

文章编号:1674-8190(2019)01-053-09

C/C 机织复合材料开孔板强度有限元模拟

梁珩¹, 王玉青², 童明波¹

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 三维机织复合材料已在航空航天领域得到广泛应用, 研究开孔 C/C 机织复合材料在拉伸和压缩状态下的损伤机理具有重要工程价值。建立开孔 C/C 三向正交机织复合材料试验件的镶嵌有限元模型, 在孔周范围内按照材料的细观结构建立细观尺度有限元模型, 采用基于细观力学的强度准则对其拉伸和压缩损伤演化过程进行模拟, 并预测其极限拉伸、压缩载荷和拉伸、压缩强度。结果表明: 在拉伸与压缩载荷下, 由于缝线与纤维束接触区域的应力集中, 使得开孔板经纱多处区域出现损伤起始, 开孔板损伤区域均呈“X”形扩展。

关键词: C/C 机织复合材料; 细观力学; 有限元; 渐进损伤

中图分类号: V214.8; TB332

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.007

Simulation of Strength of C/C Woven Composite Open-hole Plate by Finite Element Method

Liang Heng¹, Wang Yuqing², Tong Mingbo¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: 3D woven composites have been widely used in aerospace field. It is of great engineering value to study the damage mechanism of C/C woven composites with openings under tension and compression. A mosaic finite element model of C/C woven composite with opening-hole is established, and the progressive damage analysis under tensile and compressive loads is performed to study the mesoscopic damage model of opening plate. In the finite element modeling, a mesoscopic finite element model is established based on the mesostructure of the material in the perforated area of the open-hole plate, and the rest is equivalent to a uniform model. The failure criterion based on meso-mechanics is used to predict the ultimate load and strength of open-hole plates under tensile and compressive loads, and the damage process is studied. Based on the simulation, the damage initiation occurred in many areas of the warp yarn due to the stress concentration in the contact area between the binder and the warp yarn. And the damage area of the open-hole plate exhibited an ‘X’ shape expansion both under tensile and compressive loads.

Key words: C/C woven composites; meso-mechanics; finite element method(FEM); progressive damage

收稿日期: 2018-04-03; 修回日期: 2018-06-21

基金项目: 国家自然科学基金(11302105); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者: 童明波, tongw@nuaa.edu.cn

引用格式: 梁珩, 王玉青, 童明波. C/C 机织复合材料开孔板强度有限元模拟[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 53-61.

Liang Heng, Wang Yuqing, Tong Mingbo. Simulation of strength of C/C woven composite open-hole plate by finite element method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 53-61. (in Chinese)

0 引言

三维机织复合材料是在传统层合板复合材料的基础上,通过在厚度方向穿插缝线,改善复合材料的面外力学性能,有效提高材料的损伤容限、抗冲击能力和疲劳寿命。因此,三维机织复合材料在航空航天领域得到了广泛应用。由于工程应用的需要,复合材料结构中会有各种形式的开孔。开孔致使孔周的纤维被切断,改变了结构的传力路线,且孔周局部刚度的突变会使孔边出现应力集中。因此,复合材料的开孔会严重影响其力学性能,降低其承载能力。开孔机织复合材料的力学性能研究对其工程应用具有重要指导作用,对其进行有限元分析是非常有必要的。传统的复合材料开孔板模拟方法多是将复合材料等效成均匀的材料,采用宏观强度准则,例如 Hashin 准则、Tsai-Wu 准则等对复合材料进行渐进损伤分析。该方法虽然计算速度快,但是无法从细观角度揭示复合材料的传力路径和失效机理。国外, A. E. Bogdanovich^[1]详细介绍了一种三维机织复合材料渐进损伤模型,通过采用最大应变准则对失效的单元进行刚度折减,并指出该模型可以通过修改合适的失效准则应用到更加复杂的模型结构中; S. V. Lomov 等^[2]提出了细观有限元模型(meso-FE)的概念,并详细介绍了建立细观有限元模型的方法和过程,建立了合适的渐进损伤模型对三维正交机织环氧树脂基复合材料进行了拉伸模拟,并与试验结果^[3]进行了对比,表明细观模型可以有效地预测试验观察到的失效模式; I. Tsukrov 等^[4]建立了细观尺度有限元模型,分别预测了三维正交机织复合材料和叠层复合材料的固化诱导微裂纹,该模型预测得到的高应力区域与使用 CT 扫描观察到的实际微裂纹具有良好的 consistency; M. Ansar 等^[5]对三维机织复合材料的建模方法进行了详细总结,包括几何模型、均匀方法以及适用的失效准则,并指出大多数研究采用理想化或平均细观结构来模拟三维编织材料,很少有研究将实际细观结构纳入模型; K. C. Warren 等^[6]建立了三维机织复合材料的细观有限元模型,并对开孔拉伸、单钉双剪模型进行了渐进损伤分析,详细研究了损伤机理; S. A. Tabatabaei 等^[7]详细研究了两种不同的 meso-FE 模型,并对三维机织复合材料的性能进行了预测,结果与采用均匀化

方法所得结果一致; O. Vorobiov 等^[8]基于连续损伤模型(CDM)采用 PUCK 准则对机织复合材料镶嵌模型进行了损伤分析,模拟结果与试验结果具有良好的 consistency。国内关于复合材料结构的研究还主要采用均匀化方法,而将细观模型纳入结构模型的研究鲜有报道。

为了更加深入地研究复合材料开孔板拉伸和压缩状态下的损伤机理,本文按照 ASTM D5766 标准建立某 C/C 三向正交机织复合材料的标准试验件有限元模型,分析其在拉伸和压缩载荷作用下,从损伤起始到最终失效的损伤扩展过程,并预测其强度值。

1 分析方法

1.1 有限元模型

C/C 三向正交机织复合材料由 0° 经纱和 90° 纬纱相互交错堆叠, z 向用缝线加强,理想的结构如图 1 所示,图中 x 向为经纱, y 向为纬纱,经向和纬向纤维之间为缝线,为了将材料的内部结构描述清楚,基体部分未在图中显示。C/C 三向正交机织复合材料结构尺寸参数如表 1 所示。

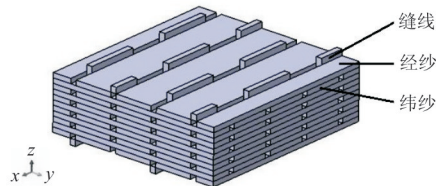


图 1 C/C 三向正交机织复合材料结构示意图

Fig. 1 3D C/C orthogonal woven composite structure

表 1 C/C 三向正交机织复合材料结构尺寸参数

Table 1 Parameters of 3D C/C orthogonal woven composite structure

纤维束	高度/mm	宽度/mm	层数
经纱	0.24	2.02	7
纬纱	0.24	1.87	6
缝线	0.29	0.29	—

C/C 三向正交机织复合材料开孔试验件的几何形式和尺寸分别如图 2 和表 2 所示。试验件两端 50 mm 为试验加持段。该试验件的设计满足 ASTM D5766 标准,试样的宽度/孔径比(W/D)为 6;孔径/厚度比(D/h)为 1.86,在比值范围为 1.5~3.0;试样宽度和长度也在标准要求 35~37 mm 和 200~300 mm 范围内。

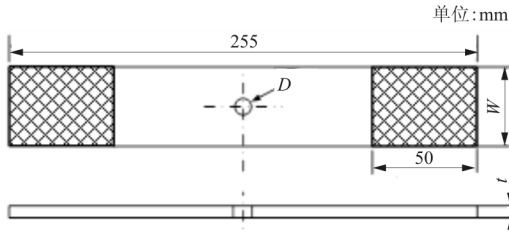


图 2 C/C 三向正交机织复合材料试验件的几何形式

Fig. 2 Sketch of 3D C/C orthogonal woven composite specimen

表 2 C/C 三向正交机织复合材料试验件尺寸

Table 2 Parameters of 3D C/C orthogonal woven composite specimen

板厚 t /mm	孔径 D /mm	宽度 W /mm
3.22	6.00	35.92

根据图 1 建立复合材料的细观单胞模型 (RUC), 如图 3 所示, 所有单元均采用 C3D8R。将单胞阵列成长度为 55.44 mm 的平板, 在其中心处删除多余的单元, 并辅以适当的网格修正, 建立直径 6 mm 的开孔。为了减少开孔板有限元模型的网格数量, 提高计算效率, 平板夹持端区域的模型采用较粗的网格建立均匀化模型, 该模型通过对单胞模型施加周期性边界条件, 采用渐进展开均匀化方法计算得到复合材料宏观等效力学性能。宏观均匀化模型与细观结构模型之间采用绑定 (Tie) 约束。最终建立的试验件有限元模型如图 4 所示。

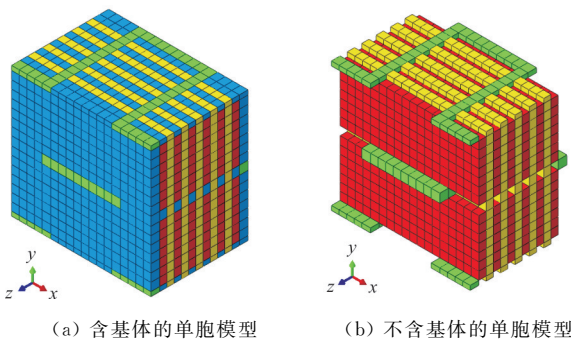


图 3 C/C 三向正交机织复合材料单胞有限元模型

Fig. 3 FEM of 3D C/C orthogonal woven composite

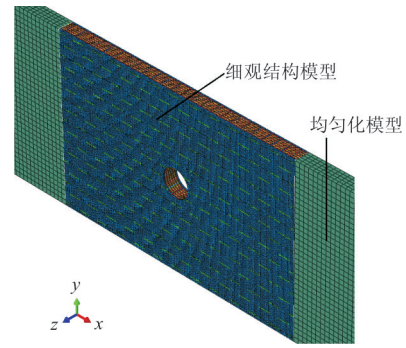


图 4 开孔板有限元模型

Fig. 4 FEM of open-hole plate

通过上述方法建立开孔板的镶嵌模型, 细观结构模型无需施加周期性边界条件。模型在左端对长度为 50 mm 的夹持端进行固支约束, 在右夹持端与参考点建立强制位移约束, 并在参考点处施加位移。

1.2 复合材料组分性能

C/C 三向正交复合材料各组分的弹性和强度性能分别如表 3~表 4 所示, 上标 * 表示材料性能缺少制造方提供的数据, 通过查阅文献和采用式 (1)~式 (3) 估算得到^[9], 其余的材料性能则由制造方提供。

$$Y_t = \frac{1 + V_f \left(\frac{1}{\eta_t} - 1 \right)}{K_m^t} X_m \quad (1)$$

$$Y_c = \frac{1 + V_f \left(\frac{1}{\eta_c} - 1 \right)}{K_m^c} S_m \quad (2)$$

$$Y_s = \frac{1 + V_f \left(\frac{1}{\eta_s} - 1 \right)}{K_m^s} S_m \quad (3)$$

式中: Y_t 、 Y_c 、 Y_s 分别为纤维束横向拉伸、压缩和面内剪切强度; X_m 、 S_m 分别为基体的拉伸强度和剪切强度; η_t 、 η_c 、 η_s 为 Cai 经验系数; K_m^t 、 K_m^c 、 K_m^s 分别为基体的拉伸、压缩和剪切应力集中系数。一般 η_t 、 η_c 、 η_s 取 0.5, K_m 的取值范围为 (0, 1]。

表 3 纤维束力学性能

Table 3 Mechanical properties of fiber

纤维束	纵向模量/MPa	横向模量*/MPa	面内剪切模量*/MPa	面外剪切模量*/MPa	纵向拉伸强度/MPa	纵向压缩强度/MPa	横向拉伸强度*/MPa	横向压缩强度*/MPa	面内剪切强度*/MPa
经纱和纬纱	337 400	14 000	6 300	11 000	650	560	90	90	90
z 向纱	115 500	12 600	5 600	7 900	405	220	60	60	60

表 4 基体力学性能

Table 4 Mechanical properties of matrix

参数	数值	参数	数值
弹性模量/MPa	8 700	压缩强度/MPa	41.7
泊松比	0.1	剪切强度/MPa	12.0
拉伸强度/MPa	12.5		

1.3 失效准则

复合材料结构的性能与材料组分性能、材料细观结构特点密切相关,宏观结构的破坏起源于组分材料的细观损伤。传统的失效准则多基于宏观强度理论,无法确定细观尺度上的损伤。陈滨琦等^[10]基于 Mohr-Coulomb 准则,侧重考虑了压缩载荷下组分材料的损伤模式和失效机理,建立了一套基于细观力学的失效准则。本文采用该准则对开孔板进行拉伸和压缩渐进损伤分析。

1.3.1 基体失效

Mohr-Coulomb 准则提出断裂面上的应力决定材料是否发生断裂^[11-12]。单向压缩载荷下,断裂发生在剪应力最大的面上。复合材料基体的一般受载形式如图 5(a)所示,假设其断裂面与厚度方向的夹角为 φ ,则断裂面上的横向剪切应力 τ_T 、纵向剪切应力 τ_L 以及正应力 σ_n 如图 5(b)所示,计算公式为

$$\sigma_n = \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{2} + \frac{\sigma_2 - \sigma_3}{2} \cos(2\varphi) + \tau_{23} \sin(2\varphi) \quad (4)$$

$$\tau_T = \frac{\sigma_2 - \sigma_3}{2} \sin(2\varphi) + \tau_{23} \cos(2\varphi) \quad (5)$$

$$\tau_L = \tau_{12} \cos\varphi + \tau_{31} \sin\varphi \quad (6)$$

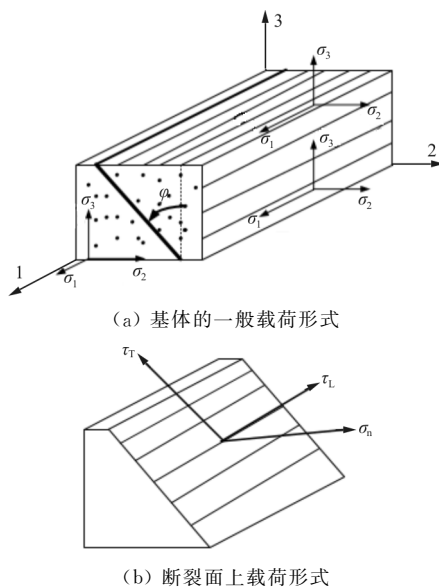


图 5 复合材料断裂面上应力转换

Fig. 5 Stress transformation on composite fracture surface

陈滨琦等^[10]引入剪切强度附加系数的概念,提出基体压缩断裂面上的失效准则为

$$f_{mc} = \frac{\tau_T^2 + \tau_L^2}{(S_T - \mu_T \sigma_n)^2} \quad (7)$$

式中: μ_T 为横向摩擦系数; S_T 为断裂面横向剪切强度。

S_T 与 φ 无关,由横观剪切强度而定。其计算公式为

$$\tan(2\varphi_0) = -\frac{1}{\mu_T} \quad (8)$$

$$S_T = \frac{Y_c}{2\tan(\varphi_0)} \quad (9)$$

式中: Y_c 为横向压缩强度; φ_0 为单向载荷作用下压缩断裂角,可由单向压缩试验获得。

当 $f_{mc} \geq 1$ 时,基体发生压缩失效。

对于基体拉伸,认为正应力 σ_n 、剪切应力 τ_T 和 τ_L 三者共同作用从而导致基体拉伸断裂。因此,基体拉伸失效准则为

$$f_{mt} = \frac{\sigma_n^2}{Y_t^2} + \frac{\tau_T^2 + \tau_L^2}{S_T^2} \quad (10)$$

式中: Y_t 为基体拉伸强度; σ_n 、 τ_T 和 τ_L 由式(4)~式(6)求得。

当 $f_{mt} \geq 1$ 时,基体发生拉伸失效。

1.3.2 纤维失效

纤维折断(Kinking)是纤维束最主要的压缩失效模式,如图 6 所示。在压缩载荷和剪切载荷共同作用下,纤维发生偏轴变形。随着变形的不断增加,局部非线性剪切刚度降低,使得构型不稳定,进而加快折断带变形。试验研究表明纤维束折断角大约为 30° ^[13-14]。主要失效的机制与局部细观细节、几何构型和纤维体积含量有关。

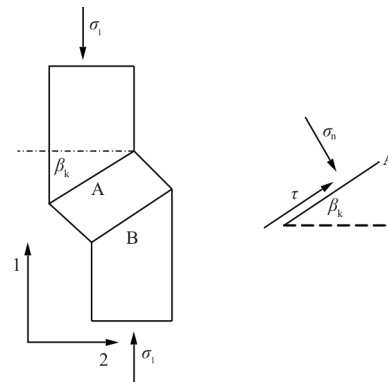


图 6 纤维折断受载分析

Fig. 6 Loading analysis of fiber kinking

如图 6 所示,纤维束在 1 方向的压缩载荷作用下,在 1-2 面发生折断。纤维束在折断带上有两个破坏面 A 和 B。对破坏面 A 进行受力分析,应力可以分解为垂直于 A 面的压缩应力 σ_n 和平行于 A 面的剪切应力 τ 。纤维束的折断破坏是由剪切应力 τ 引起,压缩应力 σ_n 在一定程度上阻碍了折断破坏。假设纤维束折断面上的剪切强度为 S_β ,并引入 Mohr-Coulomb 强度准则。根据式(4)~式(6)计算断裂面上的正应力 σ_n 和剪切应力 τ_T, τ_L ;再由式(8)~式(9)得到剪切强度 S_β 和压缩对剪切强度的附加系数 μ_β ,可得纤维束压缩失效准则为

$$f_{fc} = \frac{\tau_T^2 + \tau_L^2}{(S_\beta - \mu_\beta \sigma_n)^2} \quad (11)$$

当 $f_{fc} \geq 1$ 时,纤维束发生压缩失效。

对于纤维拉伸失效,大量试验研究表明,拉伸正应力 σ_{11} 是引起纤维拉伸失效的主要原因。因此,采用最大应力失效准则:

$$f_{ft} = \frac{\sigma_{11}}{X_1} \quad (12)$$

式中: X_1 为纤维束拉伸强度。

当 $f_{ft} \geq 1$ 时,纤维束发生拉伸失效。

1.4 刚度退化模型

当模型单元中准则计算的数值超过 1,则认为单元发生了损伤,损伤单元失去了部分承载能力,需要对相应的材料刚度进行折减。根据材料性能变化的不同,刚度退化模型分为三类:瞬间卸载模型、逐渐卸载模型和承载能力维持不变模型,如图 7 所示^[15]。

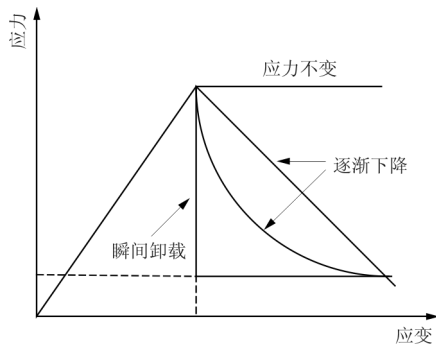


图 7 材料刚度退化模型

Fig. 7 Material stiffness degradation model

本文采用瞬间退化模型,一旦单元发生失效,直接将刚度矩阵乘以退化系数。刚度退化系数如

表 5 所示^[16]。

表 5 刚度退化系数

Table 5 Factors of stiffness degradation

失效模式	E_{11}	E_{22}	E_{33}	G_{12}	G_{13}	G_{23}
纤维拉伸失效($\sigma_1 > 0$)	0.01	0.01	0.01	0.2	0.2	0.2
纤维压缩失效($\sigma_1 < 0$)	0.01	0.01	0.01	0.2	0.2	0.2
基体拉伸失效($\sigma_2 > 0$)	—	0.01	—	0.2	—	0.2
基体压缩失效($\sigma_2 < 0$)	—	0.01	—	0.2	—	0.2

2 开孔板拉伸/压缩失效模拟

2.1 开孔拉伸

开孔板拉伸载荷—位移的模拟曲线如图 8 所示,由于采用直接刚度折减模型,材料在模拟过程中表现出很强的脆性损伤行为,基体的损伤对整体刚度的影响较小,在纤维发生损伤后,损伤迅速扩展,曲线非线性段较小,然后载荷迅速下降。为了简化表达,图中删掉了极限载荷之后的载荷—位移曲线,可以看出:开孔板的拉伸极限载荷为 27 273.3 N,拉伸强度为 235.8 MPa。

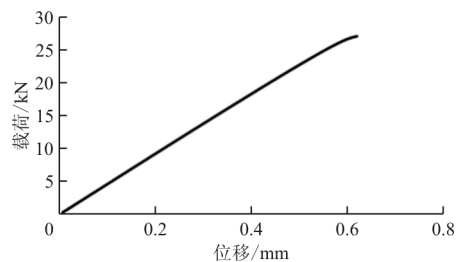


图 8 开孔 C/C 机织复合材料拉伸载荷—位移预测曲线

Fig. 8 Tensile load-displacement plot of C/C woven composite open-hole plate

由于开孔板沿着 x 向和 y 向对称,故过程分析图只给出结构的 1/4。30%极限载荷下基体损伤分布和 90%极限载荷下纤维损伤分布分别如图 9~图 10 所示。图中浅色部分代表微观模型中的损伤单元,深色部分代表未损伤单元。可以看出:在宏观模型与细观模型连接处,基体会由于应力集中现象产生少量的损伤,但是纤维束并未发生损伤;开孔板损伤发生及扩展的主要区域仍然集中在孔边区域,加上连接处距离孔边较远,对孔边损伤的发生和扩展影响不明显。

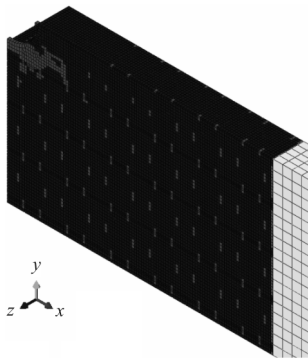


图 9 30%极限载荷下基体损伤分布
Fig. 9 Matrix damage distribution at a load of 30% of ultimate

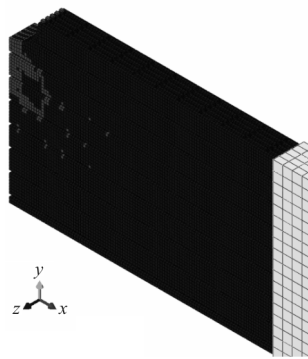


图 10 90%极限载荷下纤维损伤分布
Fig. 10 Fiber damage distribution at a load of 90% of ultimate

在分析过程中主要给出孔边的损伤过程,如图 11~图 13 所示。

当拉伸载荷达到 4 115.35 N 时,基体在孔边开始最先发生损伤,如图 11(a)所示;随着载荷的不断增大,基体与缝线的接触位置由于应变不连续而产生应力集中现象并发生损伤,致使基体损伤快速扩展,其扩展过程如图 12(a)所示;当峰值载荷达到 27 273.3 N 时,基体的损伤如图 13(a)所示。

当拉伸载荷达到 10 632.2 N 时,经纱开始在孔边出现损伤,如图 12(b)所示;随着载荷的增加,经纱在孔边的损伤逐渐沿 y 向扩展,同时,经纱与缝线的接触位置产生应力集中并发生损伤起始,由于该损伤位置点分布形状呈“X”形,经纱在此处的损伤逐渐扩展并连通,致使经纱的最终损伤状态呈“X”形扩展,如图 13(b)所示。

由于缝线主要受到基体的剪切作用,作用力较小,当拉伸载荷达到 20 227.5 N 时,缝线沿试件厚度方向才出现初始损伤,如图 11(c)所示;随着外载荷的增大,损伤呈“X”形扩展,面内纤维束未发生损伤;缝线在峰值外载荷时的损伤如图 13(d)所示,此时缝线 z 向纤维束损伤扩展到了试验件边缘。

纬纱由于不在主承载方向上,受到的载荷较小,当拉伸载荷达到峰值时,在孔边出现少许损伤,如图 13(c)所示。

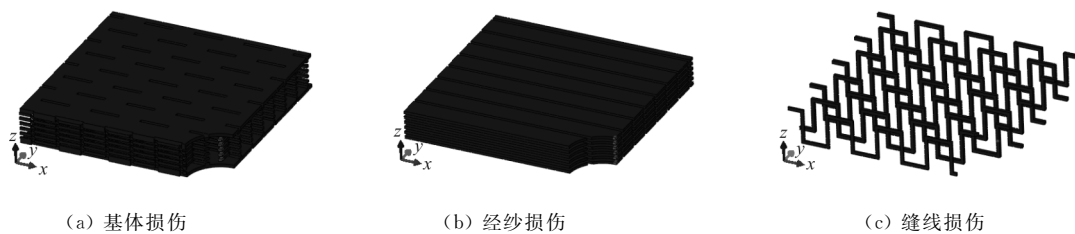
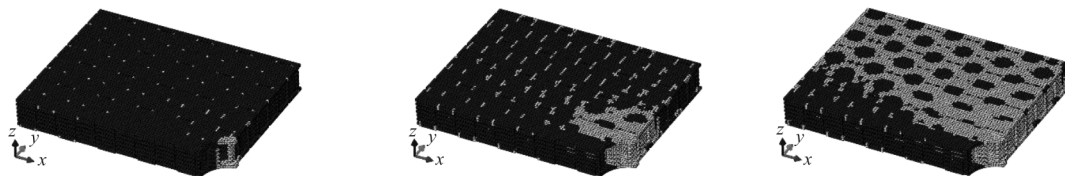


图 11 开孔 C/C 机织复合材料试验件拉伸损伤起始

Fig. 11 Tensile damage initiation of C/C woven composite open-hole plate



(a) 基体损伤扩展过程

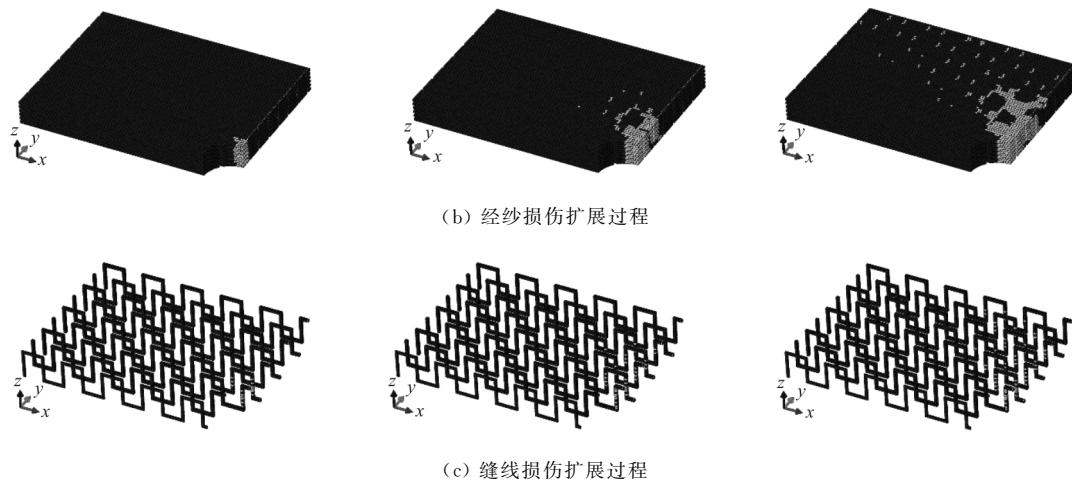


图 12 开孔 C/C 机织复合材料试验件拉伸损伤演化过程
 Fig. 12 Tensile damage process of C/C woven composite open-hole plate

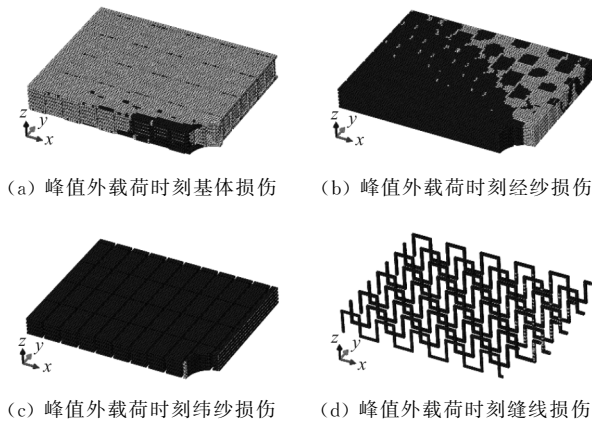


图 13 开孔 C/C 机织复合材料峰值外载荷时刻拉伸损伤
 Fig. 13 Tensile damage of C/C woven composite open-hole plate at ultimate load

2.2 开孔压缩

开孔机织复合材料压缩载荷—位移预测曲线如图 14 所示。

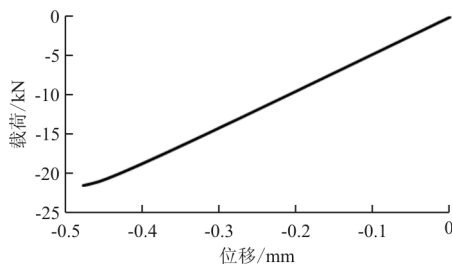


图 14 开孔机织复合材料压缩载荷—位移预测曲线
 Fig. 14 Compressive load-displacement plot of C/C woven composite open-hole plate

从图 14 可以看出:最大载荷为 21 374.9 N,压缩强度为 184.8 MPa。

开孔机织复合材料试验件压缩损伤起始、损伤演化过程以及峰值载荷时刻下的压缩损伤分别如图 15~图 17 所示。

由于基体的压缩强度大于拉伸强度,当压缩载荷达到 6 486.1 N 时,基体在孔边开始发生损伤,如图 15(a) 所示;随着压缩载荷的不断增大,基体的损伤向孔周扩展,其扩展过程如图 16(a) 所示,由于压缩载荷主要由经纱承担,基体损伤达到一定程度后承载下降,基体损伤不再继续扩展。基体在峰值载荷时的损伤分布如图 17(a) 所示,损伤主要出现在孔周及与缝线接触的区域。

当压缩载荷达到 7 892.86 N 时,经纱在孔边开始发生初始损伤并呈“X”形扩展;经纱在峰值外载荷时的损伤如图 17(b) 所示,此时经纱损伤扩展到了试验件边缘。

缝线面内纤维束开始出现压缩损伤起始的载荷为 11 633 N,如图 15(c) 所示。随着外载荷的增大,损伤在 xy 平面内快速扩展,沿试件厚度方向纤维束未发生破坏;缝线在峰值外载荷时的损伤如图 17(c) 所示,此时缝线的纬纱束在孔周也发生了少许损伤。

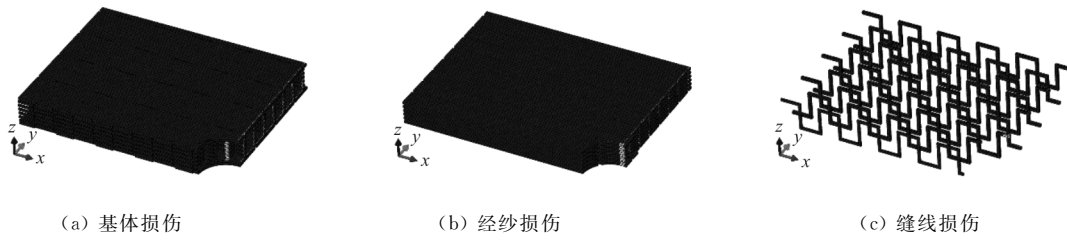


图 15 开孔机织复合材料试验件压缩损伤起始

Fig. 15 Compressive damage initiation of C/C woven composite open-hole plate

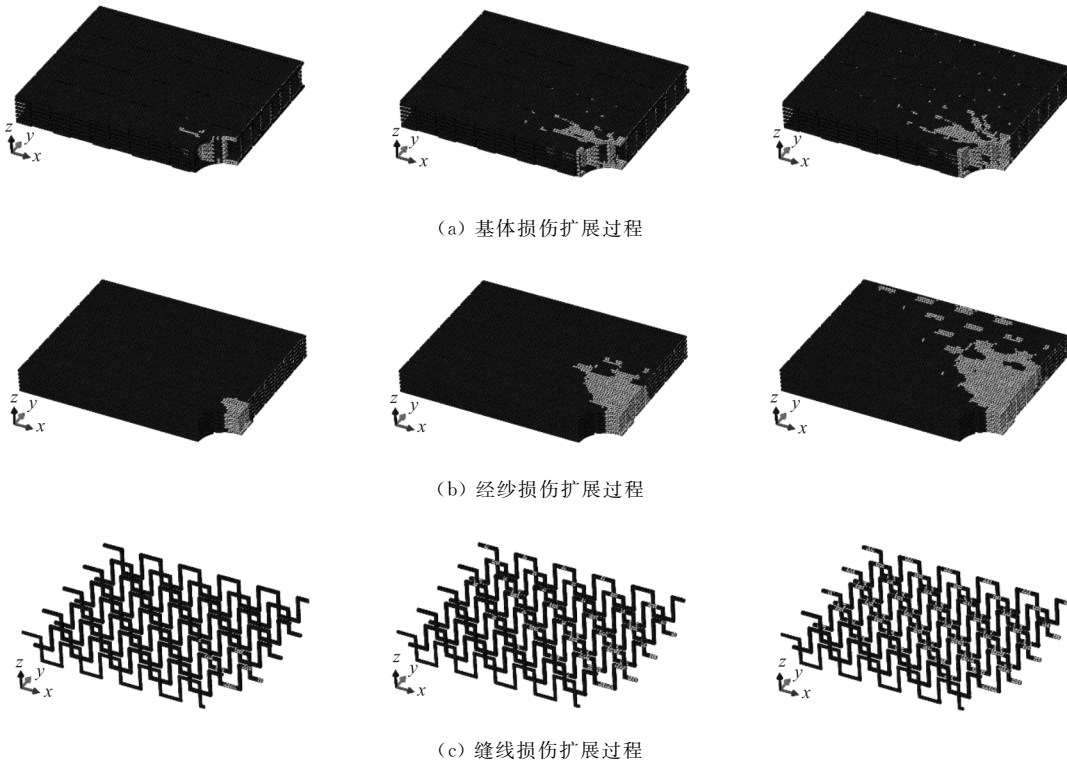


图 16 开孔机织复合材料试验件压缩损伤演化过程

Fig. 16 Compressive damage process of C/C woven composite open-hole plate

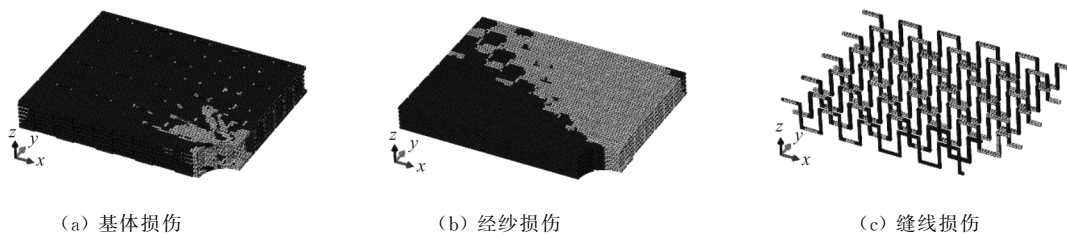


图 17 开孔机织复合材料峰值载荷时刻压缩损伤

Fig. 17 Compressive damage of C/C woven composite open-hole plate at ultimate load

3 结 论

(1) 对于 C/C 三向正交机织复合材料,其拉伸和压缩损伤均起始于基体和经纱的孔周。基体受拉伸力时,损伤快速扩展,受压时,直到压缩载荷峰值损伤扩展范围仍比较小。

(2) 拉伸过程中,由于缝线位置处的应力集中,使得拉伸损伤起始出现多处位置,最终的损伤呈“X”形分布;缝线拉伸时沿试件厚度方向损伤为主,压缩时以 xy 面内损伤为主;纬纱由于承担载荷较小,几乎不发生损伤。

参考文献

- [1] Bogdanovich A E. Multi-scale modeling, stress and failure analyses of 3-D woven composites[J]. *Journal of Materials Science*, 2006, 41(20): 6547-6590.
- [2] Lomov S V, Ivanov D S, Verpoest I, et al. Meso-FE modelling of textile composites: road map, data flow and algorithms[J]. *Composites Science & Technology*, 2007, 67(9): 1870-1891.
- [3] Lomov S V, Ivanov D S, Verpoest I, et al. Full-field strain measurements for validation of meso-FE analysis of textile composites[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2008, 39(8): 1218-1231.
- [4] Tsukrov I, Bayraktar H, Giovinazzo M, et al. Finite element modeling to predict cure-induced microcracking in three-dimensional woven composites [J]. *International Journal of Fracture*, 2011, 172(2): 209-216.
- [5] Ansar M, Wang X, Zhou C. Modeling strategies of 3D woven composites: a review[J]. *Composite Structures*, 2011, 93(8): 1947-1963.
- [6] Warren K C, Lopez-Anido R A, Vel S S, et al. Progressive failure analysis of three-dimensional woven carbon composites in single-bolt, double-shear bearing [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 84: 266-276.
- [7] Tabatabaei S A, Bedogni E, Melro A R, et al. Meso-FE simulation of progressive damage in textile composites using mesh superposition method[C]. *ECCM17-17th European Conference on Composite Materials*, 2016.
- [8] Vorobiov O, Tabatabaei S A, Lomov S V. Mesh superposition applied to meso-FE modelling of fibre-reinforced composites: cross-comparison of implementations[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2017, 111(11): 1003-1024.
- [9] 王宝来. 三维编织复合材料的力学性能和尺寸效应研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- Wang Baolai. Investigation on the mechanical properties and size effect of three-dimensional braided composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [10] 陈滨琦, 曾建江, 王玉青, 等. 三向受压下单向复合材料层板破坏的细观力学分析[J]. *复合材料学报*, 2017, 34(4): 573-583.
- Chen Binqi, Zeng Jianjiang, Wang Yuqing, et al. Micro-mechanics analysis of damage for unidirectional composite laminates under tri-axial compression[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(4): 573-583. (in Chinese)
- [11] Puck A. Calculating the strength of glass fibre/plastic laminates under combined load [J]. *Kunstst German Plast* 1969, 55: 18-19.
- [12] Puck A, Schneider W. On failure mechanisms and failure criteria of filament wound glass-fibre/ resin composites[J]. *Plast Polym*, 1969: 33-44.
- [13] Wronski A S, Parry T V. Compressive failure and kinking in uniaxially aligned glass-resin composite under superposed hydrostatic pressure [J]. *Journal of Materials Science*, 1982, 17: 3656-3662.
- [14] Sun W, Vassilopoulos A P, Keller T. Experimental investigation of kink initiation and kink band formation in unidirectional glass fiber-reinforced polymer specimens [J]. *Composite Structures*, 2015, 130: 9-17.
- [15] Sleight D W. Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures [R]. NASA/TP-1999-209107, 1999.
- [16] Blackketter D M, Walrath D E, Hansen A C. Modeling damage in a plain weave fabric-reinforced composite material[J]. *Journal of Composites Technology & Research*, 1993, 15(2): 136-142.

作者简介:

梁珩(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构设计。

王玉青(1991—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:结构健康监测。

童明波(1966—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)