置对复合材料桨叶振动特性的影响 [J]. 复合材料学报, 2011, 28(1): 143-150.  
Wang Jun, Feng Guoxu, Cheng Xiaoquan, Wang Yuanlong. Influence on composite blade vibration characteristics of perforation damage position [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(1): 143-150.
- [14] 谢元丕, 冯 刚. ANSYS 三维实体单元与板壳单元的组合建模研究 [J]. 机械设计, 2009, 26(4): 5-7.  
Xie Yuanpi, Feng Gang. Study of ANSYS modelling on the combination of 3D entity unit and plate-shell unit [J]. Journal of Machine Design, 2009, 26(4): 5-7.
- [15] 刘湘一, 李文辉, 胡国才. 复合材料桨叶固有特性计算与试验研究 [J]. 海军航空工程学院学报, 2009, 24(3): 245-247.  
Liu Xiangyi, Li Wenhui, Hu Guocai. Calculation and test for natural characteristic of composite rotor blade [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2009, 24(3): 245-247.