旋翼复合材料桨叶弹击损伤的有限元仿真分析

李晓彬，方　科，沈亚娟

（中国直升机设计研究所，景德镇　333001）

摘要：为研究旋翼复合材料桨叶在高速弹击情况下的损伤情况，本文通过有限元方法，对直升机复合材料桨叶翼型段的弹击损伤进行了仿真分析。建立了复合材料桨叶翼型段的有限元分析模型，采用在三维 Hashin 失效准则的基础上修改的编织布失效准则对桨叶中的复合材料单元的弹击损伤进行判断，基于 ABAQUS 软件编写了 VUMAT 材料子程序，并按照损伤形式对损伤单元的刚度进行折减。计算结果和试验结果的对比分析表明：仿真分析结果和试验结果具有良好的一致性，可见通过数值仿真可以直观地分析桨叶的弹击损伤，预测损伤范围，为桨叶结构的抗弹击设计和评价提供依据。

关键词：复合材料桨叶；抗弹击；失效准则；有限元分析

中图分类号：TB332　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096-8000(2020)01-0033-06

1　前　言

军用直升机在执行任务过程中，面临不同地面武器和空中武器的威胁，为了避免遭受攻击后出现毁灭性破坏，提高飞机的生存力，需要直升机具备一定的抗弹击能力。旋翼桨叶作为直升机的重要动部件，是直升机的主要升力面和操纵面，需要充分考虑桨叶的抗弹击性能。以美国的黑鹰直升机为例，其桨叶就具备被 23 mm 口径炮弹击中后不损毁的抗弹击能力[1,2]。

纤维增强复合材料相比于传统金属材料，具有优异的力学性能和较好的可设计性，现代直升机的旋翼桨叶绝大多数都是复合材料桨叶。复合材料桨叶面对高速子弹冲击下的损伤情况，直接影响着桨叶在损伤后是否继续具备提供直升机升力的能力，因此一般都需要通过不断地试验来对桨叶的弹击损伤进行分析和验证，国外从 20 世纪 70 年代开始就对复合材料桨叶在高速弹击下的损伤进行了大量试验分析研究，其中包括不同的子弹、不同工况等对桨叶损伤的影响[3,4]。

针对复合材料层合板，国内学者开展了诸多其抗弹性能的数值和试验研究。其中古兴谨对不同角度铺层的复合材料层合板的高速冲击损伤进行了分析，考虑了纤维断裂、基体裂纹和分层等三种损伤形式[5-7]。陈炎等[8]针对纤维复合材料层合板在不同弹击速度下的弹击特性问题，采用 LS-DYNA3D 进行了弹击数值模拟，分析了纤维角度和铺层顺序对弹击性能的影响。罗军等[9]利用非线性经典层合板理论，研究了不同铺层方向对抗弹性能的影响以及不同冲击速度情况下对复合材料铺层的要求。孙中涛等[10]通过复合材料板预留孔的方法对复合材料板弹击后的孔边应力和失效模式进行了研究。国内其他学者也对纤维增强复合材料的抗弹性能以及破坏机理进行了相关分析和研究并且取得了一定的成果[11-13]。不过这些研究都是基于单向纤维复合材料层合板，很少有学者针对编织类复合材料的冲击损伤进行研究。

尤其是针对直升机复合材料桨叶弹击损伤的分析，国内进行相关研究的文章相对较少。因此需要建立一种复合材料桨叶弹击的有限元分析模型，研究复合材料桨叶在高速弹击下的损伤情况。

本文选用 Abaqus/EXCIPT 显示非线性分析模块软件，建立了复合材料桨叶翼型段弹击的数值分析模型，采用带沙漏控制的 8 节点一阶减缩积分单元(C3D8R)对复合材料桨叶翼型段进行有限元离散。通过编写 VUMAT 程序实现了复合材料桨叶单元损伤判断和刚度折减。本文进行了旋翼复合材料在高速弹击情况下的弹击损伤的仿真分析，并和试验结果进行了对比，还给出了不同工况下复合材料桨叶的弹击损伤情况，可以为复合材料桨叶的抗弹击设计提供参考，并且可以评价不同桨叶结构的抗弹击性能。

收稿日期：2019-04-04

作者简介：李晓彬（1990-），男，硕士研究生，工程师，主要从事复合材料桨叶结构设计方面的研究，lxbin1990@163.com。

2 失效准则和损伤模型

复合材料的破坏强度主要与材料性能和受载后的应力状态、应变状态和应变能有关。复合材料的破坏模式主要有纤维拉伸破坏、纤维压缩破坏、基体拉伸破坏和基体压缩破坏,并且每种失效模式下材料并不是完全失去了承载能力,而是根据其损伤形式对其响应的弹性常数进行退化处理。Hashin 失效准则[14]为复合材料的经典失效准则之一,是基于应力的失效准则,根据拉伸和压缩产生的不同失效机制,将复合材料纤维和基体失效都划分为拉伸和压缩失效。但是三维 Hashin 准则有其局限性,只针对单向纤维的复合材料,对于旋翼桨叶上常用的编织双向纤维复合材料,需要对 Hashin 准则加以改进。

复合材料桨叶采用的复合材料是编织复合材料布,在面内纵横两个方向都有纤维增强,面外方向为基体方向,因此纤维的破坏需要考虑面内两个方向。如下式是在 Hashin 准则基础上修改的编织复合材料三维失效准则:

(1)纵向拉伸破坏

$$\sigma_{11}\geqslant 0,\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{1}$$

失效后,则 $E_1=G_{12}=G_{13}=\mu_{12}=\mu_{13}=0$。

(2)纵向压缩破坏

$$\sigma_{11}<0,\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2\geqslant 1 \tag{2}$$

失效后,则 $E_1=\mu_{12}=\mu_{13}=0$。

(3)横向拉伸破坏

$$\sigma_{22}\geqslant 0,\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{3}$$

失效后,则 $E_2=G_{12}=G_{23}=\mu_{12}=\mu_{23}=0$。

(4)横向压缩破坏

$$\sigma_{22}<0,\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2\geqslant 1 \tag{4}$$

失效后,则 $E_2=\mu_{12}=\mu_{23}=0$。

(5)基体拉伸破坏

$$\sigma_{33}\geqslant 0,\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2\geqslant 1 \tag{5}$$

失效后,则 $E_3=G_{13}=G_{23}=\mu_{13}=\mu_{23}=0$。

(6)基体压缩破坏

$$\sigma_{33}<0,\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2\geqslant 1 \tag{6}$$

失效后,则 $E_3=\mu_{13}=\mu_{23}=0$。

式中:X_T、X_C、Y_T、Y_C 分别为复合材料面内的纤维纵向拉伸、压缩强度和横向拉伸、压缩强度;Z_T、Z_C 分别为基体的拉伸和压缩强度;S_{12}、S_{13}、S_{23} 分别为面内剪切强度和层间剪切强度。

复合材料单元损伤后,通过其宏观弹性模量的折减来表明其力学性能的降低,本文选择逐个方向退化的材料性能退化模型。

通过 ABAQUS 中的用户自定义材料子程序 VUMAT 实现每层纤维编织复合材料的损伤判定和刚度折减,若某一单元三个方向均失去了承载能力,则表明此单元完全破坏,将该单元从分析模型中删除[15]。

3 复合材料桨叶有限元数值模型

旋翼桨叶翼型段的典型剖面一般都是多闭腔结构,由前缘包铁、蒙皮、大梁、加强肋和泡沫组成,其中蒙皮和大梁是其主要承力件,主要承受离心力和弯矩。桨叶翼型段的剖面示意如图 1 所示。

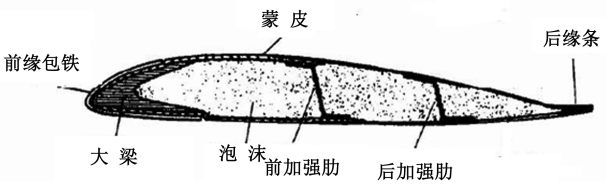


图 1 桨叶翼型段剖面示意图

Fig. 1 Schematic diagram of blade airfoil section

蒙皮铺层示意图如图 2 所示。

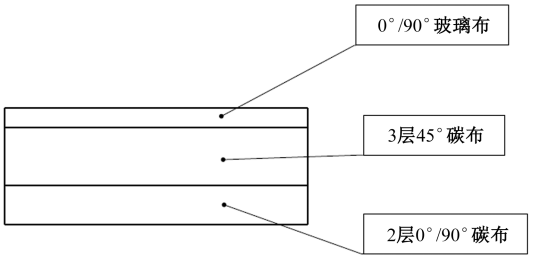


图 2 蒙皮铺层示意图

Fig. 2 Schematic diagram of skin ply

选取展长为 500 mm,无扭角,弦长为 520 mm 的等截面桨叶翼型段作为分析模型。利用 CATIA 软件绘制复合材料桨叶翼型段的实体结构。再将该模型导入 hypermesh 中,进行有限元网格划分。

采用实体单元对桨叶翼型段结构进行网格离散。选取桨叶展向中间面作为子弹的弹击平面,考虑到弹击的影响区域主要集中在弹击平面周围,因

此进行网格划分时,使网格密度从弹击点所在平面沿展向向外逐渐减小,在保证计算结果精度的同时提高计算效率。网格划分如图 3 所示。



图 3　桨叶翼型段网格示意图

Fig. 3　Schematic diagram of blade airfoil segment

子弹选用五四式 12.7 mm 穿甲燃烧弹,弹头长为 64.6 mm,弹头直径为 13.01 mm。

子弹的网格采用轴对称划分,在分析时认为弹体是刚性的,网格如图 4 所示。

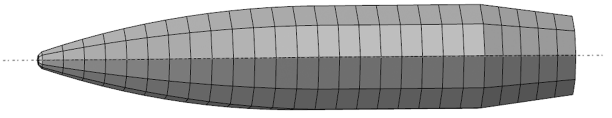


图 4　12.7 mm 穿甲弹网格示意图

Fig. 4　Schematic diagram of 12.7 mm API

复合材料桨叶翼型段一共选用编织玻璃布、编织碳布、预浸大梁带三种复合材料,还有填充材料和金属前缘包铁。翼型段主要复合材料参数如表 1 所示。

表 1　复合材料的材料特性

Table 1　Material properties of composite material

	玻璃布	碳　布	碳　布
铺层角度	0°/90°	±45°	0°/90°
$E_1=E_2$/GPa	23	11.2	50.4
E_3/GPa	6.8	6.8	6.8
$G_{13}=G_{23}$/GPa	2.4	7.3	2.78
G_{12}/GPa	4.7	23.9	3.13
μ_{12}	0.14	0.76	0.08
$\mu_{13}=\mu_{23}$	0.35	0.04	0.35

在分析过程中子弹和复合材料桨叶单元之间定义面面的主从接触,摩擦系数取 0.3,复合材料桨叶单元之间定义自接触,摩擦系数取 0.25[16]。

其分析计算流程见图 5。

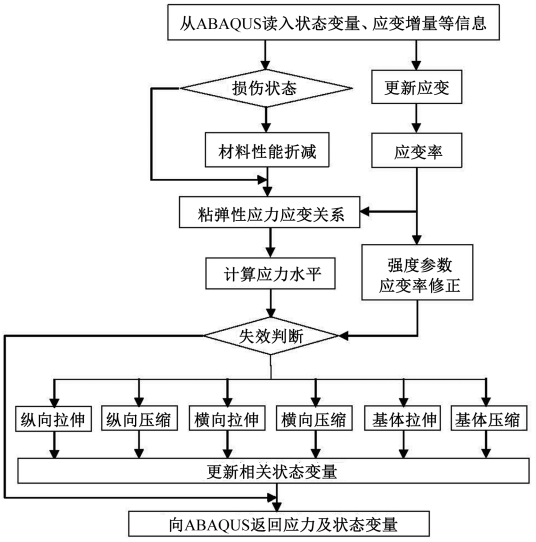


图 5　计算分析流程图

Fig. 5　Flow diagram of calculation analysis

4　算例分析和试验验证

仿真分析中,子弹入射速度取 650 m/s,子弹绕自身轴线的旋转速度取 12000 rad/s。

4.1　典型工况弹击损伤的试验验证

为验证仿真分析结果的有效性,选取一段桨叶翼型段进行典型工况下的试验验证。桨叶翼型段试验件长度为 1.5 m,选择两个剖面位置进行典型工况下的弹击试验,具体示意图如图 6 所示。

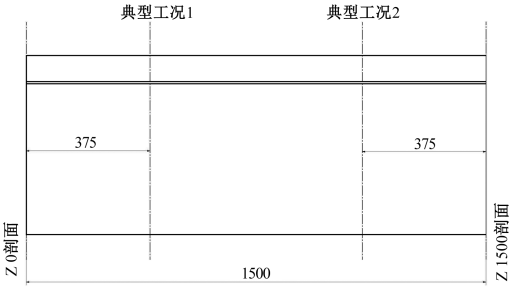


图 6　桨叶试验件示意图

Fig. 6　Schematic diagram of blade test piece

典型弹击试验工况如图 7 所示。

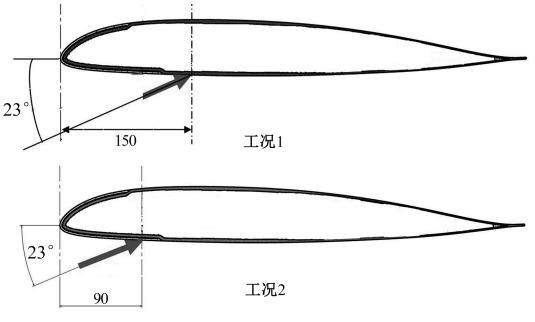


图 7　典型工况示意图

Fig. 7　Schematic diagram of typical test conditions

弹击试验选用五四式 12.7 mm 弹道枪,枪口距离桨叶着弹点为 1.5 m,通过子弹装药量控制子弹出膛速度为(650±20) m/s。

工况 1 下的弹击试验的损伤结果和仿真分析的损伤结果对比如图 8 所示。

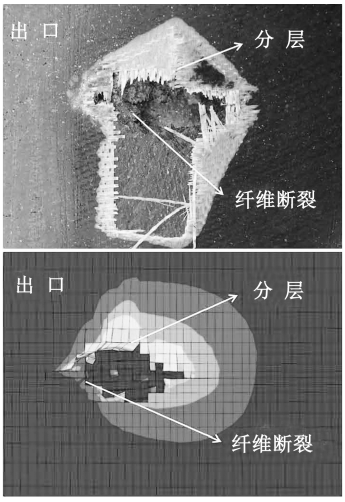


图 8 工况一弹击损伤情况对比

Fig. 8 Comparison of impact damage

工况 2 下的弹击试验的损伤结果和仿真分析的损伤结果对比如图 9 所示。

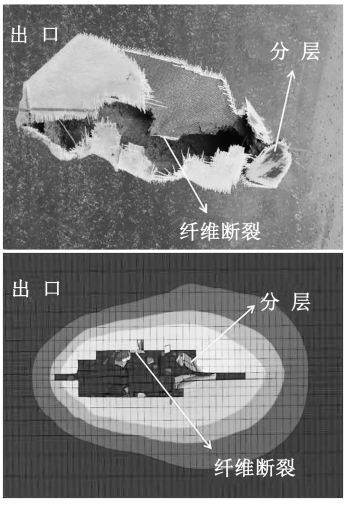


图 9 工况二弹击损伤情况对比

Fig. 9 Comparison of impact damage

通过弹击试验可以看出,旋翼桨叶遭受弹击后,其损伤形式主要表现为分层和纤维断裂。通过有限元分析也可以仿真得到其损伤范围和损伤表征情况。

通过图 8 和图 9 的对比图可以看出,仿真分析和弹击试验的损伤结果较为一致,通过仿真分析可以清晰地得到桨叶在高速弹击下的损伤情况,包括分层和纤维断裂的区域和面积。

为了更准确地验证仿真分析结果的正确性,对仿真分析和弹击试验的损伤缺口尺寸的一致性进行对比。工况 1 和工况 2 下仿真分析和弹击试验得到的损伤面积的对比如表 2 所示。

表 2 弹击损伤缺口尺寸对比

Table 2 Comparison of impact damage gap size

弹击工况		试验结果	仿真结果
		缺口尺寸/mm×mm	缺口尺寸/mm×mm
工况 1	入 口	44×18	46×20
	出 口	110×22	115×23
工况 2	入 口	27×15	32×16
	出 口	35×21	38×25

通过表 2 的数据可以看出,仿真分析结果和试验结果吻合较好。通过有限元仿真分析可以得到不同工况下桨叶弹击损伤的不同结果,其入射口尺寸和出射口尺寸与试验结果对比都相差不大,证明本文建立的有限元仿真分析方法准确性较好,可以用来进行旋翼桨叶的弹击损伤的仿真分析,进行不同工况下弹击损伤的评价。

4.2 多工况算例分析

旋翼桨叶在直升机战场环境中可能遭受不同位置、不同角度的子弹的攻击,本文分析了不同角度、不同位置下旋翼桨叶遭受子弹攻击的损伤情况,分析了不同工况弹击可能造成的桨叶损伤严重程度。

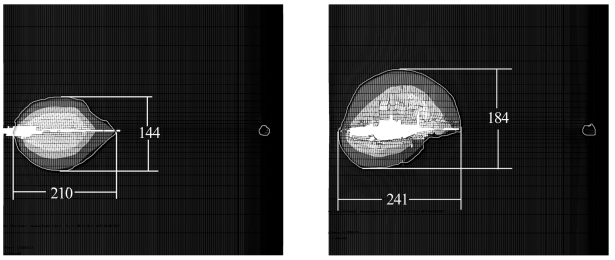
假设弹击点在桨叶前缘包铁上,其弹击方向与桨叶弦线夹角为 α,取四个角度进行有限元弹击损伤的有限元仿真分析,四个角度分别为 10°、4°、-4°和-8°,弹击工况示意如图 10 所示。



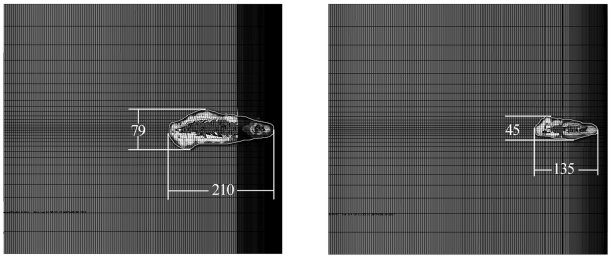
图 10 前缘弹击示意图

Fig. 10 Schematic diagram of leading edge impact

采用本文提出的有限元仿真分析方法,进行图 10 工况的弹击损伤仿真分析,分析结果如图 11 所示。



(a)∝=10°　　(b)∝=4°



(c)∝=-4°　　(d)∝=-8°

图 11　前缘弹击的桨叶损伤(单位:mm)

Fig. 11　Blade damage of leading edge impact(unit: mm)

通过有限元分析结果可以看出,当弹击角度较大时(如∝=10°和∝=4°),在入射点形成椭圆形入射孔,由于摩擦力、阻力以及自身旋转速度的影响,子弹会在桨叶内部发生翻转,穿过前缘大梁、前后肋,并最终从桨叶上翼面射出,同时子弹尾部划开下翼面,对桨叶造成较大损伤。

当弹击角度较小时(如∝=-4°和∝=-8°),子弹打到前缘包铁上,使前缘包铁发生破坏,同时也使子弹发生明显转向,产生抬头,最终子弹划破包铁、大梁带和部分表面蒙皮弹开,对桨叶本体破坏较小。

对比四个角度发现,子弹从前缘的弹击存在一个弹开角度,若子弹入射角小于此角度,则子弹只会造成表面损伤,并不会伤及桨叶的内部结构;若子弹入射角大于此角度,则子弹会贯穿桨叶,破坏大梁、前后肋和上下翼面蒙皮,造成较大损伤。

桨叶的前缘弹击的弹开角度和桨叶的前缘刚度有关,可以通过优化桨叶的刚度分配,扩大前缘弹击的弹开角度,降低子弹穿透桨叶的概率,从而提高桨叶的抗弹击性能;对于子弹穿透桨叶的情况,应该在设计中考虑多路传力,增加弹击后剩余刚度和强度,从而提高其抗弹击能力。

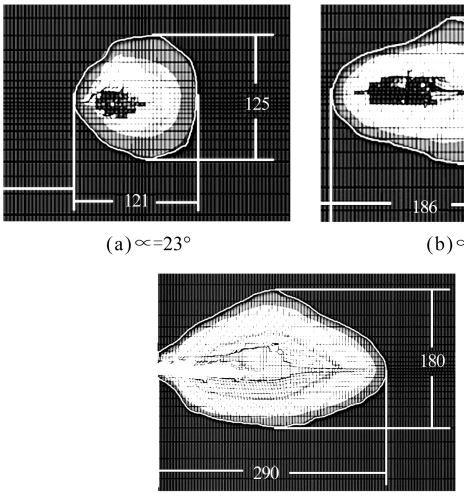
假设弹击点在桨叶下翼面腹部,其弹击方向和桨叶弦线夹角为∝。取 23°、18°和 10°三个角度进行弹击有限元仿真分析,如图 12 所示。



图 12　下翼面弹击示意图

Fig. 12　Schematic diagram of lower airfoil impact

对图 12 工况的弹击损伤进行仿真分析,分析结果如图 13 所示。



(a)∝=23°　　(b)∝=18°

(c)∝=10°

图 13　下翼面弹击的桨叶损伤(单位:mm)

Fig. 13　Blade damage of lower airfoil impact(unit: mm)

子弹从桨叶下翼面腹部斜向上翼面射入桨叶,子弹穿过桨叶本体,从上翼面射出。射击角度∝越大,子弹的运动路径越短,出射口也越小,对桨叶造成的伤害也越小。当∝=23°时,子弹穿透桨叶,下翼面小梁和前肋被弹击损坏,子弹从上翼面射出,形成一定出射损伤;随着入射角度的减小,造成的损伤变大,当∝=10°时,子弹最终穿过后肋,从后缘条处射出,后缘上下翼面都造成较大缺口。

下翼面的不同入射角度下,子弹的动能损伤如图 14 所示。

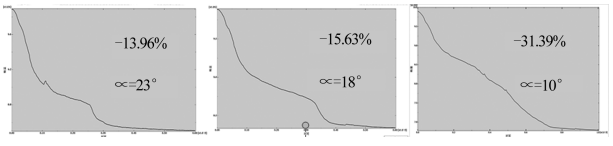


图 14　子弹动能损失

Fig. 14　Kinetic energy loss of bullet

通过子弹的动能损失图可以看出,入射角度越小,子弹穿透路径越长,子弹动能的损失也越多,桨

叶吸收越多的能量,造成的破坏也越大。

5 结 论

本文提出了一种可以仿真分析桨叶弹击损伤的有限元模型,并且将仿真结果和试验结果进行了对比,验证了仿真结果的准确性。进一步分析了不同入射位置、不同入射角度对桨叶弹击损伤的影响,为桨叶的抗弹击结构设计提供了一定的参考,并且可以评价不同桨叶结构的抗弹击性能。

结论如下:

(1)两种试验工况下的弹击仿真分析结果和试验结果造成的桨叶损伤位置和弦向尺寸吻合较好,本文提出的桨叶弹击有限元仿真方法具有较好的准确性;

(2)对桨叶前缘弹击,不同的角度造成的损伤程度不同,其中以子弹贯穿后缘的弹击角度危害最大,子弹弹开的弹击角度危害最小。在桨叶结构的抗弹击设计中应该考虑通过结构优化设计,优化刚度分配,增加前缘弹击的弹开角,增强桨叶遭受前缘弹击的生存概率;

(3)下翼面弹击角度越大,穿过桨叶越快,对桨叶相对危害越小;角度越小,路径越长,损伤越大。对此工况下桨叶结构的抗弹击设计中,应该考虑实现多路传力,增加结构损伤容限能力,使一次弹击无法破坏所有的传力路径,提高桨叶的弹击生存力。

参考文献

[1] Jenney D S. Rotor technology for new generation helicopters[R]. SAE Technical Paper, 1975.

[2] Foulk J B. Survivability of the army/sikorsky YUH-60A helicopter [J]. Preprint, 1976(1011): 10-12.

[3] Talebi H, Wong V S, Hamouda A M S. Finite element evaluation of projectile nose angle effects in ballistic perforation of high strength fabric[J]. Composite Structures, 2009, 87: 314-320.

[4] Friedmann, Glaz B, Palacios R. A moderate deflection composite helicopter rotor blade model with an improved cross-sectional analysis [J]. International Journal of Solids and Structures, 2009, 46(10): 2186-2200.

[5] 古兴谨, 许希武, 黄晶. 层合复合材料薄板高速冲击损伤研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(3): 370-375.

[6] 古兴谨. 复合材料层板高速冲击损伤研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

[7] 马凯, 许希武, 古兴谨. 纤维增强复合材料层板高速倾斜冲击损伤数值模拟[J]. 复合材料学报, 2013, 30(3): 211-219.

[8] 陈炎, 孙秦. 复合材料层合板弹击性能数值研究[J]. 兵器材料科学与工程, 2011, 34(1): 77-81.

[9] 罗军, 汤瑞峰, 易文俊. 层合纤维增强复合材料的抗弹性能数值计算研究 [J]. 弹道学报, 2003, 15(2): 49-54.

[10] 孙中涛, 王华明. 旋翼复合材料桨叶弹损穿孔的有限元建模方法[J]. 玻璃钢/复合材料, 2013(1): 40-43.

[11] 彭刚, 冯家臣, 刘原栋, 等. 纤维增强复合材料 抗弹吸能特性研究[J]. 弹道学报, 2007, 19(3): 10-14.

[12] 王元博, 王肖钧, 胡秀章. 纤维增强层合材料的抗弹性能和破坏机理研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2006.

[13] 王晓强, 朱锡, 梅志远. 纤维增强复合材料抗侵彻研究综述[J]. 玻璃钢/复合材料, 2008(5): 47-56.

[14] 庄茁, 张帆, 岑松, 等. ABAQUS 非线性有限元分析与实例[M]. 北京: 科学出版社.

[15] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.

[16] 卢致龙, 王新峰. 基于 Hashin 准则的直升机复合材料波纹梁耐撞性分析 [J]. 直升机技术, 2015, 1(1): 25-28.

FINITE ELEMENT SIMULATION ANALYSIS OF ROTOR COMPOSITE BLADE DAMAGE UNDER BULLET IMPACT

LI Xiao-bin, FANG Ke, SHEN Ya-juan

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: In order to investigate the damage of helicopter rotor blade under high speed bullet hitting, the FEM was used to analyze the rotor blade impact damage. The finite element model of composite blade is built based on ABAQUS, applying the 3D composite failure criterion based Hashin criteria to judge the ballistic damage and stiffness reduction. Through the FEM simulation results, the ballistic damage of the blade can be observed visually. Compared with the experimental results, the accuracy and validity of the results are proved. The simulation analysis of the blade ballistic under different conditions is carried out, which can predict the blade ballistic damage and provide some reference for the against-ballistic design of blade structure.

Key words: composite blade; against-ballistic; failure criterion; finite element method