预载荷对纤维复合材料低速冲击 性能影响研究



张温馨1,张迪1,齐江伟1,白春玉1,2,王计真1,2,周晋1 1. 西安交通大学, 陕西 西安 710049 2.中国飞机强度研究所结构冲击动力学航空科技重点实验室,陕西西安710065

摘 要:针对施加预载荷的碳纤维增强复合材料层合板低速冲击行为建立了一种可施加预载荷的复合材料层合板低速冲击 模型,并进行了有限元分析。首先,通过对比无预应力低速冲击仿真结果与试验结果,验证模型的合理性;其次,利用模型模 拟了6组不同预载荷情况下相同冲击能量的低速冲击过程。对比结果显示,预载荷加重了层合板的损伤程度,而相同大小 的拉伸、压缩预载荷状态下的层合板低速冲击力学行为无明显差别,但是拉伸预载荷造成的层合板损伤比压缩预载荷较为 严重。通过数值模拟的方法研究预载荷对复合材料低速冲击的影响,为飞机结构复合材料实际工况下的抗冲击性能提供基 础数据参考,对飞机结构设计优化具有重要的工程应用价值。

关键词:预载荷;碳纤维增强复合材料;有限元分析;低速冲击

中图分类号:V216

文献标识码:A

碳纤维增强复合材料(CFRP)因其比刚度高、比强度高 以及耐疲劳等优点,被广泛运用于航空航天领域[1-3]。然 而,CFRP层合板在服役过程中存在局部低速冲击损伤的风 险,包括跑道碎石飞溅、工具掉落、人员踩踏等情形,这也成 为其结构安全性能的主要威胁^[4-6]。

近年来,国内外学者分别从试验、数值模拟等方面对复 合材料层合板低速冲击进行了较全面的研究[7-9]。但目前 主要集中于无预载荷状态下的低速冲击行为,而实际中飞 机在起降、飞行过程中,机体结构本身就承受较大的预载 荷。因此,在进行复合材料结构低速冲击行为研究时,还应 进一步考虑预载荷的影响[10]。目前,已有学者就此开展了 相关研究工作。Ali等凹针对双轴预加载对e-玻璃纤维/环 氧复合材料层合板低速冲击性能的影响进行了试验和数值 研究。结果显示,预加载复合板的刚度、挠度、吸收能量增 大。王计真等[12-14]研究了预拉伸与预压缩状态下复合材料 层合板的高速冲击行为,指出预拉伸载荷可减少分层损伤 面积,而预压缩载荷会增大分层损伤面积。Hu等^[15]分析了 预压缩载荷对二维混杂编织复合材料层合板低速冲击性能

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.010

的影响机理,并采用CT和扫描电镜等对层合板内部损伤及 失效机制做出了解释分析。Felipe等^[16]研究了预压载荷对 复合材料层合板低速冲击的影响,并建立了基于连续介质 损伤力学的分析模型。

因此,本文针对碳纤维/环氧树脂复合材料层合板,建 立了施加预载荷的低速冲击数值模型,预测复合材料 CCF300/BA9916II在不同预载荷作用下的低速冲击行为, 分析其对复合材料低速冲击的影响,以丰富碳纤维复合材 料层合板预载荷低速冲击行为响应的研究。

1 有限元模型

1.1 几何模型

图1为本文建立的低速冲击有限元模型。低速冲击采 用头部为半球形的钢性落锤,直径D=16mm,质量m= 7.05kg,冲击点位于层合板中心,冲击能量为35J,选用解析 刚体建模。复合材料层合板是CCF300/BA9916II碳纤维/ 环氧树脂,尺寸为150mm×100mm×5mm,铺层方式为[45/ -45/90/0/0/45/0/0/-45/0]。,采用Composite layup设置铺层方

收稿日期: 2021-07-20; 退修日期: 2021-08-29; 录用日期: 2021-10-26

基金项目:中国博士后科学基金(2021M692572):陕西省自然科学基础研究计划(2021JQ-004)

引用格式: 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. 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.

向,通过连续壳单元(SC8R)进行显示分析,单元数量63850 个。底座采用刚体建模,尺寸与层合板一致,采用四节点三 维双线性刚性四边形(R3D4)单元,单元数量为920个。落 锤、复合材料层合板和底座装配如图1所示。



图 1 低速冲击有限元模型 Fig.1 Low velocity impact finite element model

仿真模型的边界条件设置为:底座的端部固定,即6个 方向位移为0;落锤质点的约束条件设置为仅Z方向可移动 (如图2所示),并施加3.14m/s的初速度。



Fig.2 Boundary condition of finite element model

1.2 损伤分析模型

复合材料在冲击载荷作用时,主要发生的损伤类型有: 纤维损伤、基体损伤和分层。这些损伤类型可能在冲击过 程中同时存在。本文选用常用于分析复合材料渐进损伤的 二维Hashin失效模型以及分层损伤模型。

1.2.1 二维 Hashin 失效模型

Hashin^[17-18]准则定义了:纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩等4种失效模式,其表达式分别为以下几个。

(1)纤维拉伸失效

$$F_{\rm ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{\rm T}}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1 \ \left(\sigma_{11} \ge 0\right) \tag{1}$$

式中: $F_{\rm ft}$ 为纤维拉伸失效变量; $X_{\rm T}$,S分别为纵向拉伸强度, 剪切强度; σ_{11} , σ_{12} 分别表示纵向应力分量、剪切应力分量。

(2)纤维压缩失效

$$F_{\rm fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{\rm c}}\right)^2 = 1 \ \left(\sigma_{11} < 0\right) \tag{2}$$

式中:F_{fc}为纤维压缩失效变量;X_c为纵向压缩强度。

(3) 基体拉伸失效

$$F_{\rm mt} = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{\rm T}}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad \left(\sigma_{22} \ge 0\right) \tag{3}$$

式中:*F*_{mt}为基体拉伸失效变量;*Y*_T为横向拉伸强度。σ₂₂表示横向2方向的应力分量;β为修正系数。

(4) 基体压缩失效

$$F_{\rm mc} = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_{\rm C}}{2S}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_{\rm C}} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad \left(\sigma_{22} < 0\right)$$
(4)

式中: F_{mc} 为基体压缩失效变量; Y_{c} 为横向压缩强度。当 F_{ft} , F_{fc} , F_{mc} , F_{mc} 等达到1时,表示材料对应的损伤开始萌生。

Hashin 准则是损伤起始的判据,损伤起始发生之后,材料的刚度将逐步退化,即进入损伤演化阶段。由此引入损伤状态变量 d 用来表征材料损伤后的刚度退化程度,损伤后的材料应力应变关系为:

$$\sigma = C(d)\varepsilon$$

C(d)为损伤后的剩余刚度矩阵:

C(d) =

$$\frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-d_{\rm f})E_1 & (1-d_{\rm f})(1-d_{\rm m})v_{21}E_1 & 0\\ (1-d_{\rm f})(1-d_{\rm m})v_{12}E_2 & (1-d_{\rm m})E_2 & 0\\ 0 & 0 & D(1-d_{\rm s})G \end{bmatrix}$$
(5)

$$D = 1 - (1 - d_{\rm f})(1 - d_{\rm m})v_{12}v_{21}$$
(6)

式中:*E*₁,*E*₂分别为材料纵向弹性模量,横向弹性模量;*v*₁₂, *v*₂₁分别为材料纵向泊松比、横向泊松比;*d*_f,*d*_m,*d*_s分别为纤 维方向损伤状态变量、基体方向损伤状态变量、剪切损伤状 态变量。表达式如下:

$$d_{\rm f} = \begin{cases} d_{\rm f}^{\rm r} & \text{if } \sigma_{11} \ge 0\\ d_{\rm f}^{\rm c} & \text{if } \sigma_{11} < 0 \end{cases}$$

$$d_{\rm m} = \begin{cases} d_{\rm m}^{\rm n} & \text{if } \sigma_{22} \ge 0\\ d_{\rm m}^{\rm c} & \text{if } \sigma_{22} < 0 \end{cases}$$

$$(7)$$

$$d_{s} = 1 - (1 - d_{f}^{t})(1 - d_{f}^{c})(1 - d_{m}^{t})(1 - d_{m}^{c})$$
(8)

如图3所示,材料在三角形顶点开始损伤,刚度发生线 性退化直至失效^[19]。



Fig.3 Constitutive model of intra-layer

d的一般表达式为:

$$d = \frac{\delta_{\rm eq}^{\rm f} \left(\delta_{\rm eq} - \delta_{\rm eq}^{\rm 0}\right)}{\delta_{\rm eq} \left(\delta_{\rm eq}^{\rm f} - \delta_{\rm eq}^{\rm 0}\right)} \tag{9}$$

式中: δ_{eq} 为该方向的等效位移; σ_{eq} 为该方向的等效应力; δ_{eq}^{0} 为准则等于1时的等效位移; σ_{eq}^{0} 为准则等于1时的等效应 力。则每种失效模式彻底失效时对应的失效位移为:

$$\delta_{\rm eq}^{\rm ft} = \frac{2G^{\rm C}}{\sigma_{\rm eq}^{0}} \tag{10}$$

复合材料参数见表1。

表1 复合材料参数

Table 1 Parameters of composite material

参数种类	参数数值
模量/GPa	$E_1 = 129, E_2 = E_3 = 9.83, G_{12} = G_{13} = 5.38, G_{23} = 3.42$
泊松比	$v_{12} = v_{13} = 0.31, v_{23} = 0.4$
强度/MPa	$X_{\rm T}$ =1733, $X_{\rm C}$ =1264, $Y_{\rm T}$ =68, $Y_{\rm C}$ =200, $S_{\rm L}$ =92, $S_{\rm T}$ =60
断裂能/(N/m)	$G_{\rm fi}^c = 80, G_{\rm fc}^c = 40, G_{\rm mt}^c = 0.339, G_{\rm mc}^c = 0.966$

1.2.2 分层模型

为预测低速冲击过程中的分层破坏,使用内聚力模型 中的Cohesive单元模拟层间损伤演化。本文中选用二次名 义应力准则来判定层间损伤的起始状况:

$$\begin{cases} t_n \ge 0, d = \left\{\frac{t_n}{N}\right\}^2 + \left\{\frac{t_s}{S}\right\}^2 + \left\{\frac{t_t}{S}\right\}^2, & \begin{cases} d < 1\\ d \ge 1 & \notin \mathfrak{R} \end{cases} \\ t_n < 0, d = \left\{\frac{t_s}{S}\right\}^2 + \left\{\frac{t_t}{S}\right\}^2, & \begin{cases} d < 1\\ d \ge 1 & \notin \mathfrak{R} \end{cases} \end{cases}$$
(11)

式中:t_i(i=n, s, t)为法向应力和切应力。

针对分层损伤的扩展,本文引入B-K断裂准则进行有限元计算。

$$G^{\rm C} = G_{\rm n}^{\rm C} + \left(G_{\rm s}^{\rm C} - G_{\rm n}^{\rm C}\right) \left(\frac{G_{\rm s} + G_{\rm t}}{G_{\rm s} + G_{\rm n}}\right)^{\eta}$$
(12)

式中: *G*^c_n, *G*^c_s, *G*_t分别为法向、纵向和横向方向的临界断裂能; η 是一个材料修正参数。

针对本文的20层单层复合材料,需设置19层黏结层, 但计算量较大,因此为平衡计算效率和预测精度。本文在 2/3,5/6,8/9,12/13,15/16,18/19 层间共设置6 层黏结层,如 图4 所示。Cohesive 单元材料属性见表2。



Fig.4 Schematic diagram of Cohesive

表2 Cohesive 单元材料参数

Table 2 Parameters of Cohesive element

法向强度t _n /MPa	剪切强度t _s =t _t /MPa	黏度
30	30	10 ⁻¹¹
$G_{\rm IC}$ / (N/mm)	$G_{\rm IIC} = G_{\rm IIIC/}(\rm N/mm)$	ho /(kg/mm ³)
0.339	0.966	1.6×10-9
E/MPa	G_1 /MPa	G_2 /MPa
100000	100000	100000

1.3 预应力加载

在仿真模型中,施加预载荷的方式较多,本文采用施加 预应变的方式来实现预加载。本文基于ABAQUS有限元 分析软件,在复合材料层合板一侧施加位移载荷,另一侧约 束,进行准静态分析后,获得带有预载荷的层合板。之后在 冲击模型的Load步骤中,通过initial state模块,将其导入施 加预载荷的层合板,实现后续的仿真计算。

本文对不同拉伸和压缩预载荷均进行模拟,共6组, 见表3。

表3 预载荷类型 Table 3 Types of preload

	微应变量/με	标识
预拉伸载荷	1000	T1000
	2000	T2000
	3000	T3000
预压缩载荷	-1000	C1000
	-2000	C2000
	-3000	C3000

2 结果及分析

2.1 无预应力模拟结果

图5为试验和仿真复合材料层合板低速冲击过程中的

冲击力一时间关系对比曲线图。冲击过程中由于摩擦力等因素影响,会出现小幅震荡现象^[19],但从图中可以看出仿真结果与试验数据相比,整体趋势和数值吻合良好。试验测得冲击力为9.29kN,仿真结果最大冲击力为8.44kN,误差为9.14%。



图6所示对比了冲击试样背面纤维损伤的试验结果^[20] 与仿真结果。可以看出,仿真与试验结果吻合良好。 通过以上试验和仿真对比结果验证了所建模型的合理 性,现根据此模型进行预载荷低速冲击仿真分析。



Fig.6 Experiment and simulation results of fiber damage on the back face

2.2 预载荷模拟结果

图7、图8为不同拉伸和压缩预载荷下的冲击力一时间 曲线,从图中可以看出随着拉伸和压缩载荷的增大,最大冲 击力没有明显变化,但出现最大冲击力的时间后移,冲击时 间随拉伸载荷的增大而变长。上述现象可能的原因是预载 荷使得层合板的刚度减小,并且在一定范围内层合板刚度 随着载荷增大而减小,使得冲击过程中冲击力变小,吸收能 量的过程变长,最大位移变大,冲击时间变长。其中,预压 缩C3000时,材料发生穿透性破坏。

图 9 为拉伸预载荷与压缩预载荷同样为 2000με



(T2000、C2000)时的冲击力一时间曲线。从图中可以看到 拉伸与压缩预载荷在大小相同时冲击力学响应几乎一致, 最大冲击力无明显变化,冲击时间则都大于无预载荷情况 下的冲击时间,出现最大冲击力的时间点后移。可见从冲 击力学响应上来看,拉伸与压缩预载荷都使得复合材料层 合板的刚度减小,对层合板低速冲击力学响应有着相似的 影响。图10和图11对比了复合材料层合板在无预载荷作 用下和预载荷情况下的纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基 体压缩损伤。可以看出,在无预载荷和有预载荷情况下,基 体拉伸损伤明显都比基体压缩损伤严重。

结合具体损伤单元数量可得到更加量化的对比结果。 如T1000预载荷作用下,纤维拉伸损伤单元数量为296,而 纤维压缩损伤单元数量为250,纤维拉伸损伤更加严重。 基体拉伸损伤单元数量为5820,基体压缩损伤单元数量仅







图10 预应变1000µE的损伤单元云图

Fig.10 Damage element nephogram of pre-strain 1000µε





为466,可见基体拉伸损伤远比基体压缩损伤严重。这是 由于在低速冲击过程中,层合板内部的纤维和基体分别会 受到拉伸和压缩应力,而拉伸应力主导了整个层合板的损伤、失效。因此,在纤维和基体的损伤中,都是拉伸损伤更 严重。

在无载荷作用时,纤维拉伸损伤单元数量为303,纤维 压缩损伤单元数量为247,基体拉伸损伤单元数量为5166, 基体压缩损伤单元数量为377,与T1000情况下相比,损伤 有所增加,继续对比T2000得出,损伤再次增加。

图12、图13为各预载荷下的复合材料低速冲击纤维和 基体损伤单元数量对比的柱状图,可以更清晰地看出预载 荷不同程度加重了复合材料层合板的损伤,并且随着载荷 的加大,损伤变得更加严重,这可能是预载荷导致层合板刚 度下降引起的。同时,在载荷大小相同的情况下,拉伸预载 荷会比压缩预载荷下损伤情况略微严重。



图 12 不同预载荷状态下纤维损伤情况







3 结论

本文利用ABAQUS模拟预测了预载荷对碳纤维/环氧 树脂复合材料层合板抗低速冲击性能的影响。结果表明, 预载荷对复合材料层合板的低速冲击性能有较大影响。

(1)通过建立的低速冲击仿真模型,计算得出无预应 力状态下的仿真结果和试验结果对比吻合良好,验证了模型的可行性。

(2)与无应力状态相比,预压预拉载荷状态下时,复合 材料层合板的最大冲击力时间点后移,且冲击时间增大。 预压预拉载荷状态下的层合板低速冲击行为无明显差别。

(3)对比预载荷下的层合板低速冲击损伤单元数量, 结果表明,预载荷加重了层合板的损伤程度,并且在一定范 围内随着载荷增加,损伤程度增大。同时,载荷大小相同的 情况下,拉伸预载荷造成的层合板损伤比压缩预载荷较为 严重。

参考文献

- [1] Ravindran A R, Ladani R B, Wu S, et al. Multiscale toughening of epoxy composites via electric field alignment of carbon nanofibers and short carbon fibers[J]. Composites Science Technology, 2018, 167:115-125.
- [2] Gururaja M N, Rao A N H. A review on recent applications and future prospectus of hybrid composites[J]. International Journal of Soft Computing and Engineering, 2012, 1 (6) : 352-355.
- [3] Mitra N, Raja B R. Improving delamination resistance capacity of sandwich composite columns with initial face/core debond[J]. Composites, 2012, 43 (3): 1604-1612.
- [4] Zhang H J, Ge Y Y, Tang H, et al. Examination of lowvelocity impact and mechanical properties after impact of fiberreinforced prepreg composites[J], Polymer Composites, 2019, 40(6): 2154-2164.
- [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] 肖琳.CFRP层合板低速冲击行为与损伤机理研究[D].哈尔 滨:哈尔滨工业大学,2019.

Xiao Lin. Research on low velocity impact behavior and damage mechanism of CFRP laminates[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2019. (in Chinese)

[7] 许硕.复合材料层合板低速冲击模拟[D].南京:南京航空航天 大学,2014. Xu Shuo. Simulation of low velocity impact damage on composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

- [8] Droździel M, Jakubczak P, Bieniaś J. Low-velocity impact resistance of thin-ply in comparison with conventional aluminium-carbon laminates[J]. Composite Structures, 2021, 256:113083.
- [9] Lu Y, Wang C Z, He W T. Influence of impactor shape on low-velocity impact behavior of fiber metal laminates combined numerical and experimental approaches[J]. Thin-Walled Structures, 2019, 145:106399.
- [10] Heimbs S, Heller S, Middendorf P, et al. Low velocity impact on CFRP plates with compressive preload: test and modelling[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36:1182-93.
- [11] Ali K, Mehmet S, Halil M E. Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate[J]. Advances in Engineering Software, 2015, 90:41-52.
- [12] 王计真.预应力状态下复合材料板冲击响应数值方法研究
 [J].科学技术与工程,2017,17(4):25-31.
 Wang Jizhen. The Research of the impact response on preloaded composite laminates with mumerical simulation method[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(4): 25-31. (in Chinese)
- [13] 王计真,刘小川.预加载复合材料层合薄板低速冲击理论分析[J].应用力学学报,2018,35(6):1248-1253.
 Wang Jizhen, Liu Xiaochuan. Theoretical analysis of low-velocity impact on composite laminates under initial load[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2018,35(6):1248-1253. (in Chinese)
- [14] 王计真.考虑初始应力的X850/IM+复材板高速冲击试验[J]. 航空科学技术,2020,31(1):81-84.

Wang Jizhen. High-speed impact tests of composite panels under prestressing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(1):81-84. (in Chinese)

- [15] Hu Y, Liu D S, Guo J, et al. Low-velocity impact damage research on 2-dimentional UHMWPE/CF hybrid woven laminates under preloading[J]. Thin-Walled Structures, 2021, 161: 107472.
- [16] Felipe R F, Maurício V D. Low velocity impact on pre-loaded

composite plates: A novel standard-based experimental apparatus[J]. Composite Structures, 2021, 261:113315.

- [17] Hashin Z, Rotem A. A fatigue criterion for fiber reinforced composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 1973 (7):448-464.
- [18] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47:329-334.
- [19] 庄福建,陈普会.纤维增强复合材料层合板结构虚拟试验技

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)

[20] Zhang D, Zheng X T, Zhou J, et al. Bridging the low-velocity impact energy versus impact damage and residual compression strength for composite laminates[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2021, 40(9):378-390.

Effect of Preloading on the Low Speed Impact Resistance for Carbon Fiber/Epoxy Resin Composite Laminates

Zhang Wenxin¹, Zhou Jin¹, Zhang Di¹, Wang Jizhen², Bai Chunyu^{1,2}, Qi Jiangwei¹

1. Xi' an Jiaotong University, Xi' an 710049, China

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structures Impact Dynamics, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

Abstract: Aiming at the low-velocity impact behavior of the preloaded carbon fiber reinforced composite laminates, a low-velocity impact model of the preloaded composite laminates was established, and finite element analysis is carried out. First, by comparing the simulation results of non-prestressed low-velocity impact with the test results, the rationality of the model was verified; secondly, the model was used to simulate the low-velocity impact process with the same impact energy under 6 groups of different preload conditions. The comparison results show that the preload aggravated the damage degree of the laminate, while the low-velocity impact mechanical behavior of the laminate under the same size of tension and compression preload state has no significant difference, but the damage of the laminate caused by the tension preload is more than that of the compression preload. The numerical simulation method is used to study the influence of preload on low-velocity impact of composite materials, which provides basic data reference for the impact resistance of aircraft structure composite materials under actual working conditions, and has important engineering application value for aircraft structure design optimization.

Key Words: preload; carbon fiber reinforced composites; finite element analysis; low speed impact

Foundation item: China Postdoctoral Science Foundation (2021M692572); Natural Science Basic Research Program of Shanxi (2021JQ-004)

Received: 2021-07-20; Revised: 2021-08-29; Accepted: 2021-10-26