

文章编号: 1000-3851(2013)02-0165-08

# 复合材料机翼格栅结构低速冲击损伤仿真研究

蓝友泽, 朱 亮, 徐志伟\*

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 针对采用格栅结构的某无人机机翼, 研究了机翼格栅结构在承受低速冲击下结构材料的损伤特性; 在 ABAQUS 软件中建立了冲击损伤过程有限元模型, 采用 Hashin-Rotem 应变失效准则和 Camanho 参数退化方式, 对无穿透破坏前提下的单侧带蒙皮格栅结构进行了冲击仿真实验。研究了针对不同格栅结构构型、不同冲击位置、不同冲击能量等情况下的损伤特性。结果表明: 对结构不同位置进行冲击时, 结构损伤类型、面积、扩展特性等都有极大的不同, 而且复合材料结构不同铺层的损伤特性也有很大差异; 验证了格栅结构对损伤扩散具有良好的限制能力, 表明格栅结构具有很好的抗损伤能力。

**关键词:** 格栅结构; 飞行器机翼; 低速冲击; 冲击损伤; 复合材料

**中图分类号:** TB330.1 **文献标志码:** A

## Simulation research on impact damages under low velocities of composite grid structures for aircraft wing

LAN Youze, ZHU Liang, XU Zhiwei\*

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Research on damage characteristics of composite grid structures for unmanned aircraft wing under low velocity impact was presented in this paper. The composite grid structures were modeled in finite element analysis software ABAQUS. Then simulation analysis, in which the model was subjected to low velocity impact with the assumption of no penetration, was carried out by employing Hashin-Rotem strain failure criteria and Camanho Parameter degradation mode under different conditions, such as different grid shapes, different impact locations, different impact energies, et al. Simulation results show that the damage characteristics vary greatly with different impact locations, such as damage types, damage areas, damage propagation directions, et al. It also proves that grid structures have significantly resistance performances to damage propagation and failures.

**Keywords:** advanced grid structure; aircraft wing; low velocity impact; impact damage; composite materials

格栅结构 AGS(advanced grid structure)的雏形是在 20 世纪 70 年代由美国麦道公司首先提出, 由于其具有良好的几何拓扑优化性、很高的比强度和比刚度、良好的抗损伤能力、很高的结构效率和质量效率, 显示出了无可比拟的应用前景, 在航空航天领域受到了广泛的关注与应用。

近年来, 国内外很多学者对格栅结构材料的力学性能、制备工艺方法、结构优化等方面进行了深入而广泛的研究<sup>[1-2]</sup>。作为一种以航空航天领域作为应用对象的结构材料, 其损伤特性直接影响到飞行器的飞行安全, 因此对其损伤类型、损伤模式和

损伤机制等也需要进行深入的研究。陈浩然<sup>[3]</sup>等研究了含多分层损伤 AGS 的热-机耦合屈曲特性, 发现 AGS 圆柱壳结构具有较强的抗热屈曲的能力和好的损伤容限性; 张志峰<sup>[4]</sup>提出了一种用于 AGS 结构的损伤开始和扩展分析方法, 并使用典型算例证明了此方法的有效性; 陈博<sup>[5]</sup>利用有限元模拟了承载过程中 AGS 逐步破坏行为, 研究了在压缩载荷作用下, 温度变化、分层大小等因素对含分层损伤复合材料格栅加筋板壳结构的线性屈曲和后屈曲性态的影响; Higgins 等<sup>[6]</sup>针对格栅型整流罩结构加强肋与蒙皮交接处的破坏特征, 给出了格栅

收到初稿日期: 2012-03-20; 收到修改稿日期: 2012-06-06; 网络出版时间: 2012-12-19 08:55:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20121219.0855.009.html

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(50830201); 国家自然科学基金重大研究计划(90716003)

通讯作者: 徐志伟, 博士, 教授, 博导, 从事智能材料与结构的研究 E-mail: zhwxu@nuaa.edu.cn

肋-蒙皮的破坏准则,并通过实验进行了验证;Chen 和 Huang<sup>[7]</sup>利用应变梯度理论研究了裂纹在二维胞元材料内的扩展,得到了格栅结构的断裂韧性;Fleck 和 Qiu<sup>[8]</sup>利用有限元研究了不同构型格栅的断裂韧性,研究表明 Kagome 格栅具有较好的损伤容限。

目前对复合材料格栅结构损伤的研究主要侧重于整体的损伤特征和规律,对格栅结构的冲击损伤特性少有提及,如:Yoon<sup>[9]</sup>等通过对比格栅结构真实实验与仿真实验的侧向动态冲击参数,对多点约束(MPC)模型进行了修正,从而具有了预测格栅结构屈曲性能的能力;Li<sup>[10]</sup>等提出了一种在格栅隔间中填充泡沫塑料的格栅夹层结构,通过低速冲击实验研究其在能量转换与吸收方面的性能。而针对复合材料层合板结构的低速冲击损伤特征研究,很多国内外的学者做了大量工作<sup>[11-23]</sup>,形成了较成熟的理论分析仿真方法和实验方法。

本文中借鉴已有的对复合材料层合板的低速冲击损伤的研究成果,针对用于飞行器机翼结构设计的复合材料格栅加筋结构,建立了复合材料格栅结构低速冲击三维渐近损伤有限元模型,采用单元刚度折减和有限元瞬态计算相结合的方法,在不发生穿透破坏的前提下,进行了复合材料格栅结构冲击过程渐进损伤的仿真和分析,研究低速冲击后结构的损伤特性及对复合材料各层的影响,为机翼格栅结构冲击损伤的健康监测提供理论依据。

### 1 复合材料机翼格栅结构模型

典型的无人机机翼盒段结构如图 1(a)所示,传统蒙皮由翼梁、桁条和蒙皮组成,采用格栅结构代替传统的结构设计如图 1(b)所示。

结构设计分析表明<sup>[2]</sup>格栅结构的强度、刚度、承载能力等性能优于传统结构,且质量更小。

机翼格栅结构尺寸为 600 mm×600 mm,具有与翼型相吻合的弧度,蒙皮厚度为 3.2 mm,16 层复合材料,[-45°, 90°, 45°, 0°, -45°, 90°, 45°, 0°]<sub>s</sub> 对称铺设,单层厚度 0.2 mm,格栅构型均为等腰三角形,设定三角形底角为  $\alpha$ ;格栅肋板厚度均为 1.6 mm,8 层复合材料,[-45°, 90°, 45°, 0°]<sub>s</sub> 对称铺设;共设计三种构型的机翼格栅结构模型,其几何尺寸见表 1;三种结构质量相同,所用材料为玻璃/环氧复合材料,玻璃纤维体积分数为 45%,材料参数见表 2。

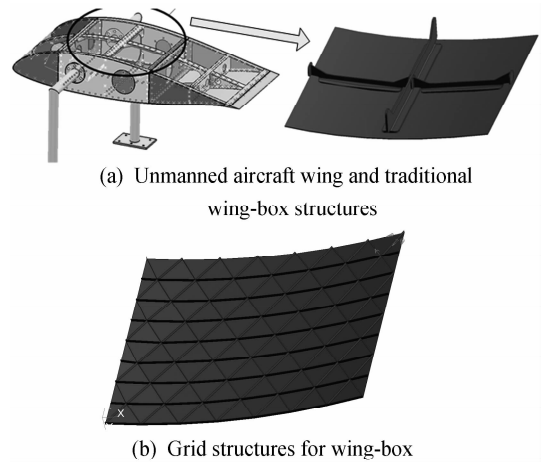


图 1 无人机机翼盒段模型及所设计的格栅结构  
Fig. 1 Model of unmanned aircraft wing-box and the grid structure of wing

表 1 机翼格栅结构三角形构型几何尺寸

Table 1 Geometric dimensions of grid structure triangle for aircraft wing

Geometry	Model 1	Model 2	Model 3
Base length/mm	120	120	120
Triangle height/mm	60	75	86.7
Bottom corner $\alpha$ /(°)	45	51	60
Rib height/mm	5.7	7.6	5.43

表 2 玻璃/环氧复合材料参数

Table 2 Parameters of glass/epoxy composite materials

Parameters	Values	
Elasticity modulus	$E_{11}$ /GPa	4.2
	$E_{22}, E_{33}$ /GPa	0.26
Shear modulus	$G_{12}, G_{13}, G_{23}$ /GPa	4.2
Poisson's ration	$\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	0.26
Density	$\rho$ /(kg·m <sup>-3</sup> )	1600
Tensile strength	$X_1$ /GPa	1.13
	$Y_1, Z_1$ /MPa	26.7
Compression strength	$X_c$ /MPa	612
	$Y_c, Z_c$ /GPa	1.41
Shear strength	$S$ /MPa	42

### 2 机翼格栅结构低速冲击损伤理论模型

复合材料格栅结构低速冲击三维渐近损伤分析模型主要包括三部分:冲击损伤过程模型、失效判

据理论模型和材料性能退化模型<sup>[11]</sup>。

### 2.1 冲击损伤过程模型

考虑由机翼格栅结构和冲头组成的系统, 格栅结构四边固定支撑, 蒙皮表面向上, 与在机翼结构中的边界条件一致, 如图 2 所示。

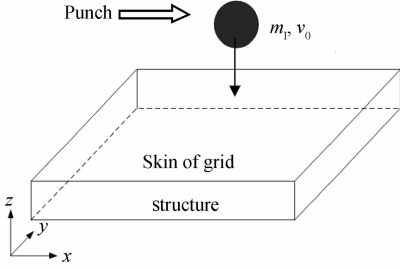


图 2 机翼格栅结构试件和冲头系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid structure and punch

系统的运动方程为

$$M\ddot{a}(t) + C\dot{a}(t) + Ka(t) = F(t) \quad (1)$$

其中:  $a(t)$  为  $t$  时刻格栅结构单元节点位移;  $M$ 、 $C$ 、 $K$ 、 $F(t)$  分别为各单元节点矩阵集成的系统质量、阻尼、刚度和节点载荷矩阵。

设  $t$  时刻, 格栅结构材料的本构关系为

$${}^t\sigma_{ij} = {}^{t-\Delta t}\bar{Q}_{ijkl} {}^t\epsilon_{kl} \quad (2)$$

其中:  ${}^{t-\Delta t}\bar{Q}_{ijkl}$  为  $t - \Delta t$  时刻的刚度矩阵。如果  $t$  时刻, 冲头冲击导致格栅结构内出现损伤, 要根据相应的损伤模式将损伤区域的材料参数进行退化, 则  ${}^{t-\Delta t}\bar{Q}_{ijkl}$  更新为  $t$  时刻的材料弹性矩阵  ${}^t\bar{Q}_{ijkl}$ , 格栅结构的应力-应变关系式变为

$${}^t\sigma_{ij} = {}^t\bar{Q}_{ijkl} {}^t\epsilon_{kl} \quad (3)$$

损伤出现后, 结构的应力重新分配, 此时要根据式(1)和式(3)重新计算  $t$  时刻格栅结构的应力  ${}^t\sigma_{ij}$ , 并利用对应的损伤失效准则进行相应的失效判断, 直至在该时刻格栅结构中不再有损伤出现为止。

### 2.2 结构损伤失效判据

Hashin-Rotem 失效准则将复合材料的失效形式区分为基体失效与纤维失效, 对多向应力状态下结构的失效能给出很好的预测, 故选用其作为格栅结构低速载荷冲击下的损伤判据。

由于复合材料格栅结构中出现损伤之后, 发生损伤部分的应力分布变化十分剧烈, 而且损伤产生的破坏使得损伤单元承载能力显著下降, 此时采用基于应力进行判别的失效准则进行损伤判定比较困

难; 但在整个冲击过程中结构任意一点上的应变的变化始终连续(未发生穿透), 并且相对于应力来说, 变化趋势更加平缓, 所以更适合被用来作为复合材料结构中损伤演化的判据。Hashin-Rotem 应变判据模型如下:

(1) 纤维破坏

纤维拉断:

$$d_i^2 = \left(\frac{\epsilon_{xr}}{\epsilon_{11}^T}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{xy}}{\gamma_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{xz}}{\gamma_{13}}\right)^2 \geq 1, \epsilon_{xr} \geq 0 \quad (4)$$

纤维压断:

$$d_i^2 = \left(\frac{-\epsilon_{xr}}{\epsilon_{11}^C}\right)^2 \geq 1, \epsilon_{xr} < 0 \quad (5)$$

(2) 基体破坏

基体开裂:

$$d_m^2 = \left(\frac{\epsilon_{yy} + \epsilon_{zz}}{\epsilon_{22}^T}\right)^2 + \left(\frac{1}{\gamma_{23}^2}\right)\left(\epsilon_{yz}^2 - \frac{E_{22}E_{33}}{G_{23}^2}\epsilon_{yy}\epsilon_{zz}\right) + \left(\frac{\epsilon_{xy}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{xz}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1, \epsilon_{yy} + \epsilon_{zz} \geq 0 \quad (6)$$

基体挤压:

$$d_m^2 = \left(\frac{E_{22}\epsilon_{yy} + E_{33}\epsilon_{zz}}{2G_{12}\gamma_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{yy} + \epsilon_{zz}}{\epsilon_{22}^C}\right) \left[\left(\frac{E_{22}\epsilon_{zz}^C}{2G_{12}\gamma_{12}}\right)^2 - 1\right] + \frac{1}{\gamma_{23}^2}\left(\epsilon_{yz}^2 - \frac{E_{22}E_{33}}{G_{23}}\epsilon_{yy}\epsilon_{zz}\right) + \left(\frac{\epsilon_{xy}}{\gamma_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{xz}}{\gamma_{13}}\right)^2 \geq 1, \epsilon_{yy} + \epsilon_{zz} < 0 \quad (7)$$

(3) 脱层损伤:

$$d_i^2 = \left(\frac{\epsilon_{zz}}{\epsilon_{33}^T}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{xz}}{\gamma_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{yz}}{\gamma_{23}}\right)^2 \geq 1, \epsilon_{zz} \geq 0 \quad (8)$$

$$d_i^2 = \left(\frac{\epsilon_{xz}}{\gamma_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\epsilon_{yz}}{\gamma_{23}}\right)^2 \geq 1, \epsilon_{zz} < 0 \quad (9)$$

式(4)~式(9)中:  $\epsilon_{11}^T$ 、 $\epsilon_{11}^C$ 、 $\epsilon_{22}^T$ 、 $\epsilon_{22}^C$  分别为各单层板 1 方向和 2 方向分别达到拉伸、压缩强度的极限应变;  $\epsilon_{33}^T$  是单层板厚度方向上的许用应变;  $\gamma_{ij}$  ( $i \neq j$ ) 为层合板达到剪切强度极限时的剪应变值。

### 2.3 复合材料性能退化模型

复合材料结构损伤参数退化模型主要有 Chang 和 Camanho 两种<sup>[24-25]</sup>, Chang 模型假设失效后节点不再具有承载能力, 其材料参数突减为 0, 而实际上材料的失效是一个渐进演化的过程, 其材料参数是逐渐改变的; Camanho 模型假定破坏对材料刚度的作用效果可以用中间状态变量来表示, 与材料的实际失效过程接近, 故本文中的材料性能退化采用 Camanho 模型, 如表 3 所示。

表 3 Camanho 参数退化方式

Table 3 Camanho's model of parameter reduction

Failure mode	Camanho's method of parameter reduction
Matrix tension crack	$E'_{yy} = 0.2E_{yy}, G'_{xy} = 0.2G_{xy}, G'_{yz} = 0.2G_{yz}$
Matrix fracture	$E'_{yy} = 0.4E_{yy}, G'_{xy} = 0.4G_{xy}, G'_{yz} = 0.4G_{yz}$
Fiber tensile failure	$E'_{xx} = 0.07E_{xx}$
Fiber fracture	$E'_{xx} = 0.14E_{xx}$
Fiber-matrix shear	$G'_{xy} = \nu'_{xy} = 0$
Delamination	$E'_{zz} = G'_{yz} = G'_{xz} = \nu'_{yz} = \nu'_{xz} = 0$

### 3 机翼格栅结构低速冲击损伤仿真及结果

冲击模拟分析实验采用 ABAQUS 有限元软件和二次开发相结合的方式进行, 开发程序采用 Fortran 语言编写子程序, 在冲击计算过程中, ABAQUS 在每个时间增量步开始时, 依据子程序识别每个单元刚度矩阵是否发生变化, 重新组装整体刚度矩阵, 然后再进行下个时间步长的求解。具体的刚度组装过程如图 3 所示。冲头为直径 16 mm 的球体, 质量 2.2 kg。

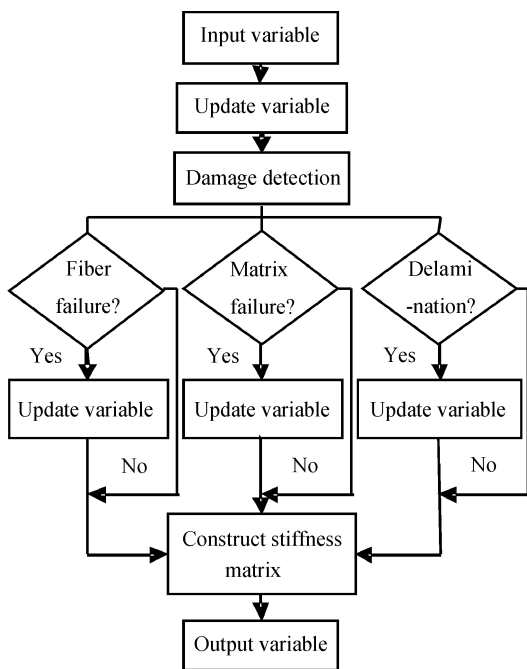


图 3 冲击损伤仿真中的刚度重组流程

Fig. 3 Process of reconstruction of stiffness matrix in simulation

#### 3.1 不同机翼格栅模型相同位置冲击损伤特性

图 4 为冲头在三种格栅结构模型上的冲击位置示意图。可见, 冲击位置均在格栅蒙皮一侧。模型 1 冲击位置为离结构中心最近的单条肋板中心(图 4(a)); 模型 2、3 冲击位置为模型中心(肋板中心)(图 4(b))。

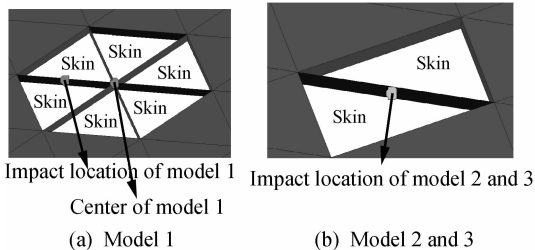


图 4 冲头在三种格栅结构模型上的冲击位置示意图  
Fig. 4 Impact location of punch on three grid structure models

图 5 给出了冲击能量均为 4 J, 三个模型在 0.006 s 内 200 个时间步长的冲头接触力和位移的拟合曲线。可见, 在冲头做功阶段, 模型 1、2、3 分别用时 0.0031 s、0.0029 s、0.0033 s。模型 2 冲头做功用时最短、冲头接触力最大、冲头极限位移最小、格栅结构发生的弹性变形最小。

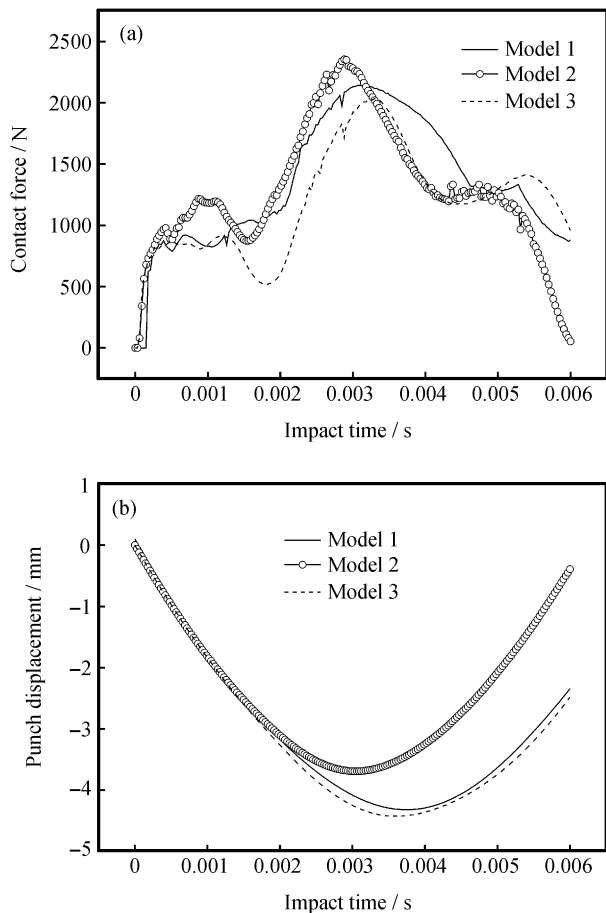


图 5 冲击过程冲头接触力和冲击位移随时间变化曲线  
Fig. 5 Contact force and displacement of punch with time during impact process

图 6 为三种模型下层合板的各层破坏情况, 其中浅色表示损伤区域, 下同。由于三种模型单层损伤形

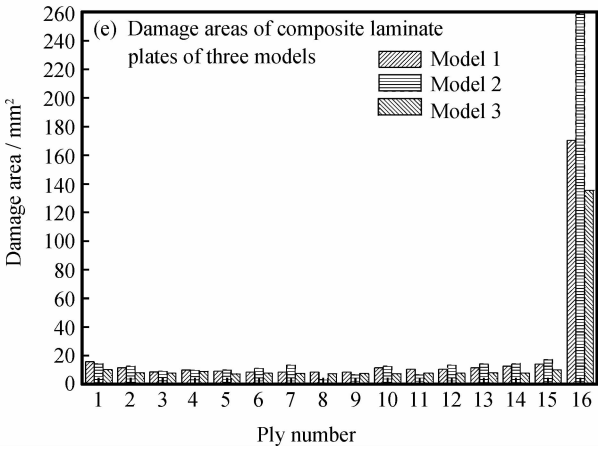
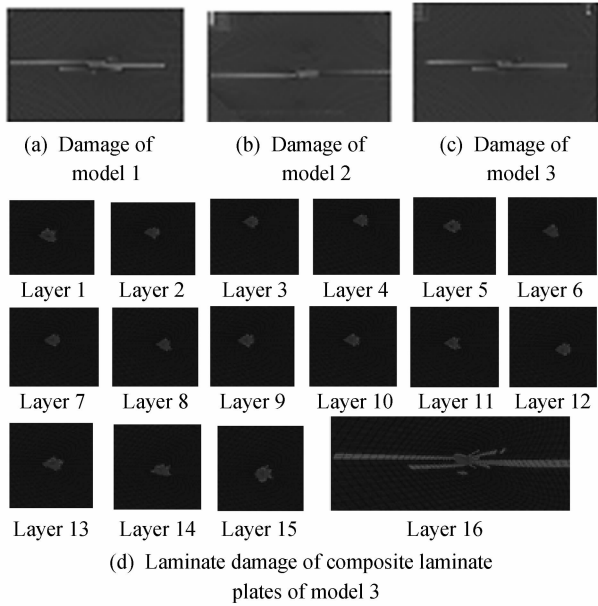


图 6 三种不同模型单肋板支撑蒙皮处的冲击损伤结果  
Fig. 6 Impact damage results located on single-rib supported skin of three models

状十分相似, 因此只在图 6(d)中给出了模型 3 的 16 个单层的损伤形状。从图中计算结果可以看出: (1) 单肋板支撑处的冲击损伤与格栅构型形式关系不大, 各单层损伤面积无显著差别(与肋条接触层除外)(图 6(e)); 损伤集中在肋板附近, 表明冲击能量沿肋板传播(图 6(a)、6(b)、6(c))。(2) 三种模型最大损伤面积分别为: 170.4 mm<sup>2</sup>、258.56 mm<sup>2</sup> 和 135.27 mm<sup>2</sup>, 对应格栅肋板高度分别为: 5.7 mm、7.6 mm、5.4 mm; 蒙皮、肋条厚度相同, 肋条越高, 肋条处刚度越大, 损伤面积也越大。(3) 从图 6(e)中可以看出, 冲头直接接触的第一层铺层以及 12~15 层损伤面积略大于其它层; 三种模型均是第 16 铺层出现区域性的应力集中, 是主要的损伤位置, 这是由于该铺层直接和肋板接触。

### 3.2 机翼格栅不同冲击位置损伤特性分析

针对一种格栅结构构型, 改变冲击位置研究损伤特性。图 7 所示为模型 1 的三个冲击位置: 位置 1 为多肋板交点, 位置 2 为单肋板中心, 位置 3 为三角形胞元中心。

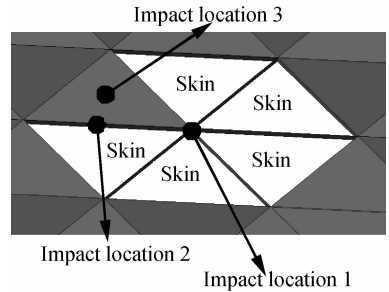


图 7 模型 1 的三个冲击位置

Fig. 7 Three impact locations of model 1

冲击能量为 4 J, 计算时间为 0.006 s, 200 个时间步长, 冲头接触力和冲头位移拟合曲线如图 8 所示。可以看出, 位置 1 冲头做功时间最短, 冲击接触力最大, 冲头极限位移与位置 2 基本一致, 均小于位置 3。

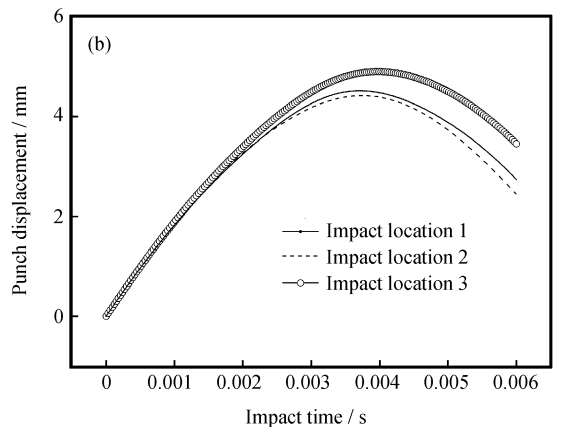
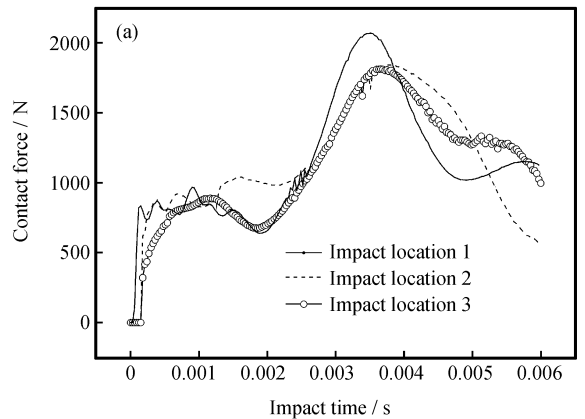


图 8 模型 1 不同冲击位置的冲击过程冲头接触力和冲击位移变化曲线

Fig. 8 Contact force and displacement of punch on three impact locations of model 1 during the process of impact

图 9 为模型 1 三种不同位置的冲击损伤结果。单肋板中心冲击各层损伤情况见图 6(d)，图 9(d) 和图 9(e) 给出了冲击位置 1 和位置 3 时的 16 个单层损伤形状。可以看出：(1) 位置 1 处蒙皮的第 1 层损伤面积较大且分散，第 2~10 层没有损伤，11~16 层损伤面积逐渐增加，第 16 层损伤面积最

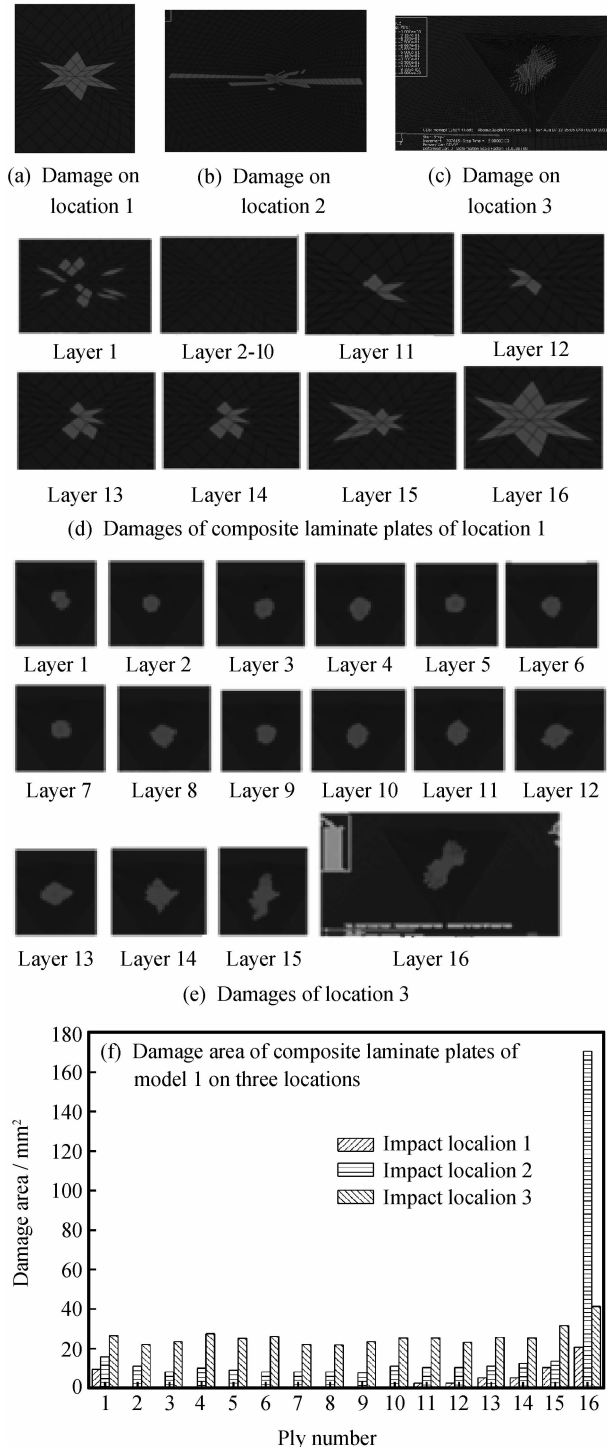


图 9 模型 1 三种不同位置的冲击损伤结果

Fig. 9 Impact damage results on three locations of model 1

大，为  $21.6 \text{ mm}^2$ ，损伤先沿肋板传播，之后被肋板隔离，在闭室内传播。(2) 位置 3 第 16 层在邻近冲击点的肋板附近出现了沿肋板的长条形损伤，冲击能量被肋板封锁在三角形闭室内，损伤没有扩展到邻近格栅。(3) 对比不同位置的损伤面积，刚度最大的位置 1 处损伤面积最小，为  $21.6 \text{ mm}^2$ ，刚度最小位置 3 处损伤面积  $50.3 \text{ mm}^2$ ，单肋条支撑处的损伤面积最大，为  $170.4 \text{ mm}^2$ 。

图 10 为格栅结构三个不同冲击位置的损伤特性和冲击能量的传递过程。可以看到，在多肋板支撑处损伤沿肋板传播一段距离后开始在闭室中传播(图 10(a))，肋板限制了损伤在闭室之间的传播，损伤形式小部分为肋板与蒙皮的脱粘，大部分为蒙皮纤维的断裂、分层；无肋条支撑处的蒙皮主要损

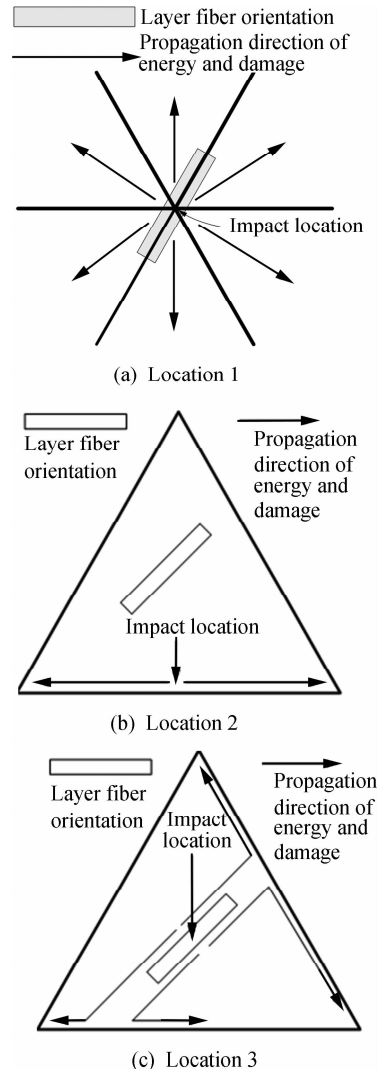


图 10 格栅结构三种位置受冲头冲击时能量和损伤传播路径

Fig. 10 Path of energy and damage propagation under the impact of punch on three locations of grid structure

伤形式为蒙皮纤维的断裂、分层等类型(图 10(b)),但损伤被很好的控制在一个胞元内部,对结构刚度影响较小。单肋条支撑处的损伤面积最大(图 10(c)),损伤沿肋条传递,肋条与蒙面的脱粘是其主要损伤形式。

### 3.3 不同冲击能量对结构损伤的影响

冲击能量的大小直接影响到结构的损伤,改变冲头的冲击能量,研究损伤的变化特性。选取模型 3 的两个冲击位置,分别为位置 1(单肋条中心处)和位置 2(结构中心胞元面板中心处),冲头能量分别为 3 J, 4 J 和 5 J,观察冲击点损伤相对于冲击能量的敏感度。冲击时间仍为 0.006 s, 200 个时间步长。

表 4 为模型 3 两个不同位置处的冲头的最大位移、最大冲击力和损伤总面积。可见,结构损伤形式未发生显著变化。两个不同位置处,同样冲击能量时的冲头位移和冲击力差别很小,但损伤面积却有极大的差别,冲击能量为 5 J 时,单肋条处的损伤面积是面板处的 3.89 倍,显然单肋条处的冲击最易导致结构的损伤;随着冲击能量的增加,同一位置处结构的损伤类型未变,但损伤面积急剧增大,对结构的破坏程度大幅提高。

表 4 模型 3 两种位置受冲头冲击时的最大位移、最大冲击力和损伤面积

Table 4 Maximum displacements, impact forces and damage areas on two locations of model 3 under impaction

Impact energy/J	3	4	5
Max. displacement/mm	3.62	4.28	4.55
Location 1 Max. impact force/N	1733	2027	2300
Damage area/mm <sup>2</sup>	74.4	135.3	265.2
Max. Displacement/mm	3.88	4.52	4.98
Location 2 Max. impact force/N	1720	2013	2285
Damage area/mm <sup>2</sup>	26.9	47.8	68.1

## 4 结 论

(1) 格栅结构能够将冲击损伤控制在一定的范围之内,限制了损伤的扩展,提高了结构的损伤容限。

(2) 格栅结构不同位置处的冲击损伤形式、损伤面积和损伤扩展形式有很大的不同;相同冲击条件下单肋条支撑处的损伤面积最大,对结构强度和刚度影响也最大,在结构健康监测中应作为主要的监测对象,需要根据损伤的类型和能量的传递途径

选择适当的监测策略和方法。

(3) 冲击能量大小对损伤影响很大,冲击能量增加时,结构损伤面积增幅远高于冲击能量的增幅,损伤程度大幅增加。

### 参考文献:

[1] 杜善义, 章继峰, 张博明. 先进复合材料格栅结构(AGS)应用与研究进展[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 419-424.  
Du Shanyi, Zhang Jifeng, Zhang Boming. Overview of application and research on advanced composite grid structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 419-424.

[2] 朱 亮. 复合材料格栅结构固有频率优化和低速冲击损伤研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.  
Zhu Liang. Research on optimization of nature frequency and impact with low speed of advanced grid stiffened structures [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.

[3] 陈浩然, 周柏华, 白瑞祥. 含多层损伤的先进复合材料格栅加筋圆柱壳(AGS)的热-机耦合非线性热屈曲分析[J]. 工程力学, 2008, 25(8): 58-63.  
Chen Haoran, Zhou Baihua, Bai Ruixiang. Thermal - mechanical buckling behavior of advanced composite grid stiffened shell with multi - delami - nations [J]. Engineering Mechanics, 2008, 25(8): 58-63.

[4] 张志峰. 先进复合材料格栅加筋结构优化设计与损伤分析[D]. 大连: 大连理工大学博士, 2008.  
Zhang Zhifeng. Optimal design and failure analysis of advanced composite grid stiffened structure [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2008.

[5] 陈 博. 湿热环境下含分层损伤复合材料格栅加筋结构的稳定性和逐步破坏行为[D]. 大连: 大连理工大学, 2007.  
Chen Bo. Stability and progressive failure behavior for composite grid stiffened structure with delamination considering hygrothermal effect [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2007.

[6] Higgins P E J, Wegner P, Viisoreanu A, Sanford G. Design and testing of the Minotaur advanced grid - stiffened fairing [J]. Composite Structures, 2004, 66: 339-349.

[7] Chen J Y, Huang Y, Ortiz M. Fracture analysis of cellular materials: A strain gradient model [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1998, 46(5): 789-828.

[8] Fleck N A, Qiu X M. The damage tolerance of elastic-brittle, two - dimensional isotropic lattices [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2007, 55(3): 562-588.

[9] Yoon K H, Heo S P, Song K N, Jung Y H. Dynamic impact analysis of the grid structure using multi - point constraint (MPC) equation under the lateral impact load [J]. Computers and Structures, 2004, 82(23 - 26): 2221-2228.

[10] Li G Q, Muthyala V D. Impact characterization of sandwich

- structures with an integrated orthogrid stiffened syntactic foam core [J]. *Composites Science and Technology*, 2008, 68(9): 2078-2084.
- [11] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究[J]. *复合材料学报*, 2008, 25(5): 125-133.  
Shen Zhen, Yang Shengchun, Chen Puhui. Experimental study on the behavior and characterization methods of composite laminates to withstand impact [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(5): 125-133.
- [12] 段友社, 郭书良, 吴刚, 侯军生. Z向增强泡沫夹芯复合材料冲击损伤及冲击后压缩性能[J]. *复合材料学报*, 2012, 29(2): 180-185.  
Duan Youshe, Guo Shuliang, Wu Gang, Hou Junsheng. Impact damage characteristics and post-impact compressive properties of Z-reinforcement foam core sandwich composites [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(2): 180-185.
- [13] 刘勇, 陈世健, 高鑫, 康兴无. 基于Hashin准则的单层板渐进失效分析[J]. *装备环境工程*, 2010, 7(1): 34-39.  
Liu Yong, Chen Shijian, Gao Xin, Kang Xingwu. Progressive failure analysis of monolayer composite based on hashin criterion [J]. *Equipment Environment Engineering*, 2010, 7(1): 34-39.
- [14] 田静. 缝合复合材料层板低速冲击损伤研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
Tian Jing. Studies on low-velocity impact damage of stitched composite laminates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [15] Palazotto A N, Herup E J, Gummadi L N B. Finite element analysis of low-velocity impact on composite sandwich plates [J]. *Composite Structures*, 2000, 49(2): 209-227.
- [16] Choi I H. Low-velocity impact analysis of composite laminates under initial in-plane load [J]. *Composite Structures*, 2008, 86(1-3): 251-257.
- [17] Her S C, Liang Y C. The finite element analysis of composite laminates and shell structures subjected to low velocity impact [J]. *Composite Structures*, 2004, 66(1-4): 277-285.
- [18] Lee Y J, Huang C H. Ultimate strength and failure process of composite laminated plates subjected to low-velocity impact [J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2003, 22(12): 1059-1081.
- [19] Raimondo L, Iannucci L, Robinson P, Curtis P T. A progressive failure model for mesh-size-independent FE analysis of composite laminates subject to low-velocity impact damage [J]. *Composites Science and Technology*, 2012, 72(5): 624-632.
- [20] Sayer M, Bektaş N B, Onur Sayman. An experimental investigation on the impact behavior of hybrid composite plates [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(5): 1256-1262.
- [21] Sun Baozhong, Hu Dongmei, Gu Bohong. Transverse impact damage and energy absorption of 3-D multi-structured knitted composite [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2009, 40(6): 572-583.
- [22] Zhu D, Gencoglu M, Mobasher B. Low velocity flexural impact behavior of AR glass fabric reinforced cement composites [J]. *Cement and Concrete Composites*, 2009, 31(6): 379-387.
- [23] Menna C, Asprone D, Caprino G, Lopresto V, Prota A. Numerical simulation of impact tests on GFRP composite laminates [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2011, 38(8/9): 677-685.
- [24] Chang F K, Chang K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentration [J]. *Journal of Composite Materials*, 1987, 21(9): 834-855.
- [25] Chmanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composites [J]. *Journal of Composite Materials*, 1999, 33(24): 2248-2280.