

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.01.037

预紧力对复合材料螺栓接头拉伸力学性能影响的仿真研究

岳烜德, 韩子默, 张洪浩

(成都飞机工业有限责任公司, 四川 成都 610091)

摘要: 复合材料螺栓连接结构中, 预紧力是满足结构力学性能的关键参数。建立复合材料单螺栓单搭接接头有限元模型, 对预紧力及装配应力对其拉伸力学性能的影响规律进行研究。设置 11 组不同大小的预紧力水平, 得到预紧力对接头拉伸刚度、峰值载荷及复合材料渐进损伤的影响规律。结果表明: 对于直径 6.35 mm 的螺栓, 随着螺栓预紧力的增加, 复合材料螺栓接头的拉伸刚度与峰值载荷先增加后减小, 预紧力为 12 kN 左右时接头获得最佳力学性能。复合材料层压板的初始损伤载荷随预紧力的增加先缓慢增大后迅速减小, 预紧力为 10 kN 时基体初始损伤载荷最大; 预紧力为 12 kN 时, 纤维初始损伤载荷最大。

关键词: 复合材料; 螺栓; 预紧力; 力学性能; 损伤

中图分类号: V229 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2025)01-0175-05

Simulation Study on Effect of Preload on Tensile Mechanical Properties of Composite Bolted Joints

YUE Xuande, HAN Zimo, ZHANG Honghao

(AVIC Chengdu Aircraft Industry Group Co., Ltd., Chengdu 610091, China)

Abstract: As preload is the key parameter to meet the mechanical properties of the structure in composite bolted structures, a finite element model of composite single-bolt single-lap joint is established for investigating the influence of the preload and assembly stress on its tensile mechanical properties. Eleven sets of different sizes of preload levels are set, and the influence law of preload on the tensile stiffness, peak load and progressive damage of the composite material are obtained. The results show that the tensile stiffness and peak load of the composite bolt joint increases first and then decreases with the increase of the preload force for 6.35 mm diameter bolts, and the best mechanical properties are obtained when the preload force is about 12 kN. The initial damage load of the composite laminate increases slowly and then decreases rapidly with the increase of preload, in which the initial damage load reaches the maximum when preload is 10 kN and the initial damage load of the fiber attains the maximum as preload is 12 kN.

Keywords: composite; bolt; preload; mechanical properties; damage

0 引言

复合材料凭借其优异的力学性能, 在飞机结构中得到了广泛应用^[1-2]。复合材料的比强度和比模量较高, 耐疲劳性与破损安全性较好, 可以满足机体结构轻质高强的要求^[3]。随着复合材料结构设计、成型工艺和装配技术的不断发展, 复合材料构件的使用部位正在由次承力部件向主承力部件扩展^[4]。

螺栓连接主要用于受力较大的复合材料装配结构中, 与气动外形有关的结构多使用沉头螺栓, 例如机翼蒙皮壁板和机身筒段结构; 气动外形要求不高的部位常使用六角头螺栓连接, 例如中央翼盒中梁与肋的装配及翼身结合部位接头的连接。螺栓连接结构承载能力强, 连接质量易于检

查, 因而大量应用于复合材料装配结构中^[5-7]。

研究表明: 在复合材料螺栓连接结构中, 预紧力过大或过小时均有可能削弱结构的力学性能。预紧力过小时, 螺栓无法对被连接件提供足够的侧向支撑, 这会使拉伸时被连接件间的静摩擦力过小, 从而过早产生滑移与损伤; 预紧力过大时, 可能在拧紧的过程中就产生层内及层间损伤, 这些损伤会成为裂纹源, 使得结构在服役时过早产生结构失效, 削弱装配体力学性能。因此, 本文研究预紧力及装配应力对复合材料结构拉伸力学性能的影响, 并基于性能要求确定一个合理的预紧力取值范围, 对连接质量的控制及拧紧工艺参数的确定有一定指导作用。

研究预紧力对复合材料螺栓接头拉伸力学性

能的影响,可以使用理论计算、实验研究和仿真分析等手段^[8-10]。其中仿真分析成本较低,速度较快,值得进行深入研究。本文建立复合材料螺栓接头拉伸有限元模型,使用修正的 Puck 准则分析复合材料损伤,以此得到预紧力对复合材料接头拉伸力学性能及渐进损伤规律的影响。

1 复合材料螺栓接头有限元模型的建立

在 Abaqus/Standard 中建立了复合材料单螺栓单搭接头渐进损伤模型,其中,螺栓螺母建模使用的螺纹细节模型如图 1 所示。以 Puck 准则为基础,提出了一种改进的 Puck 准则,用于描述接头拉伸过程中复合材料的渐进损伤行为。利用拉伸实验仅能得到有限的复合材料渐进损伤的结果,而使用有限元模型可以对各类损伤的起始与扩展规律进行深入研究,可以从渐进损伤的角度,分析预紧力对复合材料螺栓接头准静态拉伸性能的影响规律。

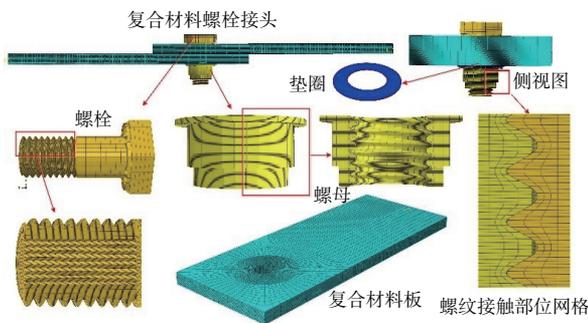


图 1 拉伸模型有限元网格

1.1 网格、材料与边界条件

由于拉伸试样两端固定在实验机夹具内,因此建模时不考虑夹持端。为了准确分析拉伸过程中螺栓变形与复合材料层压板的渐进损伤,使用螺栓螺母的细节模型进行分析。模型中各部件均使用 C3D8R 单元建立,以便进行沙漏控制^[11]。复合材料层压板每层划分为 1 个单元,厚度方向共划分 20 个单元。螺栓孔附近的应力集中区进行局部网格细化,以便进行精确的应力和损伤分析,如图 1 所示。

边界条件设置如图 2(a) 所示,拉伸时接头固定端 3 个平移自由度设置为 0,即 $U_x = U_y = U_z = 0$,施加位移的 1 端控制 2 个平移自由度为 0,即 $U_y = U_z = 0$, U_x 方向施加 5 mm 拉伸位移。模型中各构件间的接触设置如图 2(a) 所示。各接触面均设置为面面接触,罚函数用于定义其切向行为,

硬接触用于定义其法向行为。螺纹间摩擦因数设置为 0.104,支承面摩擦因数设置为 0.068,其余接触面摩擦因数设置为 0.2。

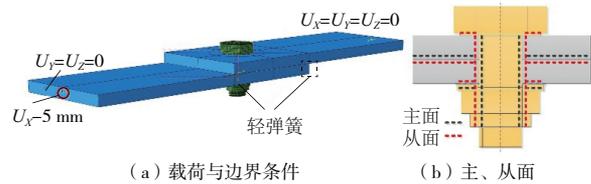


图 2 模型载荷与边界条件及主从面划分

1.2 改进的 Puck 损伤准则

随着复合材料结构实际受载的复杂化,唯象形失效准则在一些场合的预测精度有所降低。因此,部分学者基于对复合材料细观失效的实验观测与理论分析,提出了基于失效机理的复合材料失效准则,其中应用较为广泛的包括 Puck 准则^[12]与 LaRC05 准则。其中 Puck 准则考虑了复合材料受到横向压缩载荷时基体的脆性断裂,提出了断裂角和断裂面的概念,并指出判断基体损伤可以以断裂面上的应力分量为基础,仿真结果获得了较高精度。PINHO 等^[13]在此基础上提出了 LaRC05 准则,对复合材料的失效模式进行了更为深入的分析。该准则考虑了复合材料单向板的就地效应,剪切非线性作用以及纤维受到轴向压缩时可能产生的压缩劈裂失效与压缩弯折失效,预测精度得到了进一步提高。本文基于 LaRC05 准则,针对复合材料结构螺栓拧紧时的受力特点,提出一种改进的 LaRC05 失效准则。对比实验与仿真结果以及其他常用的失效准则可以发现,改进的 LaRC05 失效准则在计算复合材料结构螺栓拧紧时,可以得到更准确的分析结果。

本文构建一种改进的 Puck 准则分析复合层压板的损伤。其中,判断纤维损伤使用考虑剪切非线性的失效准则,基体失效(纤维间失效)使用 Puck 准则。对比其他常用的失效准则可以发现,本文使用的准则对于拉伸过程具有更高的分析准确度。

复合材料的应力-应变关系可以表达为下式:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & 0 & 0 \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & 0 \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $C_{11} = E_{11} T_c (1 - \nu_{23} \nu_{32})$; $C_{22} = E_{22} T_c (1 - \nu_{13} \nu_{31})$;

$$\begin{aligned} C_{33} &= E_{33} T_c (1 - \nu_{12} \nu_{21}); C_{12} = E_{22} T_c (\nu_{12} + \nu_{32} \nu_{13}); \\ C_{13} &= E_{33} T_c (\nu_{13} + \nu_{12} \nu_{23}); C_{23} = E_{33} T_c (\nu_{23} + \nu_{13} \nu_{21}); \\ C_{44} &= G_{23}, C_{55} = G_{31}, C_{66} = G_{12}; T_c = 1 / (1 - \nu_{12} \nu_{21} - \\ &\nu_{23} \nu_{32} - \nu_{13} \nu_{31} - 2\nu_{21} \nu_{32} \nu_{13}) \end{aligned}$$

OLMEDO 与 SANTIUSTE 提出的失效准则考虑了面内剪切应变与切应力之间的非线性关系如下式所示:

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}} \tau_{12} + \alpha_1 \tau_{12}^2 \quad (2)$$

式中: G_{12} 为面内切变模量; α_1 为实验确定的常数, 表征面内剪切应变与切应力之间非线性关系的大小, 此现象可能与基体的微裂纹有关。

以下关系式成立时纤维产生拉伸损伤 ($\sigma_{11} \geq 0$):

$$f_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha_1\tau_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{4}\alpha_1S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\alpha_1\tau_{13}^4}{S_{13}^2 + \frac{3}{4}\alpha_1S_{13}^4} \quad (3)$$

以下关系式成立时纤维产生压缩损伤 ($\sigma_{11} < 0$):

$$f_{fc} = \frac{|\sigma_{11}|}{X_c} = 1 \quad (4)$$

PINHO 的研究指出, Puck 准则可以准确预测基体损伤, 与其他准则相比, 它可以找出潜在的断裂平面, 如图 3 所示。断裂面上的应力值 σ_n 、 τ_1 、 τ_2 值可以通过坐标系转换计算, 通过将原始的直角坐标系绕 1 方向旋转角度 ϕ ($0^\circ \sim 180^\circ$) 即可。

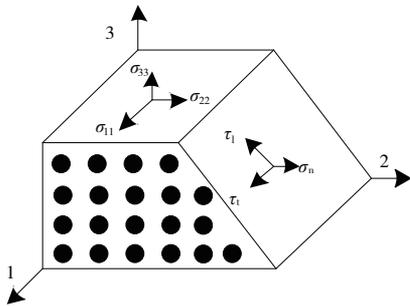


图3 三维应力状态下断裂面角度及应力分量

Puck 准则认为, 当应力状态 σ_n 、 τ_1 、 τ_2 值满足以下关系式时, 基体产生损伤。

基体拉伸损伤 ($\sigma_n \geq 0$) 如下式所示:

$$f_{mt} = \left(\frac{\sigma_n}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_1}{S_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{S_t} \right)^2 = 1 \quad (5)$$

基体压缩损伤 ($\sigma_n < 0$) 如下式所示:

$$f_{mc} = \left(\frac{\tau_1}{S_t - \mu_1 \sigma_n} \right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{S_t - \mu_1 \sigma_n} \right)^2 = 1 \quad (6)$$

式中: Y_t 为横向拉伸强度; $S_t = S_{12}$, S_t 、 μ_1 、 μ_2 计算公式如下:

$$\mu_1 = -\frac{1}{\tan(2\varphi_0)}, S_t = \frac{Y_c}{2\tan(\varphi_0)}, \mu_2 = S_t \frac{\mu_1}{S_1} \quad (7)$$

式中: φ_0 为横向纯压缩情况下, 断裂面与 1 方向的夹角, 通常是 53° ; Y_c 为横向压缩强度。

当单元应力状态满足损伤准则时, 复合材料的承载能力开始减弱, 各积分点处的应力值按照下式计算:

$$\sigma^d = (1-d)\sigma \quad (8)$$

式中: σ^d 为损伤发生后的应力值; σ 为未发生损伤时的最大应力值; d 为损伤变量, 按照式(9)进行计算损伤起始时 $d=0$ ($\varepsilon = \varepsilon_0$)。为了防止应力降为 0 时出现单元畸变, 将单元完全损伤时的损伤变量设置为 $d = d_{\max} = 0.99$ ($\varepsilon = \varepsilon_f$)。

$$d = \max \left\{ 0, \min \left[d_{\max}, \frac{\varepsilon^f(\varepsilon - \varepsilon_0)}{\varepsilon(\varepsilon^f - \varepsilon_0)} \right] \right\} \quad (9)$$

本文的有限元模型使用线性软化准则, 计算损伤发展过程中的应力值, 如图 4 所示。 ε^f 表示最终损伤时的应变, 按照式(10)进行计算。

$$\varepsilon^f = \frac{2\Gamma}{\sigma_0 L} \quad (10)$$

式中: Γ 表示断裂能; σ_0 表示初始损伤时的应力; L 为单元特征长度。

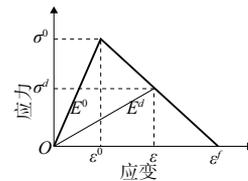


图4 线性软化准则示意图

在 Abaqus 中使用 UMAT 子程序分析复合材料层压板的损伤。使用状态变量 SDV1 与 SDV2 分别表示复合材料层压板的纤维损伤与基体损伤。有限元计算过程中, 每一个增量步都要将单元积分点的应力值代入相应的损伤准则, 计算损伤系数, 并更新状态变量 SDV 的值。损伤系数小于 1 时表示单元未发生损伤, 仍具有承载能力; 损伤系数等于 1 时表示单元发生损伤, 需要按照材料退化准则对其刚度进行折减。

2 结果与讨论

2.1 载荷-位移曲线

分析接头的载荷-位移曲线可以看出, 随着预紧力的增加, 复合材料螺栓接头的拉伸刚度和峰值载荷先增加后减小, 如图 5 所示。当预紧力在 12 kN 附近时, 达到最佳力学性能, 此时接头的峰

值载荷为 16.66 kN,拉伸刚度为 19.12 kN/mm。

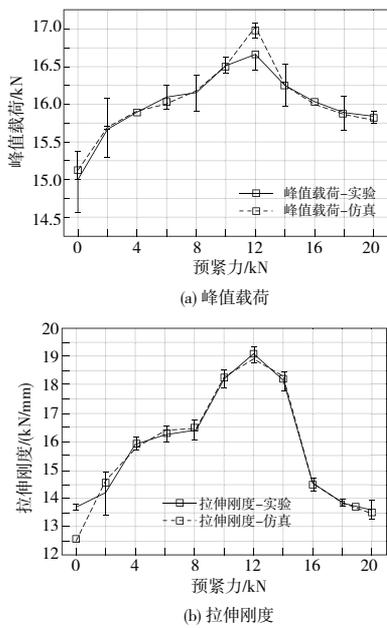


图 5 不同预紧力下接头的峰值载荷与拉伸刚度

2.2 复合材料层压板渐进损伤分析

图 6 所示为复合材料层压板产生基体损伤与纤维损伤所对应的初始损伤载荷。由分析结果可知:随着螺栓预紧力的增加,复合材料的初始损伤载荷先缓慢增加后迅速减小,其中预紧力为 10 kN 时,基体初始损伤载荷最大,达到 4.31 kN;预紧力为 12 kN 时,纤维初始损伤载荷最大,为 7.14 kN。预紧力较小时,螺栓为复合材料接头提供的正压力较小,复合材料板之间的静摩擦力较小,因此接头拉伸时会在较小的外载荷下产生相对滑动,造成螺栓杆与复合材料孔之间过早产生较为强烈的挤压作用,导致初始损伤载荷的降低。随着预紧力的增加,纤维和基体的初始损伤载荷也不断增加,这表明接头的力学性能有所提高,抵抗损伤的能力逐渐增强。但是当预紧力过大时,复合材料层压板在螺栓拧紧时就会产生较高的应力,因此接头拉伸时会在较低的外载荷下就产生基体损伤与纤维损伤。当预紧力达到 16 kN 附近时,螺栓拧紧后复合材料层压板就产生了基体损伤,损伤部位主要位于螺栓头和垫圈直接挤压的位置。

受螺栓杆挤压作用和各铺层角度的影响,基体损伤与纤维损伤主要发生在复合材料孔周 A、B 两个区域。A 区域损伤主要分布在 90°~270° 范围内,B 区域损伤主要分布在 -90°~90° 范围,如

图 7 所示。图 8 表示复合材料层压板产生初始损伤时的载荷大小及损伤位置。图 9 表示预紧力为 12 kN 与 18 kN 的两个实验组在外载荷 15 kN 附近时复合材料层压板的损伤情况。随着拉伸外载荷的增加,基体损伤主要沿着拉伸轴线方向不断扩展,纤维损伤的发展主要受到纤维方向和拉伸轴线方向的影响。最终表现为宏观上的孔周挤压损伤。靠近螺母的复合材料外表面还产生了沿纤维方向的分层,这可能是由于螺母的挤压造成的,如图 10 所示。

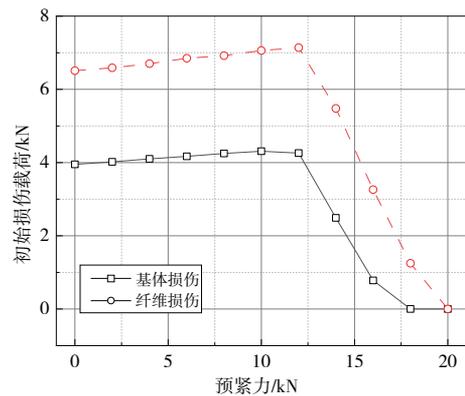


图 6 不同预紧力下接头的初始损伤载荷

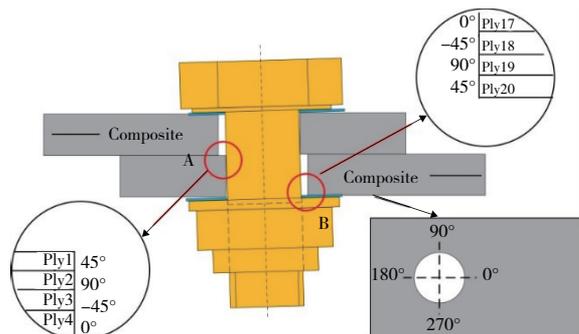


图 7 复合材料层压板渐进损伤分析区域

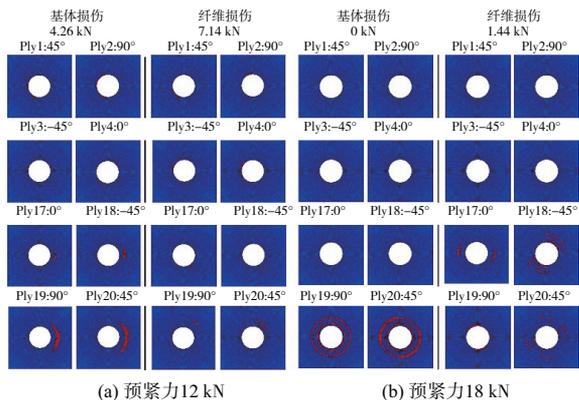


图 8 复合材料层压板初始损伤情况 (预紧力 12 kN 与 18 kN)

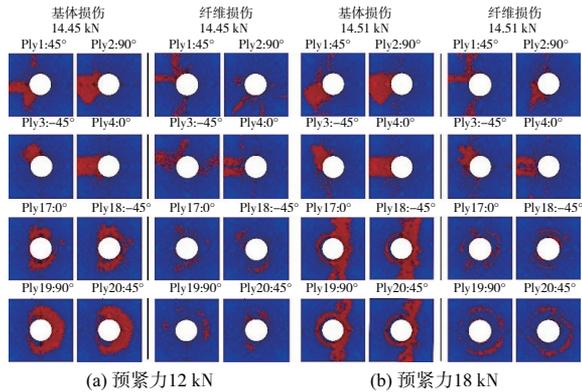


图9 拉伸载荷 15 kN 附近复合材料层压板损伤情况 (预紧力 12 kN 与 18 kN)

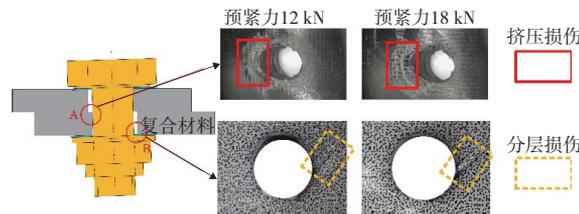


图10 复合材料层压板损伤情况

3 结语

1) 预紧力对于直径 6.35 mm 的螺栓而言,随着螺栓预紧力的增加,复合材料螺栓接头的拉伸刚度与峰值载荷先增加后减小,预紧力为 12 kN 左右时接头获得最佳力学性能,此时峰值载荷为 16.66 kN,拉伸刚度为 19.12 kN/mm。

2) 复合材料层压板的初始损伤载荷随预紧力的增加先缓慢增大后迅速减小。其中:预紧力为 10 kN 时基体初始损伤载荷最大,为 4.31 kN;预紧力为 12 kN 时,纤维初始损伤载荷最大,为 7.14 kN。

参考文献:

[1] AAMIR M, TOLOUEI-RAD M, GIASIN K, et al. Recent advances in drilling of carbon fiber-reinforced polymers for aerospace applications; a review[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(5): 2289-2308.

[2] ARISTA R, FALGARONE H. Flexible best fit assembly of large aircraft components. airbus A350 XWB case study[M]//Product Lifecycle Management and the Industry of the Future. Cham: Springer International Publishing, 2017: 152-161.

[3] MARSH G. Airbus A350 XWB update[J]. Reinforced Plastics, 2010, 54(6): 20-24.

[4] 杨浩然, 安鲁陵, 黎雪婷. 飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 30-37.

[5] 王华. 飞机先进复合材料结构装配协调技术研究现状与发展趋势[J]. 航空制造技术, 2018, 61(7): 26-33.

[6] 高航, 曾祥钱, 刘学术, 等. 大型复合材料构件连接装配二次损伤及抑制策略[J]. 航空制造技术, 2017, 60(22): 28-35.

[7] 谢鸣九. 复合材料连接技术[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.

[8] BABU K N, NARESH H, SRINIVASA GUPTA G. Design and analysis of bolted joint for rocket motor casing[J]. Materials Today: Proceedings, 2018, 5(2): 5165-5174.

[9] MAHDI ATTAR M. Analytical study of two pin-loaded holes in unidirectional fiber-reinforced composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 2013, 80(2): 0210041-0210046.

[10] COMER A J, DHÔTE J X, STANLEY W F, et al. Thermo-mechanical fatigue analysis of liquid shim in mechanically fastened hybrid joints for aerospace applications[J]. Composite Structures, 2012, 94(7): 2181-2187.

[11] YUE X D, AN L L, CHEN Z T, et al. Influence of gap filling on mechanical properties of composite-aluminum single-lap single-bolt hybrid joints[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2021, 13(2): 168781402198950.

[12] PUCK A, SCHÜRMAN H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(12/13): 1633-1662.

[13] PINHO S, DARVIZEH R, ROBINSON P, et al. Material and structural response of polymer-matrix fibre-reinforced composites[J]. Journal of Composite Materials, 2012, 46(19/20): 2313-2341.

收稿日期: 2023-05-31