

复合材料 Ω 形加筋壁板低速冲击 渐进损伤及剩余强度分析



余芬¹, 崔乃葳¹, 安伯宁², 王威¹

1. 中国民航大学, 天津 300300

2. 中国南方航空工程技术分公司, 辽宁 沈阳 110169

摘要:研究复合材料 Ω 形加筋壁板结构在不同能量及位置的低速冲击作用下的渐进损伤及其冲击后剩余强度具有重要意义。通过编写 VUMAT 子程序,将选择的三维 Hashin 失效准则及刚度退化模式加入渐进损伤模型中并与文献中试验进行对照,进一步研究不同冲击位置及不同冲击能量对于模型冲击载荷、渐进损伤及剩余强度的影响。结果表明,在加强筋中央位置处冲击对结构剩余强度影响最大;相同冲击位置处,冲击能量越大,结构损伤越严重,剩余强度越小。这为复合材料 Ω 形加筋壁板的结构设计提供了参考。

关键词:复合材料; Ω 形加筋壁板; VUMAT; 低速冲击; CAI; 渐进损伤模型

中图分类号: TB332

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.01.004

复合材料 Ω 形加筋壁板的长桁截面尺寸较大,两边与蒙皮相连接形成一个闭合截面,具有很高的受压稳定性,可以承受很高的载荷,是机身结构形式的发展趋势,最新研制的波音 787、空客 A350 都采用这种结构形式^[1-3]。飞机在装配、使用、维修期间,其机身结构的不同位置不可避免地会承受各种冲击载荷的作用^[4-5]。其中,低速冲击由于能量较低,结构吸收冲击能量后表面损伤往往不明显,从而忽视内部纤维断裂、基体开裂、层间分层等损伤^[6-7],这些损伤会极大地降低复合材料冲击后压缩(CAI)强度,对复合材料结构在使用中的安全性构成严重威胁^[8]。因此,研究复合材料 Ω 形加筋壁板结构在不同冲击能量及冲击位置的低速冲击作用下的渐进损伤模式及其冲击后剩余强度具有重要意义。

A. Riccio^[9]等学者提出了同时采用 Cohesive 单元和三维 Hashin 失效准则的复合材料 Ω 形加筋壁板低速冲击模型,并与模型层间添加内聚力单元(INTRA)损伤模型、采用二维 Hashin 失效准则(INTRA)损伤模型进行对比;M.R. Abir^[10]等研究了不同冲击能量及网格尺寸对复合材料层合板结构的损伤形状、损伤面积及剩余强度的影响;孙旋^[11]等通过对比工字形复合材料加筋壁板低速冲击模型在同一冲击能量下不同冲击位置所得冲击力及冲击损伤面积,研究

了冲击位置对于结构冲击损伤情况的影响;Sun^[12]等通过试验研究了不同冲击能量对于T形复合材料加筋壁板结构表面损伤的可视程度、内部损伤及其剩余强度的影响。Zou^[13]等采用试验和数值模拟相结合的方法,研究了帽形复合材料加筋板在不同冲击位置和冲击能量下的损伤模式及其对压缩损伤发展和破坏的影响。

总体来说,对于不同形状的复合材料加筋壁板结构的低速冲击及冲击后压缩的研究在工程领域一直都是热门问题,但通过有限元的方法建立准确的渐进损伤模型,同时考虑不同冲击能量和冲击位置对复合材料 Ω 形加筋壁板的低速冲击和剩余强度研究却鲜有报道。本文通过编写 VUMAT 子程序,将所选择的考虑分层损伤三维失效判据和刚度退化模式加入渐进损伤模型中,并与参考文献[9]中试验对比验证。进一步研究所选不同冲击位置及不同冲击能量对于模型冲击载荷、渐进损伤及剩余强度的影响,为复合材料 Ω 形加筋壁板的结构设计提供了参考。

1 基础理论

1.1 失效准则

目前,最常用的复合材料失效准则是 Hashin 失效准则。

收稿日期: 2022-09-01; 退修日期: 2022-11-12; 录用日期: 2022-12-15

引用格式: Yu Fen, Cui Naiwei, An Boning, et al. Numerical study on low-velocity impact and compression-after-impact behavior of omega stiffened composite panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(01): 28-36. 余芬, 崔乃葳, 安伯宁, 等. 复合材料 Ω 形加筋壁板低速冲击渐进损伤及剩余强度分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(01): 28-36.

本文选用考虑分层损伤的三维 Hashin 失效准则来预测复合材料Ω形加筋壁板结构的强度。

纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

纤维压缩失效 ($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

基体拉伸失效 ($\sigma_{22} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

基体压缩失效 ($\sigma_{22} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

纤维基体剪切失效 ($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (5)$$

层间拉伸失效 ($\sigma_{33} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 = 1 \quad (6)$$

层间压缩失效 ($\sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 = 1 \quad (7)$$

1.2 参数退化模式

本文在 Tserpes^[14]等提出的参数退化准则基础上,将材料失效后参数退化为0的部分,修改为失效之前材料属性的0.1倍,避免了计算中发生畸变,从而更准确地对模型的刚度退化方式进行预测,本文所用参数退化方式见表1。

1.3 VUMAT 子程序在 ABAQUS 中的应用

本文通过编写 VUMAT 子程序,通过 ABAQUS 有限元软件实现了失效准则及失效单元刚度的退化并更新模型应变及应力。子程序的计算流程如图1所示。

2 有限元模型和验证

2.1 有限元模型建立

本文所用复合材料Ω形加筋壁板的铺层角度为[0/90/90/0],每层厚度为0.3mm。采用C3D8R减缩积分单元对模型进行网格划分,网格尺寸为4mm。

模型采用“all-with-self”通用接触建立约束,接触面间的摩擦系数为0.5。本模型选用的材料是在航空领域广泛应用的碳纤维增强复合材料(CFRP),其具体材料参数见表

表1 刚度退化模式

Table 1 Stiffness degradation model

损伤类型	材料参数退化方式
基体拉伸	$E_{22} = 0.2E_{22}^0, G_{12} = 0.2G_{12}^0, G_{23} = 0.2G_{23}^0$
基体压缩	$E_{22} = 0.4E_{22}^0, G_{12} = 0.4G_{12}^0, G_{23} = 0.4G_{23}^0$
纤维拉伸	$E_{ii} = 0.07E_{ii}^0 (i = 1, 2, 3), G_{ij} = 0.07G_{ij}^0, \nu_{ij} = 0.07\nu_{ij}^0 (i, j = 1, 2, 3, i \neq j)$
纤维压缩	$E_{ii} = 0.14E_{ii}^0 (i = 1, 2, 3), G_{ij} = 0.14G_{ij}^0, \nu_{ij} = 0.14\nu_{ij}^0 (i, j = 1, 2, 3, i \neq j)$
纤维基体剪切	$G_{12} = 0.1G_{12}^0, \nu_{12} = 0.1\nu_{12}^0$
分层	$E_{33} = 0.1E_{33}^0, G_{23} = 0.1G_{23}^0, G_{13} = 0.1G_{13}^0, \nu_{23} = 0.1\nu_{23}^0, \nu_{13} = 0.1\nu_{13}^0$

注:右上角标为0代表失效前的材料参数

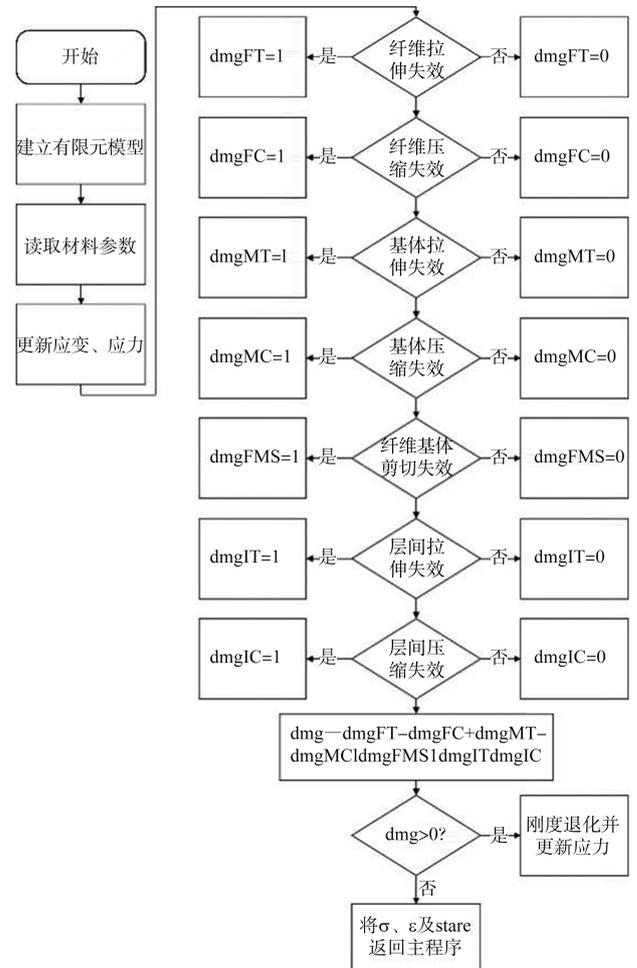


图1 VUMAT 子程序流程

Fig.1 Flow chart of VUMAT

2、表3。

模型长368mm,宽246mm。低速冲击阶段中,模型四边固支,冲头沿Z轴方向冲击模型。轴向压缩阶段中,模型AB端完全固支,CD端沿X轴施加相应位移。具体几何参数及边界条件如图2所示。

半球形冲击头通过旋转离散刚体的方式建立,半径为

表2 模型材料属性

Table 2 Material properties

材料属性	数值
E_{11}/MPa	130050
E_{22}/MPa	11550
E_{33}/MPa	11550
G_{12}/MPa	6000
G_{13}/MPa	6000
G_{23}/MPa	6000
ν_{12}	0.312
ν_{13}	0.312
ν_{23}	0.312

表3 模型层间强度

Table 3 Intra-laminar strengths

性能指标	数值/MPa
X_T	1250
X_C	850
$Y_T=Z_T$	65
$Y_C=Z_C$	200
S_{12}	75
S_{13}	75
S_{23}	35

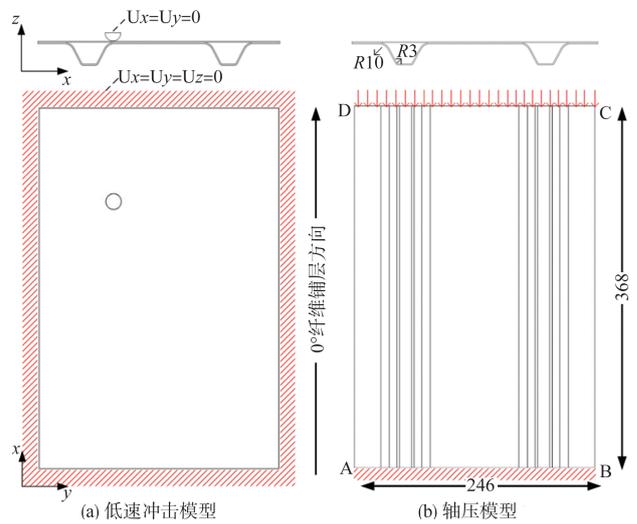


图2 模型几何参数及边界条件

Fig.2 Geometrical model and boundary condition

8mm。通过改变冲击头的质量及冲击速度来改变冲击能量。冲击能量为15J时,冲头质量为3.64kg,冲击速度为2.87m/s;冲击能量为25J时,冲头质量为5.64kg,冲击速度为2.97m/s。所选择4个不同冲击位置具体如图3所示,其中图3(a)位置位于加强筋边缘与蒙皮接触处、图3(b)位置位于两侧加强筋间中央处、图3(c)位置位于左侧加强筋中央处、图3(d)位置则是从加强筋一侧冲击结构,位于加强筋中央处。以上4个冲击位置可以较好地涵盖复合材料Ω形加强筋板结构可能出现的冲击位置。且在后文中用A、B、C、D代指图3中(a)、(b)、(c)、(d)所示冲击位置。

2.2 有限元模型验证

为了验证本文模型的准确性,将A冲击位置所得模型仿真结果与参考文献[9]中的试验结果进行对比。本文所得时间—冲击力曲线分别如图4、图5所示,时间—能量曲线分别如图6、图7所示。试验结果显示,复合材料Ω形加强筋壁板在15J和25J的冲击能量作用过程中,所承受的最大冲击力分别为3001.67N和3648.93N,本文模型预测的最大冲击力分别为3010N和3678.19N,误差分别为0.27%和0.8%,误差较小。能量—时间曲线中,文献中试验数据曲线上升阶段代表落锤试验中冲击速度从0m/s加速到所需冲击速度的过程。为了提高计算效率,本文将冲击头的冲击

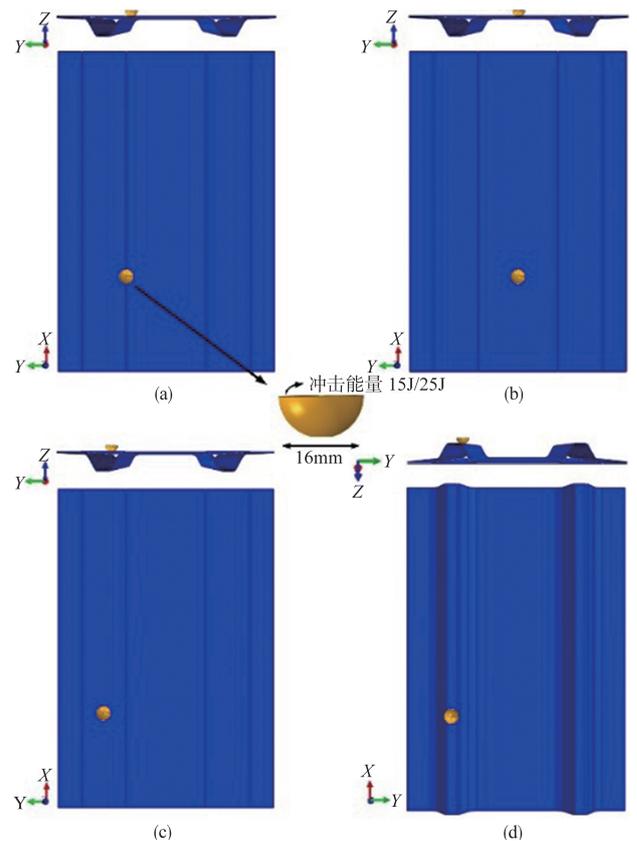


图3 冲击位置和有限元模型

Fig.3 Impact position and FEM

速度始终保持在试验最终的冲击速度。如图6所示,15J冲击能量作用下,模型预测的冲击能量损耗为8.8J,相比于文献中的试验数据8.1J误差为8.6%;如图7所示,25J冲击能量作用下,模型预测的冲击能量损耗为9.5J,而文献中的试

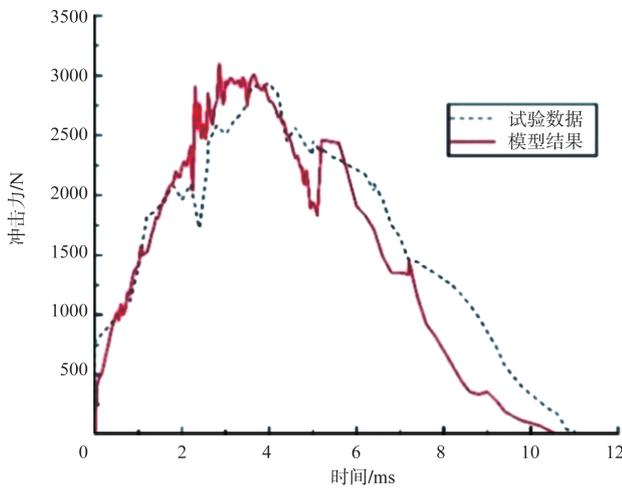


图4 时间—冲击力曲线(15J)
Fig.4 Time vs force curve(15J)

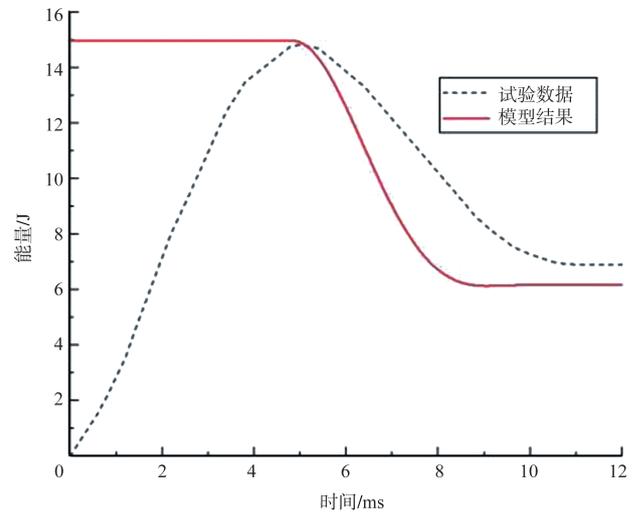


图6 时间—能量曲线(15J)
Fig.6 Time vs energy curve(15J)

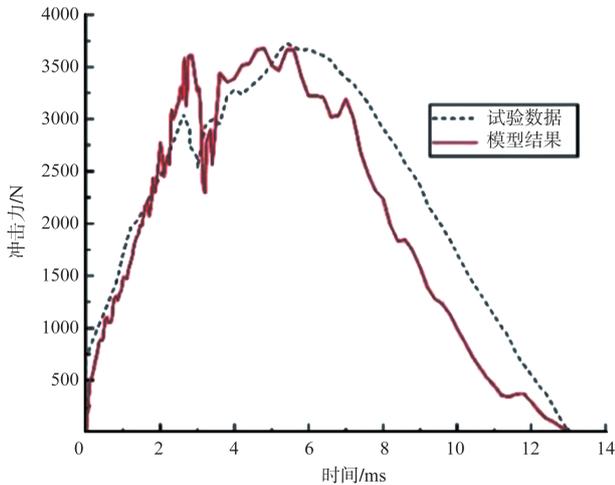


图5 时间—冲击力曲线(25J)
Fig.5 Time vs force curve(25J)

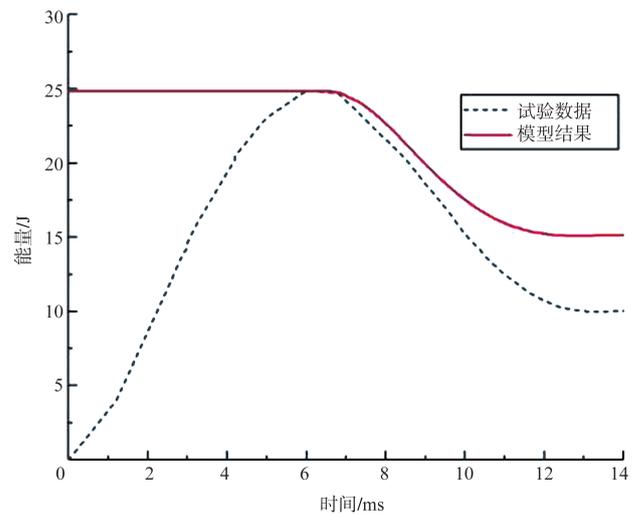


图7 时间—能量曲线(25J)
Fig.7 Time vs energy curve(25J)

验数据为14J,误差符合要求,验证了本文有限元模型的正确性。

3 低速冲击模型

3.1 不同参数对低速冲击的影响

复合材料 Ω 形加筋壁板模型在15J和25J冲击能量下,A、B、C、D这4个不同冲击位置所得冲击力—位移曲线如图8、图9所示,所得峰值载荷及最大位移见表4。复合材料 Ω 形加筋壁板模型在15J的冲击能量下,A、B、C、D这4个不同冲击位置所承受的冲击力峰值分别为3001.67N、2888.61N、2699.38N、2167.70N,冲击所造成的凹陷深度分别为7.98mm、8.56mm、9.05mm、11.08mm;在25J的冲击能量下,A、B、C、D这4个不同冲击位置所承受的冲击力峰值

分别为3648.93N、3523.71N、3319.14N、2639.53N,冲击所造成的凹陷深度分别为10.62mm、11.28mm、12.11mm、14.96mm。在同一冲击能量下,A位置的冲击力峰值最大,而最大位移最小;相反,D位置的冲击力峰值最小,而最大位移最大。可见,模型所得冲击力的峰值越大,冲头的最大位移越小。并推测在低速冲击作用下,复合材料 Ω 形加筋壁板结构的损伤程度与其受冲击处的凹陷深度呈正相关关系,而与冲击载荷的峰值呈负相关关系。

由图8、图9及表4可得,相比于15J冲击能量,25J冲击能量下各冲击位置的冲击力峰值及最大位移均增大。可见,冲击能量越大,冲击力峰值及冲头最大位移越大。

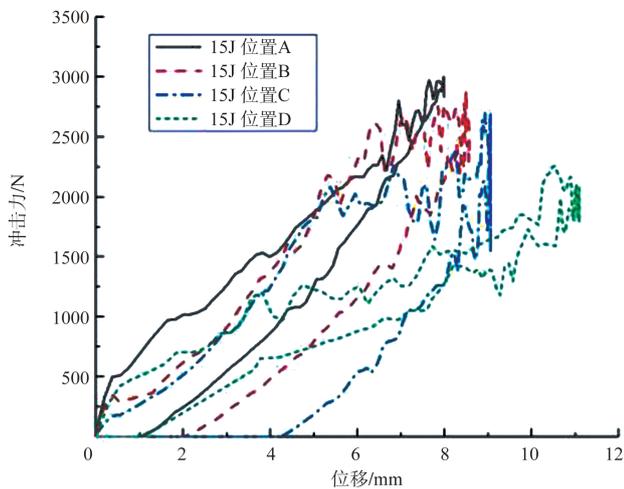


图8 冲击力—位移曲线(15J)

Fig.8 Load vs displacement curve(15J)

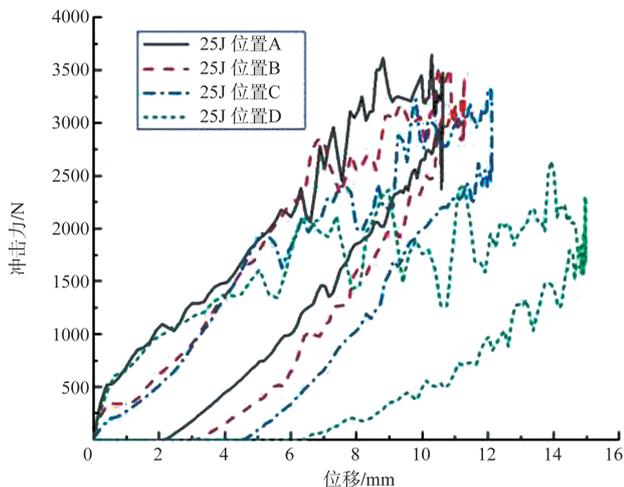


图9 冲击力—位移曲线(25J)

Fig.9 Load vs displacement curve(25J)

表4 冲击力峰值与最大位移

Table 4 Maximum load and displacement

冲击位置	冲击力峰值/N	最大位移/mm
15J 位置A	3001.67	7.98
15J 位置B	2888.61	8.56
15J 位置C	2699.38	9.05
15J 位置D	2167.70	11.08
25J 位置A	3648.93	10.62
25J 位置B	3523.71	11.28
25J 位置C	3319.14	12.11
25J 位置D	2639.53	14.96

3.2 渐进损伤分析

复合材料 Ω 形加筋壁板模型在15J冲击能量下,4个不同冲击位置的纤维压缩损伤情况如图10所示。位置D的

损伤最严重,位置C、B的损伤程度依次减小,位置A损伤程度最小。结合图8及表4可知,复合材料 Ω 形加筋壁板结构在低速冲击过程中,冲击力峰值越大,结构纤维压缩损伤情况就越严重。

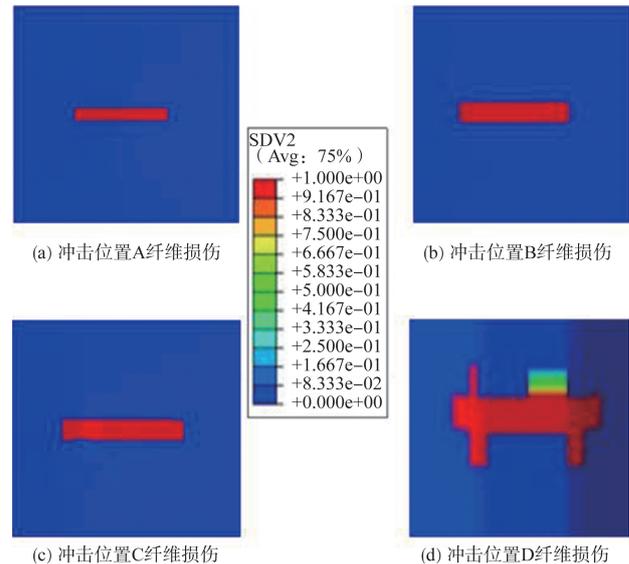


图10 纤维压缩损伤(15J)

Fig.10 Fibers compression failure(15J)

模型在15J及25J冲击能量下,A冲击位置的纤维压缩损伤及基体拉伸损伤分别如图11、图12所示。相比于15J冲击能量,25J冲击能量下模型纤维压缩损伤及基体拉伸损伤情况更严重。

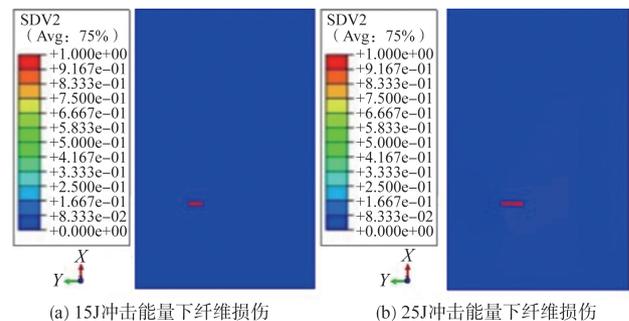


图11 纤维压缩损伤

Fig.11 Fibers compression failure

模型在15J冲击能量下,A冲击位置 0° 及 90° 纤维铺层方向层板的基体拉伸损伤扩展情况如图13所示。SDV2和SDV3分别表示模型的纤维压缩损伤及基体拉伸损伤情况,红色区域为损伤区域。由图13可知,模型基体拉伸损伤沿其所在层板纤维方向向模型两端扩展,且损伤区域的形貌都近似于椭圆形^[15]。

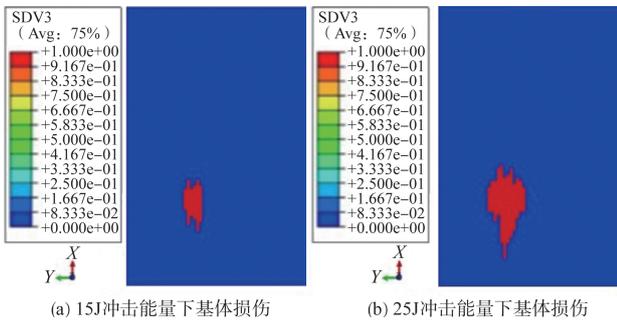


图12 基体拉伸损伤
Fig.12 Matrix tensile failure

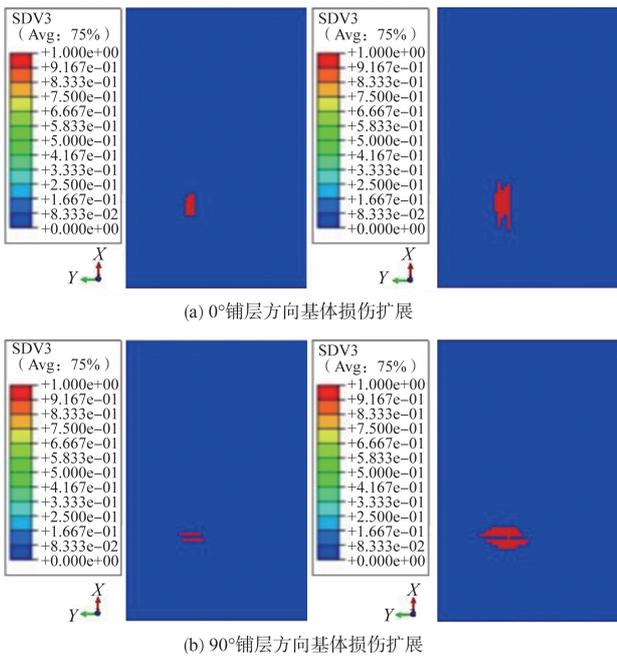


图13 基体拉伸损伤及扩展
Fig.13 Matrix tensile failure and evolution

4 冲击后压缩(CAI)模型

4.1 不同参数对模型剩余强度的影响

在研究中,通常用材料极限载荷的大小表示剩余强度的大小。复合材料Ω形加筋壁板结构在15J及25J冲击能量冲击后压缩得到的位移—载荷曲线分别如图14、图15所示,所得极限载荷及最大位移见表5。可见,相较于15J冲击能量,25J冲击能量作用下各个冲击位置的剩余强度都有所下降;而在同一冲击能量下,位置A的剩余强度最大,位置B次之,位置C再次,位置D最小。

4.2 渐进损伤分析

复合材料Ω形加筋壁板模型各个冲击位置的纤维压缩损伤扩展情况如图16所示,在低速冲击阶段各冲击位置处

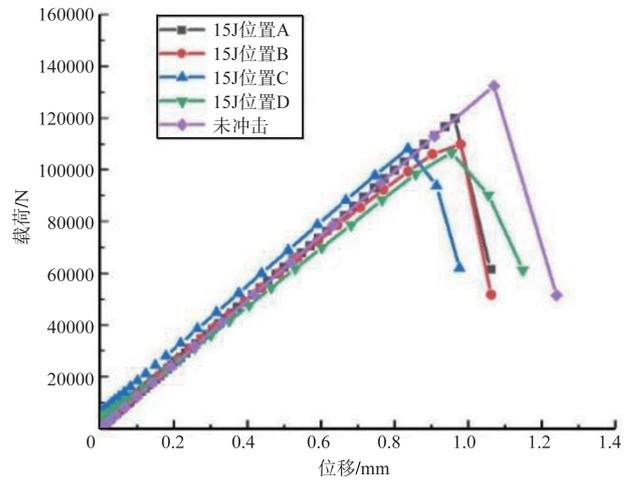


图14 载荷—位移曲线(15J)
Fig.14 Load vs displacement curve(15J)

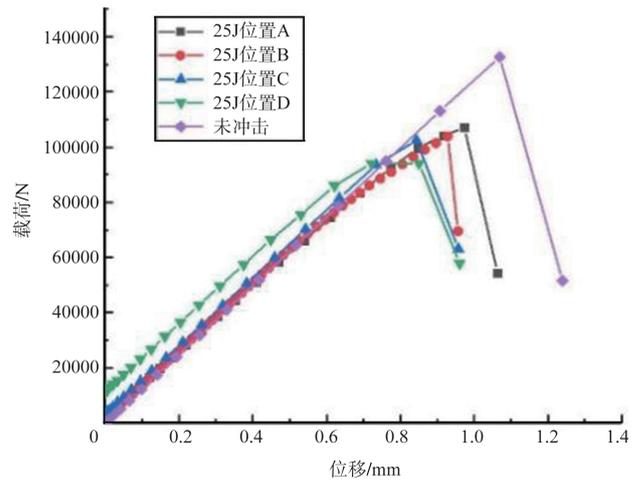


图15 载荷—位移曲线(25J)
Fig.15 Load vs displacement curve(25J)

表5 极限载荷与最大位移

Table 5 Maximum load and failure displacement

冲击能量/位置	极限载荷/kN	最大位移/mm
未冲击	132.59	1.07
15J/A	116.71	0.96
15J/B	110.00	0.98
15J/C	108.31	0.84
15J/D	106.71	0.95
25J/A	107.04	0.97
25J/B	103.89	0.93
25J/C	102.41	0.84
25J/D	94.10	0.74

已经在冲击载荷作用下出现一定的纤维压缩损伤,随着压缩过程的进行,各个位置均是以低速冲击过程造成的纤维压缩损伤位置为起始位置沿Y轴方向向模型两端扩展。

模型0°层板及90°层板的纤维及基体压缩损伤情况如图17所示,SDV2及SDV4分别表示纤维及基体压缩损伤情况。在整个渐进损伤扩展过程中,模型均在0°纤维铺层层板单元出现纤维损伤而几乎没有出现基体损伤。相反,模型均在90°纤维铺层层板单元出现基体损伤而几乎没有出现纤维损伤。这说明在冲击后压缩过程中,模型0°纤维铺层的层板主要是纤维承受载荷,90°纤维铺层的层板主要是基体承受载荷。

5 结论

本文建立了复合材料Ω形加筋壁板的低速冲击及冲击后压缩模型,将冲击位置A处模型所得冲击载荷曲线与能量曲线与已有文献中的试验数据进行对照,验证所建立模型的正确性。进一步研究A、B、C、D这四个不同冲击位置及不同冲击能量对于加筋壁板模型的影响。通过研究,得到以下结论:

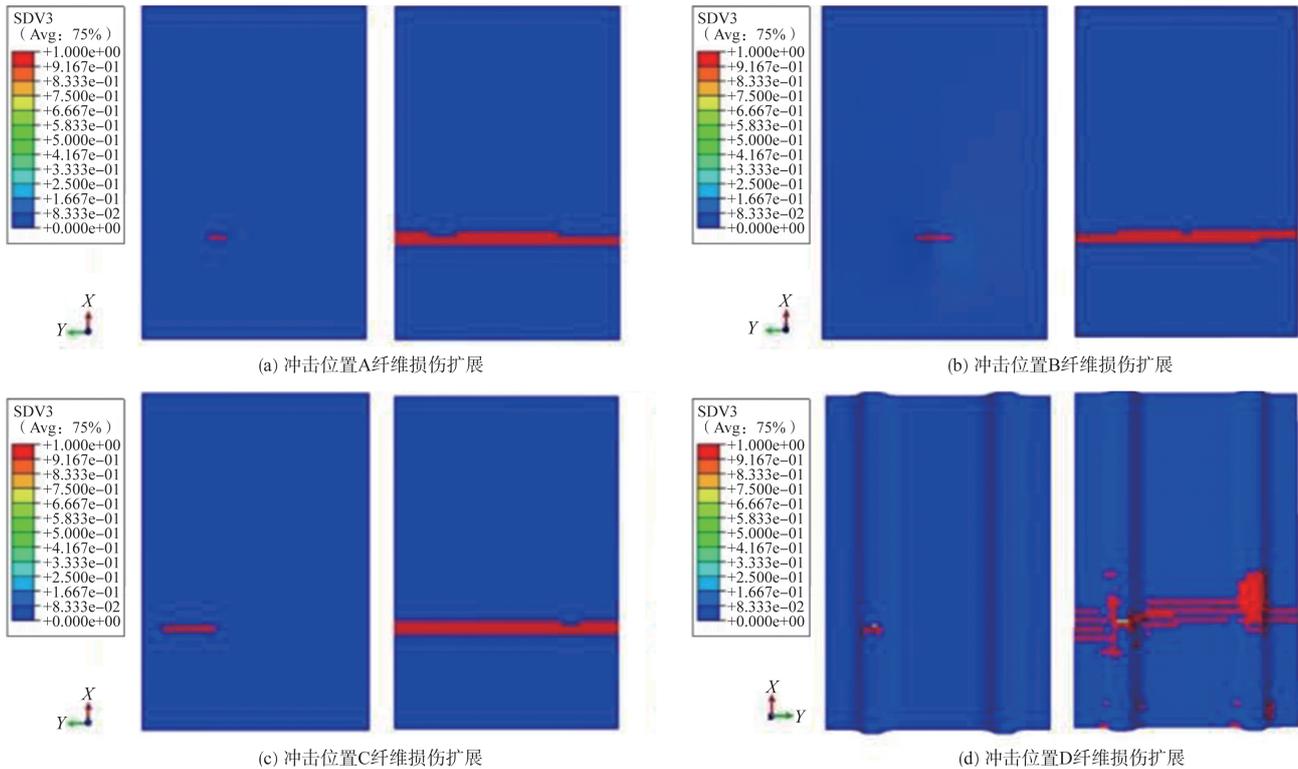


图16 纤维压缩损伤及扩展

Fig.16 Fibers compression failure and evolution

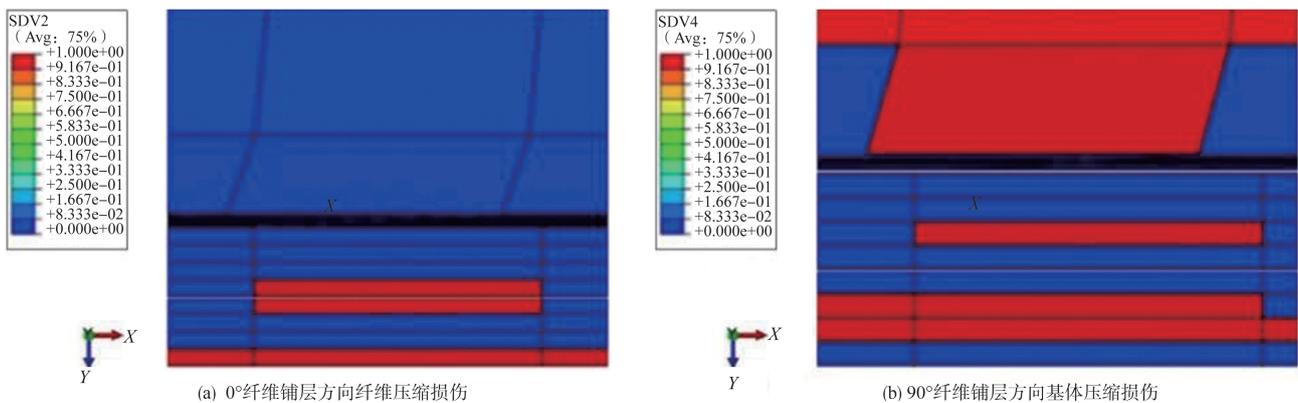


图17 纤维及基体压缩损伤

Fig.17 Fibers and matrix compression failure

(1)在相同冲击能量下,冲击位置D对于复合材料 Ω 形加筋壁板剩余强度的影响最大,其次为位置B和位置C,位置A对剩余强度影响最小。可为复合材料 Ω 形加筋壁板的结构设计提供参考。

(2)在相同冲击位置处,冲击能量越大,冲击力峰值及冲头位移越大,结构损伤越严重,剩余强度越小。

(3)在低速冲击过程中,基体拉伸损伤沿所在层板纤维铺层方向扩展,且损伤区域形貌近似于椭圆形。在冲击后压缩过程中,结构纤维压缩损伤加剧,模型以低速冲击过程中造成的纤维损伤位置为损伤起始位置沿Y轴方向向模型两端扩展。且在压缩过程中, 0° 纤维铺层的层板主要是纤维承受载荷, 90° 纤维铺层的层板主要是基体承受载荷。

AST

参考文献

- [1] 马刚,唐文峰.民用航空含 Ω 形长桁复合材料加筋壁板制造技术研究[J].航空制造技术,2017(12):74-77.
Ma Gang, Tang Wenfeng. Research on manufacturing technology of stiffened panel of civil aviation composite material containing Ω truss[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(12):74-77.(in Chinese)
- [2] 王维阳,李伟,吴江鹏,等.基于失稳疲劳的加筋复合材料层合板设计[J].航空科学技术,2019,30(9):87-91.
Wang Weiyang, Li Wei, Wu Jiangpeng, et al. Buckling fatigue design for stiffened laminated composite panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 87-91. (in Chinese)
- [3] 程健男,徐福泉,张体磊.树脂基复合材料在直升机的应用及其制造技术[J].航空科学技术,2021,32(1):109-114.
Cheng Jiannan, Xu Fuquan, Zhang Tilei. Application and manufacturing technology of composites in helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 109-114.(in Chinese)
- [4] 孙旋.复合材料加筋板冲击损伤模拟和剩余强度分析[D].南京:南京航空航天大学,2010.
Sun Xuan. Impact damage simulation and residual strength analysis of composite stiffened plates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.(in Chinese)
- [5] 刘小川,王彬文,白春玉,等.航空结构冲击动力学技术的发展与展望[J].航空科学技术,2020,31(3):1-14.
Liu Xiaochuan, Wang Binwen, Bai Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3): 1-14.(in Chinese)
- [6] Faggiani A, Falzon B. Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2010, 41(6): 737-749.
- [7] 张温馨,张迪,齐江伟,等.预载荷对纤维复合材料低速冲击性能影响研究[J].航空科学技术,2021,32(12):91-97.
Zhang Wenxin, Zhang Di, Qi Jiangwei, et al. Effect of preloading on the low speed impact resistance for carbon fiber/epoxy resin composite laminates[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 91-97.(in Chinese)
- [8] 李磊,宋贵宾,郑华勇,等.含冲击损伤高强中模碳纤维复合材料层压板压缩剩余强度分析与试验验证[J].力学季刊,2021,42(3):498-506.
Li Lei, Song Guibin, Zheng Huayong, et al. Numerical simulation and experimental validation of compressive residual strength of carbon fiber composite laminates with impact damage[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2021, 42(3): 498-506.(in Chinese)
- [9] Riccio A, Ricchiuto R, Saputo S, et al. Impact behaviour of omega stiffened composite panels[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016(81): 41-48.
- [10] Abir M R, Tay T E, Ridha M, et al. Modelling damage growth in composites subjected to impact and compression after impact [J]. Composite Structures, 2017,168(15): 13-25.
- [11] 孙旋,童明波,王涛.复合材料加筋板低速冲击有限元模拟分析[J].南京航空航天大学学报,2013,45(4): 510-514.
Sun Xuan, Tong Mingbo, Wang Tao. Finite element simulation of low speed impact of composite stiffened plate[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45 (4): 510-514.(in Chinese)
- [12] Sun W, Guan Z, Ouyang T, et al. Effect of stiffener damage caused by low velocity impact on compressive buckling and failure modes of T-stiffened composite panels[J]. Composite Structures, 2018, 184(15): 198-210.
- [13] Zou J, Lei Z, Bai R, et al. Damage and failure analysis of composite stiffened panels under low-velocity impact and compression after impact[J]. Composite Structures, 2020, 262 (15): 113-126.
- [14] Tserpes K I, Papanikos P, Labeas G, et al. Fatigue damage

accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates[J]. *Composite Structures*, 2004, 63(2): 219-230.

- [15] 庄福建,陈普会.纤维增强复合材料层合结构虚拟试验技术[J].*航空科学技术*,2019,30(10):1-15.

Zhuang Fujian, Chen Puhui. Virtual testing of fiber reinforced composite laminated structures[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(10): 1-15.(in Chinese)

Numerical Study on Low-velocity Impact and Compression-after-impact Behavior of Omega Stiffened Composite Panels

Yu Fen¹, Cui Naiwei¹, An Boning², Wang Wei¹

1. *Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China*

2. *China Southern Aviation Engineering and Technology Branch, Shenyang 110169, China*

Abstract: It is of great significance to study the progressive damage and residual strength of composite omega stiffened panel structures under low-speed impact with different energy and position. By writing VUMAT subroutine, the selected 3D Hashin failure criterion and stiffness degradation mode are added to the progressive damage model and compared with the experiments in the literature. The effects of different impact positions and different impact energies on the impact load, progressive damage and residual strength of the model are further studied. The results show that the impact at the center of the reinforcement has the greatest effect on the residual strength of the structure.

Key Words: composite materials; omega stiffened composite panels; VUMAT; low velocity impact; CAI; progressive damage model