

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20161018.005

编织复合材料机身隔框的冲击动力学特性

高宾华, 任毅如*

(湖南大学 机械与运载工程学院, 长沙 410082)

摘要: 为提高飞行器的适坠性能, 对二维三轴编织复合材料机身隔框的冲击动力学特性进行研究。基于连续介质损伤力学建立了机身隔框在冲击载荷作用下的有限元模型。该模型根据不可逆热力学理论并结合 Weibull 分布建立损伤扩张准则, 采用 Hashin 失效准则确定损伤阈值函数。在迭代过程中, 剪应力与正应力相互耦合, 且分别考虑材料在纵向和横向的损伤破坏。在此基础上研究了材料参数变化对机身隔框冲击动力学性能的影响, 并对各种情况下的瞬态动力学特征和能量吸收特性进行对比分析。数值结果表明该有限元模型能够准确求解编织复合材料机身隔框的非线性瞬态动力学问题, 载荷峰值和吸收的能量分别与试验结果相差 1.5% 和 4.7%, 且纵向的弹性模量和压缩强度等材料参数对机身隔框的冲击动力学响应影响较大。

关键词: 适坠性; 吸能结构; 机身隔框; 编织复合材料; 冲击响应

中图分类号: TB330 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2017)08-1780-08

Impact dynamic characteristics of braided composite fuselage frame

GAO Binhua, REN Yiru*

(College of Mechanical and Vehicle Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China)

Abstract: To improve the crashworthiness of aircraft, the impact dynamic characteristics of 2D triaxial braided composite fuselage frame were investigated. Based on continuum damage mechanics, a finite element model of the fuselage frame under impact load was developed where irreversible thermodynamic theory combined with Weibull distribution and Hashin failure criterion were utilized to establish the damage growth law and determine damage threshold function, respectively. Shear stress was coupled with normal stress and the damage modes in both longitudinal and transverse direction of the material were considered independently in the iteration procedure. On this basis, the effects of varying material parameters on the impact dynamic performances of the frame were analyzed, and the transient response characteristics and energy absorption behaviors were compared further. Numerical results show that the finite element model is able to deal with this nonlinear transient dynamical problem accurately. The deviation between the simulation and the test on peak load is 1.5%, while absorbed energy is 4.7%. Besides, the longitudinal material parameters such as Young's modulus and compression strength have a significant influence on the dynamic response of the fuselage frame.

Keywords: crashworthiness; energy absorbing structure; fuselage frame; braided composite; impact response

适坠性能是指飞行器在紧急迫降事故中, 通过自身结构变形或破坏来保护乘员安全的能力。为了最大程度的提高在可生存的坠撞事故中乘员的生存率, 包括中国在内的各个国家均制定了严格的适航条例。中国民用航空规章关于运输类飞机适坠性方面

的条款(CCAR-25)有四十多条, 其中在条款 25.561 中规定, 结构的设计必须能在轻度撞损着陆过程中并在正确使用座椅、安全带和所有其他为安全设计的设备等条件下, 给每位乘员以避免严重受伤的一切合理机会^[1]。因此, 适坠性是飞机结构设计所必

须考虑的一个重要问题。

为了验证并提升飞机的适坠性,各国开展了大量的研究工作。主要包括各种复合材料力学性能测试和实验技术^[2]、典型吸能结构能量吸收机制^[3-4]、连接件破坏模式^[5]、结构坠撞^[6]和多尺度建模^[7-9]等方面。为了尽可能降低乘员所承受的冲击载荷,必须采用合理的吸能结构来改善飞机的适坠性能。NASA Langley 研究中心对吸能结构进行过较深入的研究,提出了夹芯板结构、杆系结构、管状结构和泡沫填充结构四种不同的地板下部吸能结构形式,并证明泡沫结构的吸能效率最高^[10]。欧盟的“CRASURV”计划中设计了波纹梁结构,并进行了一系列静力学和动力学试验^[11]。与此同时,国内学者也开展了大量关于飞行器吸能结构设计研究工作^[12-17]。

机身隔框是机身结构的主要承力部件之一。Carden 等^[18]研究表明,在坠撞过程中机身隔框能够吸收一半以上的冲击动能,是最重要的机身吸能结构。Perez 等分析了 I 型截面叠层复合材料机身隔框和 J 型截面编织复合材料机身隔框在准静态载荷作用下的响应^[19]。Pilkington 进一步对 J 型截面编织复合材料机身隔框在冲击载荷下的响应特性进行试验研究和有限元分析,但数值模拟结果与试验差异较大^[20]。由于编织复合材料机身隔框的材料参数对缺陷非常敏感,且冲击过程涉及多种破坏机制,如何建立准确的力学模型是一个极其困难的问题。目前公开发表的文献中极少关于编织复合材料机身隔框模型的研究。为了获得准确的编织复合材料机身隔框的冲击动力学特性,亟需开展相关的研究。

本文针对 2X2 型二维三轴编织碳/环氧树脂基复合材料典型民机机身隔框,基于 Hashin 失效准则建立了其在冲击载荷作用下的有限元模型。采用显式动力学有限元分析方法,对材料的弹性常数、基本强度、极限应变和有效失效应变对机身隔框的载荷响应、吸能特性和破坏模式的影响进行了研究,得到了材料参数对编织复合材料机身隔框的冲击动力学特性的影响规律。

1 复合材料损伤模型

编织复合材料机身隔框在冲击过程中的损伤破坏涉及到纤维断裂、纤维扭结、基体开裂和纤维和基体界面脱粘等多种模式,合理选择能够表征这些

破坏模式的材料模型对于数值仿真结果的准确性至关重要。为了建立合理的数值模型,提出如下四个基本假设:(1)材料为均质连续且正交各向异性;(2)材料本构关系为线弹性的,任何非线性响应都是由微缺陷引起的损伤造成的;(3)材料的损伤可以用有效承载面积的缩减来表征;(4)均质连续性假设和正交各向异性假设在材料处于任何损伤状态均成立^[21]。

1.1 本构关系

为了描述材料的损伤特性,引入一组损伤演化变量 $\omega = (\omega_{1c, t}, \omega_{2c, t}, \omega_{12})^T$, 其中, $\omega_{1c, t}$, $\omega_{2c, t}$ 和 ω_{12} 分别表示损伤对材料纵向,横向及剪切方向承载能力的影响。 ω_i 的取值范围为 0 到 1, ω_i 等于 0 表示材料无损伤,等于 1 则完全损伤。下角标 1、2 表示编织复合材料的纵向(编织方向)和横向;下角标 t、c 表示拉伸和压缩;记号 $(\cdot)_{1c, t}$ 和 $(\cdot)_{2c, t}$ 分别表示材料纵向和横向与拉伸或压缩相关的材料参数,如:

$$\omega_{1c} = \begin{cases} (\sigma_{1c} / \sigma_{11}) \geq 0 \\ (\sigma_{1t} / \sigma_{11}) < 0 \end{cases}$$

根据等效应变假设,有效应力与名义应力的关系:

$$\hat{\sigma} = M\sigma \tag{1}$$

式中, $\sigma = (\sigma_1, \sigma_2, \sigma_{12})^T$ 为名义应力; $\hat{\sigma} = (\hat{\sigma}_1, \hat{\sigma}_2, \hat{\sigma}_{12})^T$ 为有效应力; M 为损伤算子:

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{1 - \omega_{1c, t}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1 - \omega_{2c, t}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1 - \omega_{12}} \end{bmatrix} \tag{2}$$

根据线弹性假设,材料本构方程:

$$\varepsilon = H_0 \hat{\sigma} \tag{3}$$

式中: $\varepsilon = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, 2\varepsilon_{12})^T$ 为材料的应变; H_0 为未考虑损伤的柔度矩阵:

$$H_0 = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中: E 为弹性模量; G 为剪切模量; ν 为泊松比。

由式(1)~式(4)得到考虑损伤的材料本构方程:

$$\varepsilon = H_0 M \sigma = H \sigma \tag{5}$$

H 为考虑损伤的柔度矩阵:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-\omega_{1c,t})E_1} & -\frac{\nu_{21}}{(1-\omega_{2c,t})E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{(1-\omega_{1c,t})E_{22}} & \frac{1}{(1-\omega_{2c,t})E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-\omega_{12})G} \end{bmatrix} \quad (6)$$

材料的刚度矩阵由柔度矩阵取逆得到:

$$\mathbf{C} = \mathbf{H}^{-1} = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-\omega_{1c,t})E_1 & (1-\omega_{1c,t})(1-\omega_{2c,t})\nu_{21}E_2 & 0 \\ (1-\omega_{1c,t})(1-\omega_{2c,t})\nu_{12}E_1 & (1-\omega_{2c,t})E_2 & 0 \\ 0 & 0 & D(1-\omega_{12})G \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, $D = 1 - (1 - \omega_{1c,t})(1 - \omega_{2c,t})\nu_{12}\nu_{21} > 0$ 。

1.2 加载和卸载准则

采用 Hashin 失效准则确定加载函数, 剪应力与材料纵向和横向的正应力相互耦合。分别考虑材料在不同方向的损伤状态, 在加载面内材料的损伤状态不发生改变, 如下两式:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_{c,t}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 - 1 = 0 \quad (8)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_{c,t}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 - 1 = 0 \quad (9)$$

式中, X 、 Y 和 S 为编织物纵向、横向和剪切强度。将有效应力代入 Hashin 准则得到加载函数 $f(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega})$:

$$f_{1c,t} \equiv \boldsymbol{\sigma}^T \mathbf{F}_{1c,t} \boldsymbol{\sigma} - \gamma_{1c,t} = 0 \quad (10)$$

$$f_{22c,t} \equiv \boldsymbol{\sigma}^T \mathbf{F}_{2c,t} \boldsymbol{\sigma} - \gamma_{2c,t} = 0 \quad (11)$$

其中:

$$\mathbf{F}_{1c,t} = \begin{bmatrix} [(1-\omega_{1c,t})X_{c,t}]^{-2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [(1-\omega_{12})S]^{-2} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_{2c,t} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & [(1-\omega_{2c,t})Y_{c,t}]^{-2} & 0 \\ 0 & 0 & [(1-\omega_{12})S]^{-2} \end{bmatrix}$$

为求解简便, 由式(10)、式(11)得应变空间内的加载函数 $g(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\omega})$:

$$g_{1c,t} \equiv \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \mathbf{F}_{1c,t} \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} - \gamma_{1c,t} = 0 \quad (12)$$

$$g_{2c,t} \equiv \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \mathbf{F}_{2c,t} \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} - \gamma_{2c,t} = 0 \quad (13)$$

损伤阈值函数 $\gamma(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\omega})$:

$$\gamma_{1c,t} = \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \mathbf{F}_{1c,t} \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (14)$$

$$\gamma_{2c,t} = \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \mathbf{F}_{2c,t} \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (15)$$

加载和卸载准则由加载函数 $g(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\omega})$ 的梯度和应变

率的夹角决定(式(16)), 当二者夹角为锐角时, 为加载状态。卸载和中性变载均未产生新的塑性变形, 损伤变量保持不变。加载时产生新的塑性变形, 损伤变量按照式(17)更新。

$$g = 0, \begin{cases} \frac{\partial g}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}} d\boldsymbol{\varepsilon} > 0 & \text{加载} \\ \frac{\partial g}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}} d\boldsymbol{\varepsilon} = 0 & \text{中性变载} \\ \frac{\partial g}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}} d\boldsymbol{\varepsilon} < 0 & \text{卸载} \end{cases} \quad (16)$$

1.3 损伤扩展准则

根据不可逆热力学原理, 损伤演化变量 $\boldsymbol{\omega}$ 定义为

$$\omega_i = \begin{cases} 1 - \exp\left[-\frac{1}{m_i} e \left(\frac{\varepsilon_i}{\varepsilon_{uf}}\right)^{m_i}\right], & |\sigma_i| \leq |\sigma_{\max}|_i \\ 1 - \frac{\alpha_i \varepsilon_{qi}}{\varepsilon_u}, & |\sigma_i| > |\sigma_{\max}|_i \end{cases} \quad (17)$$

式中: 下角标 $i=1c, t, 2c, t$ 和 12 ; ε 为应变分量; ε_{uf} 为材料在 i 方向的基本强度与基本刚度之比; e 为自然对数的底数; $\sigma_{\max}$ 为应力极限; 缩放因子 α 决定应力峰值后材料的最小承载应力, 以避免求解过程中的局域性效应; m 为威布尔形参数:

$$m_i = 1 / \ln \left(\frac{\varepsilon_{ui}}{\varepsilon_{qi}} \right) \quad (18)$$

式中, ε_u 为极限应变。另外, 在损伤模型中引入有效失效应变 ε_{ef} , 当材料的有效应变值大于设定的有效失效应变值时, 单元立即删除, 如下式:

$$\varepsilon_{ef} = \sqrt{\frac{4}{3} (\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2 + \varepsilon_4^2 + \varepsilon_5^2 + \varepsilon_6^2)} \quad (19)$$

图 1 为纵向拉伸应力缩放因子 α_{1t} 变化所对应的损伤材料模型的应力-应变曲线。

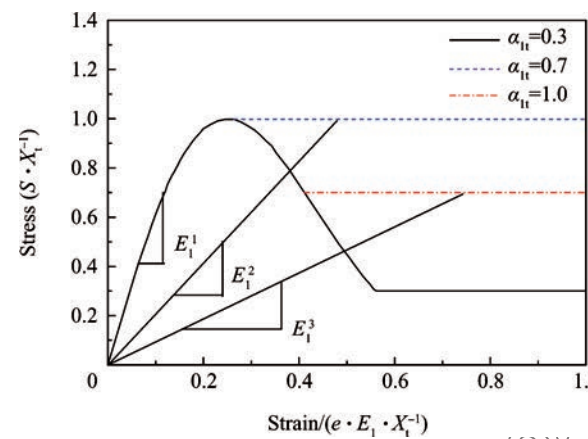


图1 纵向拉伸应力缩放因子 α_{1t} 变化对编织复合材料损伤模型应力-应变曲线的影响($E_1^1 > E_1^2 > E_1^3$, 表示刚度折减)
Fig. 1 Effect of varying the scaling factor for longitudinal tension stress α_{1t} on stress-strain curve of damage model of braided composite ($E_1^1 > E_1^2 > E_1^3$, stiffness discount)

2 机身隔框试件的冲击试验

机身隔框试件如图 2 所示, J 形截面, 呈圆弧形, 名义半径 3 048 mm, 包角 48°。试件材料为 2X2 型 $[0_{18k}/\pm 64_{6k}]$ 二维三轴编织碳/环氧树脂基复合材料, 采用树脂传递模塑法(RTM)成型。预成形体材料为 AS-4 碳长纤维, 体积分数 39.7%。由 0°的纵向纱束和 $\pm 64^\circ$ 的编织纱束编织而成, 两个编织方向的纤维束每隔两束交叉一次, 纵向和编织方向分别含 18 000 和 6 000 根原丝, 均为小丝束。树脂材料为 3M PR500 环氧树脂。编织复合材料沿机身隔框环向布置, 材料参数如表 1 所示^[19]。

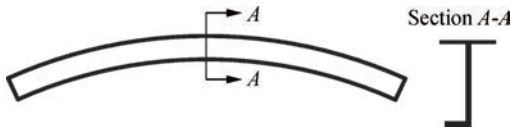


图2 编织复合材料J型截面机身隔框
Fig. 2 Braided composite J-section fuselage frame

表 1 2D 三轴编织复合材料机身隔框的材料参数
Table 1 Material parameters of the 2D triaxial braided composite fuselage frame

Parameter	Value	Parameter	Value
E_1 /GPa	48.6	X_t /MPa	630.0
E_2 /GPa	45.4	Y_c /MPa	392.2
ν_{12}	0.231	Y_t /MPa	504.3
G /GPa	13.1	S /MPa	210.0
X_c /GPa	489.0		

冲击试验装置示意图如图 3 所示。试件被嵌入到开有 J 型槽的端块中固定, 质量为 43.59 kg 的铝

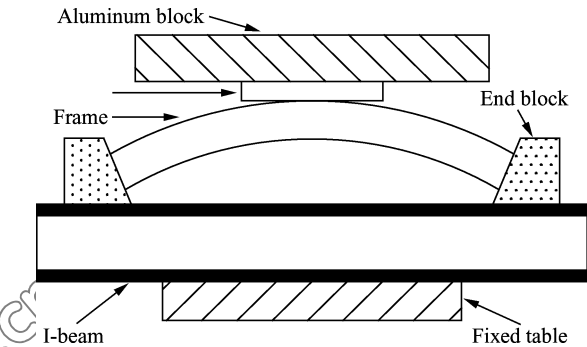


图3 编织复合材料机身隔框试验装置示意图
Fig. 3 Schematic of the braided composite fuselage frame test apparatus

块以 7.22 m/s 的初速度冲击压板。在压板作用下机身隔框首先发生弯扭组合变形, 在压板位移等于 18.15 mm 时, 冲击载荷达到最大值, 同时机身隔框外翼缘开始产生裂纹, 载荷随着裂纹的扩展而迅速下降。随后裂纹传递到外翼缘与腹板的连接处, 载荷上升并达到第二个峰值, 对应的压板位移为 21.44 mm, 同时腹板也开始产生裂纹, 此后裂纹穿透腹板, 传递到腹板与框内翼缘的连接处。最后在压板位移等于 40.10 mm 处, 内翼缘完全断裂。在冲击过程中, 机身隔框的载荷峰值和吸收的能量分别为 32.6 kN 和 696.8 J^[20]。

3 数值模型及其验证

机身隔框的有限元模型如图 4 所示, 模型由 13 760 个四边形壳单元组成, 采用了适用于翘曲分析的 Hughes-Liu 理论, 用 Jaumann 算法进行应力更新。通过在模型两端面的节点处施加单点约束使隔框模型的两端固定。压板采用实体单元模拟, 并对其施加位移边界条件来模拟冲击过程压板的运动, 压板的位移曲线由试验过程中压板的加速度曲线经过积分得到, 如图 5 所示。

采用点面主从接触模拟压板和机身隔框的接触, 接触算法为罚函数法, 每一步先检查机身隔框模型的节点是否穿透压板模型表面, 若发生穿透就在该节点和压板模型表面施加界面接触力, 以限制穿透^[22]。载荷响应由压板与机身隔框之间的界面接

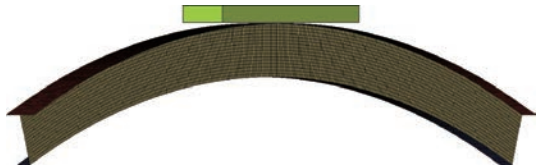


图4 机身隔框的有限元模型
Fig. 4 Finite element model of the fuselage frame

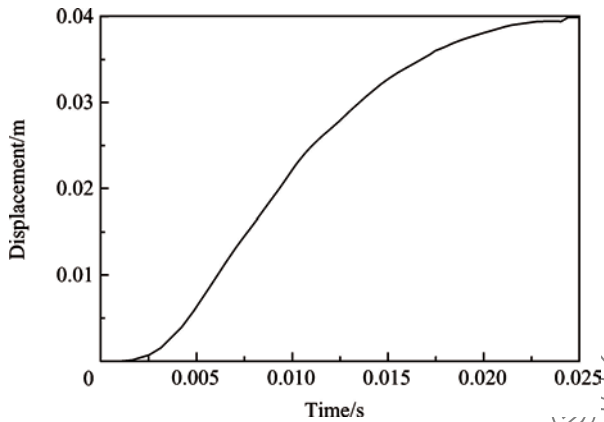


图5 二维三轴编织复合材料机身隔框冲击试验中压板的时间-位移曲线

Fig. 5 Time-displacement curve of the platen from 2D triaxial braided composite fuselage frame impact test

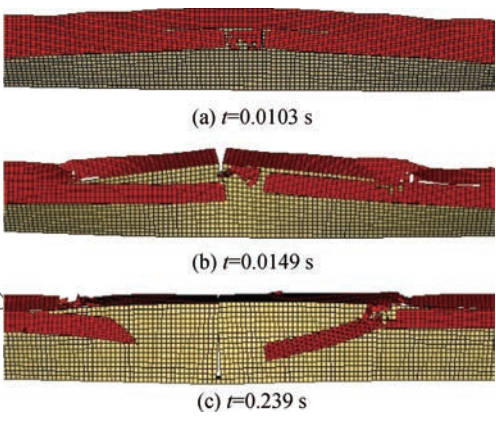


图7 编织复合材料机身隔框顶端处的破坏历程
Fig. 7 Failure sequence of braided composite fuselage frame at the apex

触力的合力通过低通数字滤波器(SAE 600 Hz)滤波得到。整个求解过程中,通过施加粘性阻尼控制沙漏变形,通过施加翘曲刚度,并假设壳的厚度保持不变,来保证求解精度和提高仿真过程的稳定性。

图6为机身隔框仿真与试验的位移-载荷响应对比曲线。可以看出,模型能够准确的描述冲击过程中的载荷响应,其中仿真载荷峰值31.7 kN,与试验相差1.5%。位移-载荷曲线积分得到模型吸收的能量664 J,与试验相差4.7%。机身隔框模型的破坏历程如图7所示。首先外翼缘外侧开始产生裂纹,并在 $t=0.0103\text{ s}$ 时,失稳扩展到与腹板的连接处(对应图6中的A点)。接着外翼缘内侧也产生裂纹,在 $t=0.0149\text{ s}$ 时,裂纹扩展到与腹板交界处,载荷随即增大并达到第二个峰值(对应图6中的点B)。随后裂纹穿透腹板,在 $t=0.0239\text{ s}$ 时,扩展到内翼缘处(对应图6中的C点)。此后,

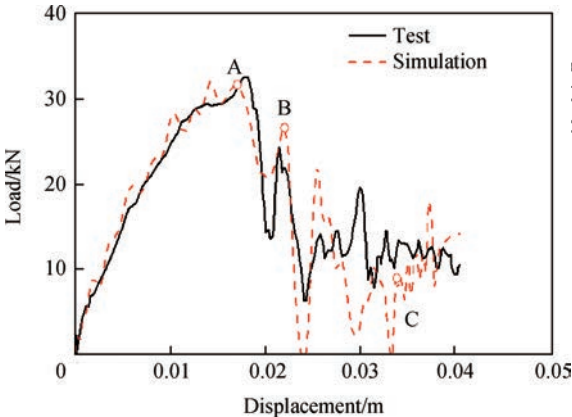


图6 机身隔框仿真与试验的位移-载荷响应对比曲线
Fig. 6 Displacement-load response curve from simulation compared with test data of fuselage frame

内翼缘没有断裂,在机身隔框顶部内翼缘处形成类似于铰接的结构,并伴有一定幅度的扭转变形。

4 材料参数对机身隔框冲击动力学特性的影响

基于所建立的数值模型,对比研究了弹性模量、强度、极限应变以及有效失效应变等材料参数对机身隔框的冲击动力学响应特性的影响。由于纵向材料参数对冲击动力学特性影响较大,而横向参数影响较小,因此主要分析纵向材料参数的影响。

4.1 纵向弹性模量的影响

不同纵向弹性模量情况下的机身隔框的冲击响应曲线分别如图8(a)和图10(a)所示。图中纵向弹性模量值分别为10 GPa、24 GPa、100 GPa。可知,随着纵向弹性模量值增加,位移-载荷曲线的初始斜率、载荷峰值和吸收的能量增大。载荷峰值和吸收的能量变化的幅度分别为67.7%和69.3%。但纵向弹性模量变化对机身隔框的破坏模式影响不大。当纵向弹性模量取值大于等于24 GPa时,与基准模型类似,内翼缘不发生断裂。只有当纵向弹性模量很小时,内翼缘才会完全断裂,见图9。

4.2 纵向压缩强度的影响

取结构纵向压缩强度值分别为100 MPa、240 MPa、1 000 MPa进行计算,结果如图8(b)和图10(b)所示。随着纵向压缩强度值增加,位移-载荷曲线的初始斜率、载荷峰值和吸收的能量都增大。载荷峰值和吸收的能量的变化幅度分别达92.7%和87.9%。另外,当纵向压缩强度取100.0 MPa或240.0 MPa时,机身隔框模型的外翼缘、腹板、内翼缘同时断裂;当纵向压缩强度取1 000.0 MPa时

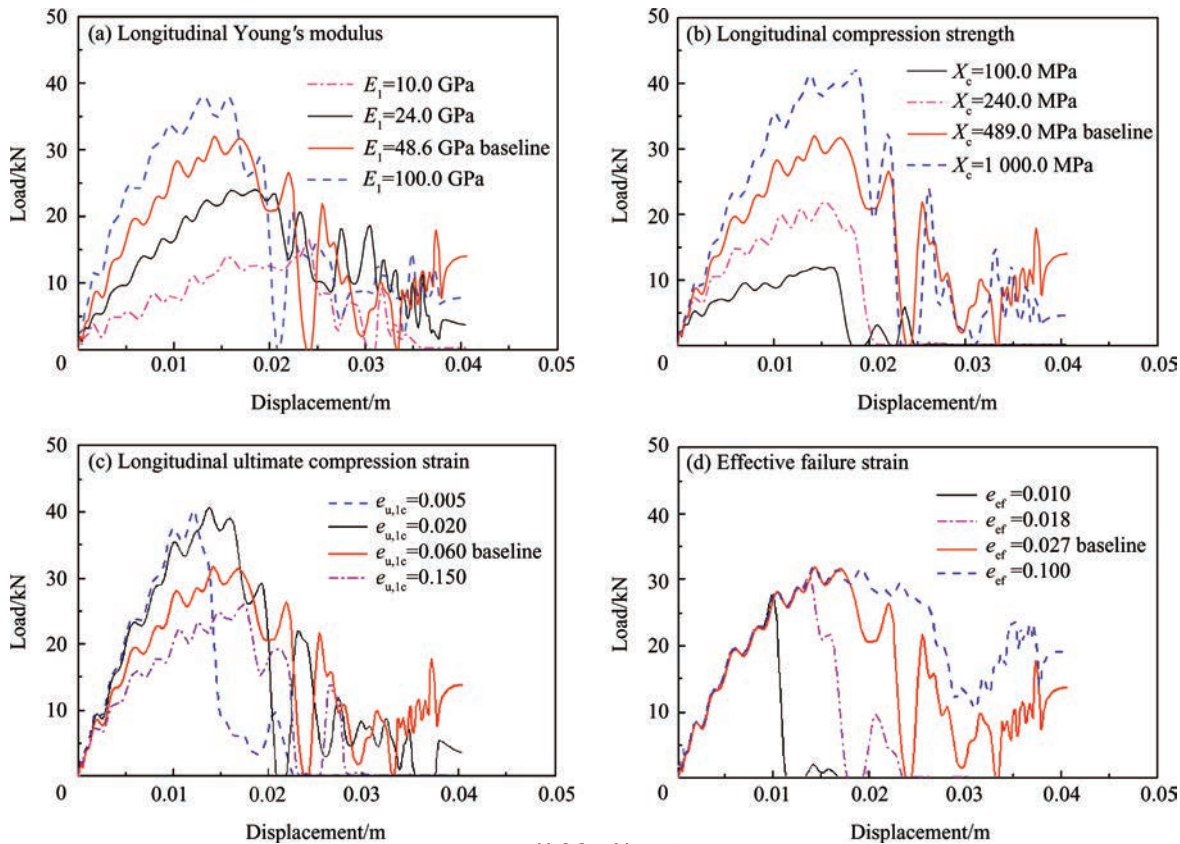


图 8 材料参数变化对编织复合材料机身隔框位移-载荷响应曲线的影响

Fig. 8 Effect of varying material parameters on the displacement-load response curve of the braided composite fuselage frame

模型的破坏模式与基准模型类似，内翼缘不发生断裂。

4.3 纵向极限压缩应变的影响

不同纵向极限压缩应变值所对应的载荷峰值和吸收的能量如图 10(c)所示。当纵向极限压缩应变等于 0.005 时，载荷峰值增加 27.4%，吸收的能量减少 51.1%；当纵向极限压缩应变等于 0.020 时，载荷峰值增加 29.3%，吸收的能量增加 0.3%；当纵向极限压缩应变等于 0.150 时，载荷峰值减少 17.7%，吸收的能量减少 37.4%。由图 8(c)和图 10(c)可以看出，随着纵向极限压缩应变的增加，位移-载荷曲线的初始斜率值减小。当纵向极限压缩应变小于 0.020 时，初始斜率和载荷峰值变化幅度很小，且纵向极限压缩应变的取值过小或过大都会使载荷峰值和吸收的能量偏小。另外，当纵向极限压缩应变等于 0.005 或 0.150 时机身隔框模型在冲击载荷作用下完全断裂，当纵向极限压缩应变等于 0.020 时，破坏模式与基准模型类似。

4.4 有效失效应变的影响

如图 8(d)和图 10(d)所示，有效失效应变值变

化对位移-载荷曲线的初始斜率没有影响，但随着有效失效应变值的增加，机身隔框在较大的位移处才开始破坏，使模型吸收的能量增大，载荷峰值也呈现增大趋势。载荷峰值和吸收的能量变化幅度分别为 12.3%和 10.2%。另外，当有效失效应变取 0.010 或 0.018 时，机身隔框模型的外翼缘、腹板、内翼缘几乎同时断裂(图 9)；当有效失效应变等于 0.100 时，模型的破坏模式与基准模型类似，内翼缘不发生断裂。



图 9 机身隔框完全断裂

Fig. 9 Fully fractured fuselage frame

由以上分析得出，纵向弹性模量、纵向压缩强度、纵向极限压缩应变和有效失效应变值变化对机身隔框的冲击载荷响应和能量吸收影响很大。机身隔框的破坏形式随材料参数值的变化而变化，在特定的参数值下机身隔框的外翼缘、腹板、内翼缘会同时断裂。

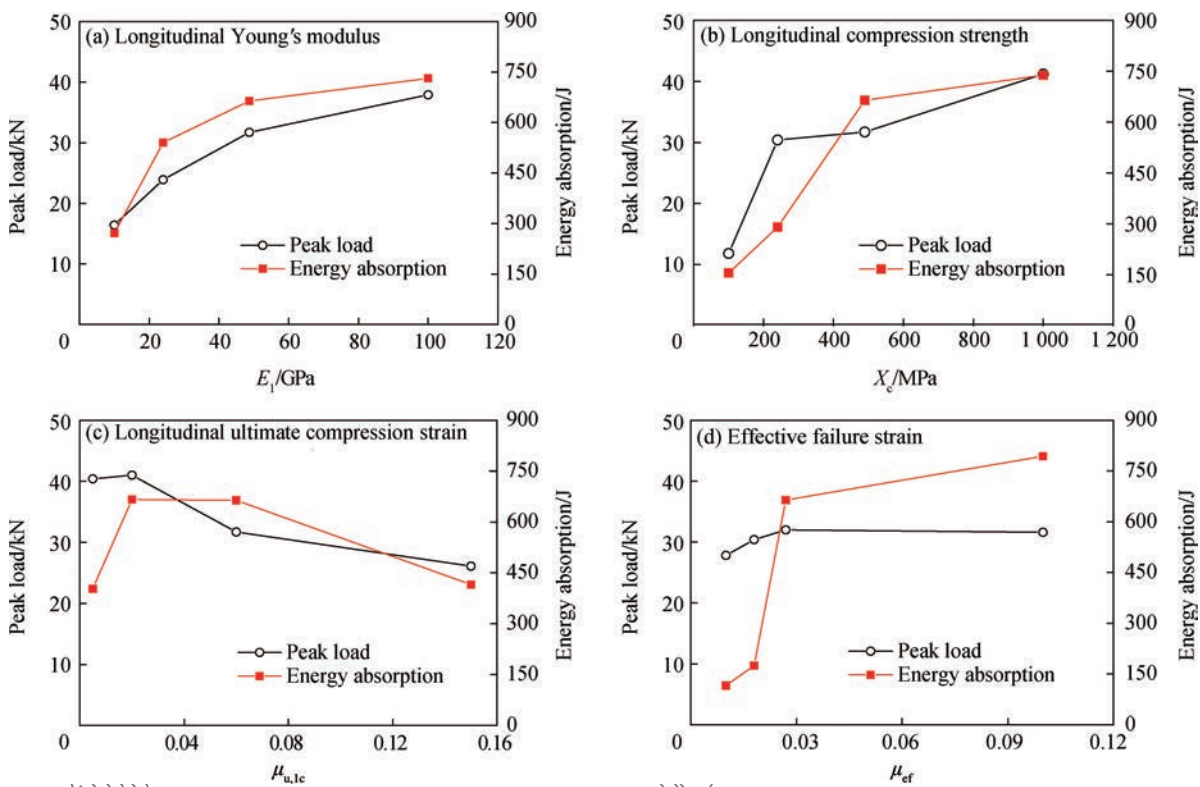


图 10 材料参数变化对机身隔框的载荷峰值和能量吸收的影响

Fig. 10 Effect of varying material parameters on both Peak load and energy absorption of the fuselage frame

5 结 论

(1) 基于连续介质损伤力学理论建立了编织复合材料机身隔框的冲击动力学模型。该模型能够准确模拟 2X2 型二维三轴编织复合材料机身隔框试件在径向冲击载荷作用下的载荷响应和能量吸收。

(2) 编织复合材料机身隔框模型在冲击载荷作用下，首先发生弯扭组合变形，接着外翼缘开裂，随后裂纹穿透腹板并扩展到与内翼缘的连接处，但内翼缘的破坏形式随材料参数值的变化而变化。

(3) 编织复合材料机身隔框试件在径向冲击载荷作用下位移-载荷响应曲线的初始斜率、载荷峰值和吸收的冲击动能随着纵向弹性模量、纵向压缩强度值的增加而增大。位移-载荷响应曲线的初始斜率值随着纵向极限压缩应变的增加而减小。吸收的能量随着有效失效应变值增加而增大。

参考文献：

[1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部：运输类飞机适航标准：CCAR-25-R4[S]. 北京：中国民用航空总局，2011. Civil Aviation Administration of China. China Civil Aviation Regulation: 25—Airworthiness standard of transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administra-

tion of China, 2011 (in Chinese).

[2] POE C C, DEXTER H B, RAJU I S. Review of the NASA textile composites research[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36 (5): 876-884.

[3] 刘华, 朱小芹, 杨嘉陵. 冲击载荷下受轴向约束的点阵材料夹芯筒支梁[J]. 北京航空航天大学学报(自然科学版), 2009, 35(12): 1451-1454. LIU Hua, ZHU Xiaoqin, YANG Jialing. Impulsive loading of simply supported lattice truss core sandwich beams with axial restraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (Natural Sciences Edition), 2009, 35 (12): 1451-1454 (in Chinese).

[4] REN Yiru, XIANG Jinwu. The crashworthiness of civil aircraft using different quadrangular tubes as cabin-floor struts [J]. International Journal of Crashworthiness, 2011, 16(3): 253-262.

[5] LANGRAND B, DELETOMBE E, MARKIEWICZ E, et al. Riveted joint modeling for numerical analysis of airframe[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2001, 38(1): 21-44.

[6] JACKSON K E, BOITNOTT R L, FASANELLA E L, et al. A summary of DOD-sponsored research performed at NASA Langley's impact dynamics research facility[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(1): 59-69.

[7] HUGHES K, CAMPBELL J, VIGNJEVIC R. Application of the finite element method to predict the crashworthy re-

- sponse of a metallic helicopter under floor structure onto water[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2008, 35(5): 347-362.
- [8] 任毅如, 向锦武, 罗漳平, 等. 飞行器机身结构耐撞性分析与设计[J]. *工程力学*, 2013, 30(10): 296-304.
- REN Yiru, XIANG Jinwu, LUO Zhangping, et al. Crashworthiness analysis and design of aircraft fuselage structure[J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(10): 296-304 (in Chinese).
- [9] 胡大勇, 杨嘉陵, 王赞平, 等. 某型飞机水上迫降数值化模型[J]. *北京航空航天大学学报(自然科学版)*, 2008, 34(12): 1369-1374.
- HU Dayong, YANG Jialing, WANG Zanping, et al. Numerical model for a commercial aircraft water landing[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (Natural Sciences Edition)*, 2008, 34(12): 1369-1374 (in Chinese).
- [10] JACKSON K E, FASANELLA E L, KELLAS S. Development of a scale model composite fuselage concept for improved crashworthiness[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 95-103.
- [11] FERABOLIM. Development of a corrugated test specimen for composite materials energy absorption[J]. *Journal of Composite Materials*, 2008, 42(3): 229-256.
- [12] 任毅如, 向锦武, 罗漳平, 等. 客舱地板斜撑杆对民机典型机身段耐撞性能的影响[J]. *航空学报*, 2010, 31(2): 271-276.
- REN Yiru, XIANG Jinwu, LUO Zhangping, et al. Effect of Cabin-floor oblique strut on crashworthiness of typical civil aircraft fuselage section[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(2): 271-276 (in Chinese).
- [13] 郑建强, 向锦武, 罗漳平, 等. 民机机身耐撞性设计的波纹板布局[J]. *航空学报*, 2010, 31(7): 1396-1402.
- ZHENG Jianqiang, XIANG Jinwu, LUO Zhangping, et al. Crashworthiness layout of civil aircraft using waved-plate for energy absorption[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(7): 1396-1402. (in Chinese)
- [14] 刘小川, 郭军, 孙侠生, 等. 民机机身段和舱内设施坠撞试验及结构适坠性评估[J]. *航空学报*, 2013, 34(9): 2130-2140.
- LIU Xiaochuan, GUO Jun, SUN Xiasheng, et al. Drop test and structure crashworthiness evaluation of civil airplane fuselage section with cabin interiors[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(9): 2130-2140 (in Chinese).
- [15] SHI Q, DAI D, CAO Z. Tensile failure strength analysis and experimental confirmation of stitch reinforced composite of T-stiffened structure[J]. *Polymers & Polymer Composites*, 2012, 20(3): 307-312.
- [16] 任毅如, 向锦武, 郑建强, 等. 典型民机机身段水上冲击数值模拟方法及其耐撞性研究[J]. *工程力学*, 2016, 33(5): 241-248.
- REN Yiru, XIANG Jinwu, ZHENG Jianqiang, et al. Research on the numerical method and crashworthiness of typical civil aircraft fuselage for water impact[J]. *Engineering Mechanics*, 2016, 33(5): 296-304 (in Chinese).
- [17] 郑建强, 向锦武, 罗漳平, 等. 民机机身下部结构耐撞性优化设计[J]. *航空学报*, 2012, 33(4): 640-649.
- ZHENG Jianqiang, XIANG Jinwu, LUO Zhangping, et al. Crashworthiness optimization of civil aircraft subfloor structure[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(4): 640-649 (in Chinese).
- [18] CARDEN H D, BOITNOTT R L, FASANELLA E L. Behavior of composite/metal aircraft structural elements and components under crash type loads—What are they telling us? [R]. NASA-TM-102681, 1990.
- [19] PEREZ J G. Energy absorption and progressive failure response of composite fuselage frames[D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1999.
- [20] PILKINGTON O L. Impact response and failure of a textile composite fuselage frame[D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2004.
- [21] MATZENMILLER A, LUBLINER J, TAYLOR R L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites[J]. *Mechanics of Materials*, 1995, 20(2): 125-152.
- [22] HALLQUIST J O. LS-DYNA theory manual[M]. Livermore: Livermore Software Technology Corporation, 2006: 523-524.