

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.01.013

复合材料平尾接头力学性能研究

强 锋¹, 陈普会¹, 阳 奥²

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 上海飞机设计研究院, 上海 201206)

摘要: 针对某平尾中央翼与外翼前梁连接接头, 设计了复合材料接头试验件。根据平尾接头实际载荷工况及试验件构型, 设计了特定的试验夹具, 确定了静力试验方案。通过静力试验, 得到了试验件在实际载荷工况下的静力极限载荷和破坏模式。并采用 ABAQUS 有限元软件, 对中央翼前梁接头、外翼前梁接头试验件进行静力分析, 有限元预测结果和试验结果吻合较好, 证明了有限元模型的准确性。数值计算结果表明: 接头在静力载荷工况下, 孔边产生应力集中, 导致孔边纤维破坏并向周围扩展, 最终失去承载能力。

关键词: 复合材料; 螺栓连接; 数值模拟; 接头设计; 极限载荷

中图分类号: V214.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)01-0114-07

Mechanical Properties of Composite Horizontal Tail Joints

QIANG Feng¹, CHEN Puhui¹, YANG Ao²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201206, China)

Abstract: Aiming at the front beam joints between the central wing and the outer wing of the horizontal tail, the composite joints test pieces are designed. According to the actual load conditions of the horizontal tail joints and the configuration of the test pieces, the specific test fixtures are designed and the static test scheme is determined. Through the static test, the static limit loads and failure modes of the test pieces under the actual load conditions are obtained. The static analysis of the central wing front beam joint and the outer wing front beam joint test pieces are carried out on ABAQUS, the finite element software. The finite element prediction results are in good agreement with the test results, which proves the accuracy of the finite element model. Numerical results show that under the static load conditions, the stress concentration occurs at the hole edge, which leads to the destruction of the fiber and expansion around the hole edge, and finally the lost of the bearing capacity.

Key words: composite materials; bolted connection; numerical simulation; joints design; limit load

复合材料因其轻质高强、耐疲劳和耐腐蚀等优点, 被广泛应用于飞机主承力结构中^[1-2]。而飞机主承力结构之间, 一般通过设计相应的连接结构传递载荷。复合材料接头作为常见的连接结构, 在传力路径中, 它的载荷工况复杂, 多数情况下, 接头之

间通过螺栓连接在一起, 螺栓孔边应力集中导致结构可靠性降低。因此, 复合材料接头的连接设计是飞机结构设计中至关重要的一环^[3-4], 国内外学者对此做了大量研究。

牛芳芳^[5]对复合材料连接技术研究现状进行

收稿日期: 2021-11-04; 修订日期: 2022-01-14

通信作者: 陈普会, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: phchen@nuaa.edu.cn.

引用格式: 强锋, 陈普会, 阳奥. 复合材料平尾接头力学性能研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(1): 114-120.
QIANG Feng, CHEN Puhui, YANG Ao. Mechanical properties of composite horizontal tail joints[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(1): 114-120.

设计了用于接头静力试验的专用夹具,如图2所示(注:实际夹具沿厚度方向一分为二)。由于外翼前梁接头和中央翼前梁接头 θ 角度不同,因此,两种接头圆盘夹具的定位凹槽部分开槽角度不同。

表1 静力加载方案

Table 1 Static loading scheme

试验件	实际载荷方向角/(°)	试验载荷角 θ /(°)
外翼前梁接头	7.4(拉伸)	7.0
中央翼前梁接头	-23.9(压缩)	-24.0

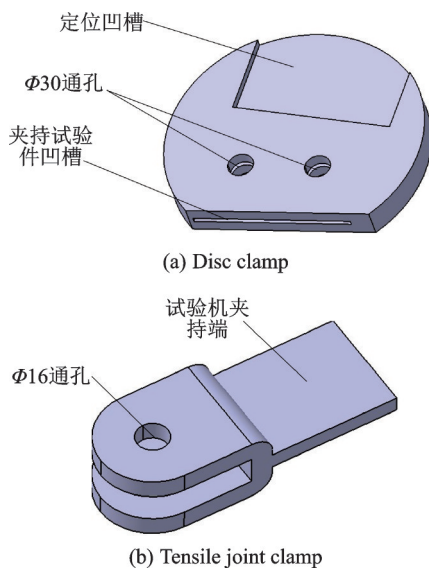


图2 试验夹具示意图

Fig.2 Schematic diagram of test clamps

1.3 试验准备

试验件与夹具的装配图如图3所示。加载前,需要将试验件与夹具连接在一起装夹到试验机上。试验件通过两个M30螺栓装夹到圆盘夹具中,再用试验机下夹头水平夹紧圆盘夹具的定位凹槽部分,然后把拉伸接头夹具装夹到试验机上夹头,并通过一个M16螺栓与试验件连接,最后再用扭矩扳手拧紧螺栓(M16、M30螺栓的拧紧力矩分别为220 N·m、322 N·m)。

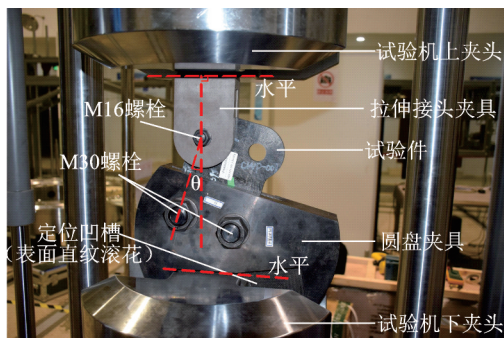


图3 试验件与夹具装配示意图

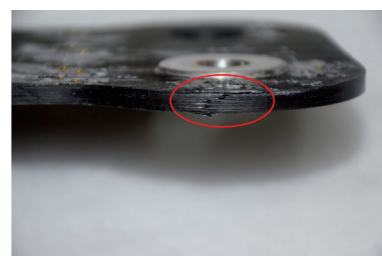
Fig.3 Assembly diagram of test piece and clamps

试验时,试验机下夹头固定,载荷通过试验机上夹头移动施加。正式试验前先进行预试验,外翼前梁接头试验件的预试验载荷为30 kN,中央翼前梁接头试验件的预试验载荷为50 kN,当预试验的载荷随着位移线性增加时,证明装配间隙及试验机平台间隙已被消除,两次预试验完成后,进行正式试验,外翼前梁接头试验加载速率为0.1 mm/min,中央翼前梁接头试验加载速率为0.5 mm/min。

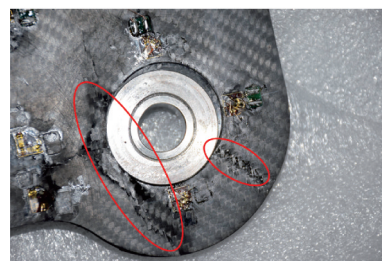
2 试验结果

试验是在MTS Model 311.31万能试验机上进行的。按照试验方案,进行试验件的装夹,装夹完成后,先进行两次预试验,再进行正式试验。试验结束后,将试验件拆卸下来观察试验件的破坏模式,见图4。其中,外翼前梁接头试验件的极限载荷为92.7 kN,中央翼前梁接头试验件的极限载荷为192.0 kN。

从图4(a)中可以看出,外翼前梁接头在一定角度的拉伸载荷作用下,最终失效模式为孔边纤维拉伸断裂,断裂面垂直于载荷方向;从图4(b)中可以看出,中央翼前梁接头在一定角度的压缩载荷作用下,初始破坏模式为孔边纤维和基体压缩破坏,同时衬套也发生了明显的滑移,由于中央翼前梁接头铺层厚度是外翼前梁接头铺层厚度的2倍,承载能力较强,随着孔边挤压应力进一步增大,压缩破坏的区域不断扩大,破坏模式逐渐转变为载荷方向两侧孔边纤维的拉伸断裂,最终试验件失去承载能力。



(a) Outer wing front beam joint test piece



(b) Center wing front beam joint test piece

图4 外(中央)翼前梁接头破坏模式

Fig.4 Failure modes of outer (central) wing front beam joint

3 有限元模型

3.1 复合材料失效判据及性能退化策略

目前,复合材料的失效准则分为两大类:(1)不区分失效模式,例如最大应力准则、最大应变准则、Tsai-Hill 失效准则^[17]等;(2)区分失效模式,例如 Hashin 失效准则^[18]、Puck 失效准则^[19]等。其中二维 Hashin 失效准则计算简单且适用性强,能够准确预测大部分复合材料层压板的失效。因此,本文选择二维 Hashin 失效准则作为复合材料平尾接头的失效判据,该准则区分了 4 种不同的失效模式,具体公式为

$$\text{纤维拉伸失效}(\sigma_{11} \geq 0) \\ \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

$$\text{纤维压缩失效}(\sigma_{11} < 0) \\ \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

$$\text{基体拉伸失效}(\sigma_{22} \geq 0) \\ \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

$$\text{基体压缩失效}(\sigma_{22} < 0) \\ \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中: X_C 为纤维方向的压缩强度, X_T 为纤维方向的拉伸强度, Y_C 为基体方向的压缩强度, Y_T 为基体方向的拉伸强度, S_{12} 为纵横剪切强度。

在复合材料发生损伤后,需要进行刚度折减。目前,复合材料的性能退化方法主要分为两种:直接刚度折减法、渐进损伤模型。直接刚度折减法中,折减系数的选取依赖大量试验数据和工程经验,选取不当会造成数值计算矩阵奇异;而渐进损伤模型通过损伤状态变量来描述材料的损伤过程,引入了材料应变能释放率的概念^[20]。因此,本文选择较为常用的线性渐进损伤模型作为复合材料性能退化方法。本文复合材料参数见表 2,3。

3.2 复合材料接头有限元建模

为了分析复合材料平尾接头的损伤过程,利用 ABAQUS 有限元软件,建立了复合材料平尾接头静力试验的有限元模型,如图 5 所示(外翼前梁接头、中央翼前梁接头载荷方向不同)。

将螺栓螺母简化为一个零件,接触算法采用“硬接触”,摩擦系数为 0.2,不考虑螺栓与孔之间的间隙;试验件采用连续壳单元(SC8R)模拟,螺栓和夹具都采用线性减缩积分单元(C3D8R)模拟,厚度方向网格尺寸约为 2 mm;载荷及边界条件:圆盘

表 2 HFW220TA-A3-2/2-1000 复合材料单向板材料属性
Table 2 Material properties of HFW220TA-A3-2/2-1000 composite unidirectional laminate

弹性材料属性和密度				
E_1/GPa	E_2/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	$\rho/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$
60	60	4	0.28	1.6
强度属性				
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa
839	715	873	738	115
临界应变能释放率				
$G_C^f/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_C^c/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_C^{mt}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_C^{mc}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	
2.52	2.08	2.52	2.08	

表 3 HFW160PA-A3-1000 复合材料单向板材料属性
Table 3 Material properties of HFW160PA-A3-1000 composite unidirectional laminate

弹性材料属性和密度				
E_1/GPa	E_2/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	$\rho/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$
120	9	4	0.28	1.6
强度属性				
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa
1906	1136	66.8	225	115
临界应变能释放率				
$G_C^f/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_C^c/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_C^{mt}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_C^{mc}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	
6.0	2.67	0.139	0.556	

注: E_1 、 E_2 为纤维、基体方向的弹性模量, ν_{12} 为面内泊松比, G_{12} 为面内剪切模量, X_T 、 X_C 为纤维方向拉伸、压缩强度, Y_T 、 Y_C 分别为基体方向拉伸、压缩强度, S_{12} 为纵横剪切强度, ρ 为材料密度, G_C^f 、 G_C^c 分别为纤维拉伸、压缩临界应变能释放率, G_C^{mt} 、 G_C^{mc} 分别为基体拉伸、压缩临界应变能释放率。

夹具与试验机接触面固支,拉伸接头夹具与试验机接触面施加位移载荷。

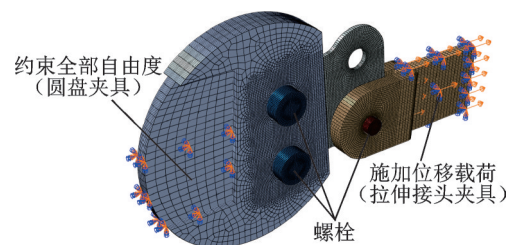


图 5 外(中央)翼前梁接头有限元模型

Fig.5 Finite element model of outer (central) wing front beam joints

4 试验与有限元结果对比

有限元计算采用了显式分析,显式分析过程中的能量曲线如图 6 所示,图 6 中可以看到除加载初始阶段外,在整个分析过程中,模型动能占内能的百分比始终小于 5%,惯性力的影响可以忽略不

计,因此静力分析的计算结果是较为真实的。

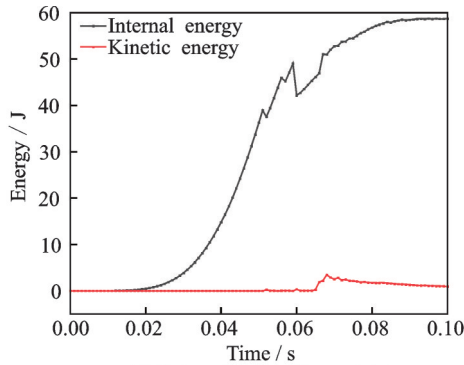
复合材料平尾接头试验与有限元计算的极限载荷对比见表4,其中,外翼前梁接头、中央翼前梁接头仿真与试验极限载荷的相对误差均小于

10%,满足工程实际要求。

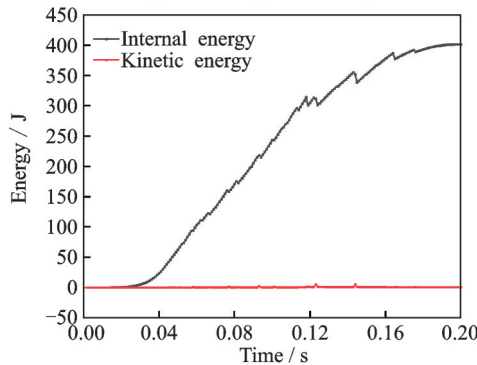
表4 复合材料平尾接头极限载荷

Table 4 Limit loads of composite horizontal tail joints

试验件类型	试验极限载荷/kN	仿真极限载荷/kN	相对误差/%
外翼前梁接头	92.7	84.8	-8.5
中央翼前梁接头	192.0	192.4	0.2



(a) Outer wing front beam joint



(b) Center wing front beam joint

图6 平尾接头有限元显式分析能量曲线

Fig.6 Explicit analysis of energy curves of horizontal tail joints by finite element method

复合材料平尾接头的应力分布云图如图7所示,图7中显示多个螺栓孔处出现了应力集中,而应力最大点出现在加载孔处(M16螺栓孔,衬套未显示),这也表明损伤起始点的位置会出现在加载孔边,计算与试验结果基本一致。

表5为有限元计算的复合材料平尾接头渐进损伤过程,区分了4种不同的失效模式。可以看到,不论是外翼前梁接头还是中央翼前梁接头,均不是单一损伤模式,而是耦合了多种损伤模式,失效过程较为复杂。

结合复合材料平尾接头的应力云图和损伤云图,可以看出:试验过程中,孔边应力集中导致了损伤的发生。外翼前梁接头、中央翼前梁接头的耳片孔与螺栓接触部分先发生了基体压缩失效,由于载荷方向不同且外翼前梁接头强度小于中央翼前梁接头,随着载荷的增加,外翼前梁接头孔边无法继续承受挤压载荷,破坏模式转变为载荷方向两侧孔边纤维拉伸失效,并出现了类似试验的拉伸断裂

表5 复合材料平尾接头渐进损伤过程

Table 5 Progressive damage process of composite horizontal tail joints

试验件类型	损伤过程	纤维拉伸失效	纤维压缩失效	基体拉伸失效	基体压缩失效
外翼前梁接头	损伤起始				
	最终失效				
中央翼前梁接头	损伤起始				
	最终失效				

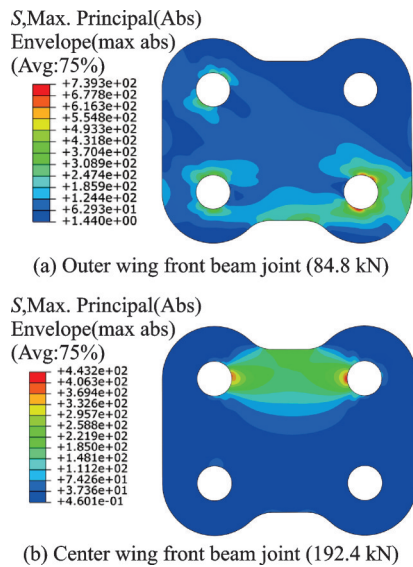


图 7 复合材料平尾接头应力云图

Fig.7 Stress nephograms of composite horizontal tail joints

面;而中央翼前梁接头强度较大,孔边接触部分继续承载,随着压缩破坏区域的不断扩大,最终也出现了纤维拉伸失效,直至试验件破坏。

综上所述,该有限元模型较好地预测了复合材料平尾接头的极限载荷与破坏模式,阐明了复合材料平尾接头在实际载荷工况下的渐进损伤过程,为其进一步设计提供了参考。

5 结 论

本文通过试验研究与仿真分析,得到了复合材料平尾接头的静力力学性能(由于篇幅限制,接头疲劳性能研究未作介绍),有如下结论:

(1) 复合材料中央翼前梁接头的铺层厚度是外翼前梁接头铺层厚度的 2 倍,其破坏载荷也约为外翼前梁接头的 2 倍(此处未考虑载荷方向差异)。

(2) 复合材料平尾接头的破坏模式受载荷工况及铺层厚度影响较大,外翼前梁接头在拉伸载荷作用下,试验件孔边损伤以纤维拉伸断裂为主;中央翼前梁接头在压缩载荷作用下,试验件孔边损伤以纤维压缩破坏为主。

(3) 通过对比有限元模型预测结果与试验结果,验证了该模型的准确性,仿真结果也进一步揭示了复合材料平尾接头的渐进损伤过程。

参考文献:

- [1] HOGG P J. Composites in armor[J]. Science, 2006, 314(5802): 1100-1101.
- [2] CHAE H G, KUMAR S. Making strong fibers[J]. Science, 2008, 319(5865): 908-909.
- [3] 鞠苏, 曾竟成, 江大志, 等. 碳纤维增强复合材料接头研究进展[J]. 高科技纤维与应用, 2006, 45(3):

29-35.

JU Su, ZENG Jingcheng, JIANG Dazhi, et al. Study progress in carbon fiber reinforced composite joint[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2006, 45(3): 29-35.

- [4] 叶聪杰, 古兴瑾, 袁坚锋, 等. 复合材料RTM十字形接头力学性能研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3): 381-387.

YE Congjie, GU Xingjin, YUAN Jianfeng, et al. Mechanical behavior of RTM composite cross joints[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(3): 381-387.

- [5] 牛芳芳. 复合材料连接技术研究现状[J]. 粘接, 2021, 45(1): 58-60.

NIU Fangfang. Research advances of connection techniques for composites[J]. Adhesion, 2021, 45(1): 58-60.

- [6] CHRISTOS K, WILLIAM A T. Failure prediction of composite lugs under axial loads[J]. AIAA Journal, 2003, 41(11): 2239-2243.

- [7] 孙涛, 周金宇, 臧杰. 复合材料螺栓连接失效分析[J]. 机械设计与制造, 2019, 342(8): 168-171.

SUN Tao, ZHOU Jinyu, ZANG Jie. Failure analysis of bolted joint of composite materials[J]. Machinery Design & Manufacture, 2019, 342(8): 168-171.

- [8] KYLE C, ROBERTO A, SENTHIL S, et al. Progressive failure analysis of three-dimensional woven carbon composites in single-bolt, double-shear bearing [J]. Composites Part B, 2016, 84: 266-276.

- [9] CÉCILE G, ANTOINE H, FRANÇOIS-XAVIER I, et al. Experimental analysis and damage modeling of the shear-out failure mode of a 3D woven composite lug[J]. Composite Structures, 2021, 261: 113522.

- [10] 郭丽君, 陆方舟, 李想, 等. 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头拉伸失效机制[J]. 复合材料学报, 2020, 37(9): 2163-2172.

GUO Lijun, LU Fangzhou, LI Xiang, et al. Tensile failure mechanism of carbon fiber/epoxy composite winding joint[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(9): 2163-2172.

- [11] 曹跃杰, 魏凌峰, 张铭豪, 等. 薄层复合材料螺栓连接结构渐进失效机制试验研究[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 311-326.

CAO Yuejie, WEI Lingfeng, ZHANG Minghao, et al. Experimental study on progressive failure mechanism of thin-laminate bolted joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 311-326.

- [12] 唐玉玲, 陈浩, 周振功, 等. C/C编织复合材料双剪连接结构的挤压强度[J]. 机械工程学报, 2020, 56(18): 51-60.

TANG Yuling, CHEN Hao, ZHOU Zhengong, et al. Bearing strength of carbon/carbon braided compos-

- ites double shear joint[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(18): 51-60.
- [13] 蔡正林, 马鹏, 李进, 等. 多因素协同对 GF/VE 复合材料螺栓连接强度的影响研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2020, 323(12): 54-58.
- CAI Zhenglin, MA Peng, LI Jin, et al. Study on the effect of multi-factor cooperation on the bolted connection strength of GF/VE composite materials[J]. *Composites Science and Engineering*, 2020, 323(12): 54-58.
- [14] 邵家儒, 刘牛, 曾宪君, 等. 复合材料机翼结构力学分析及连接设计[J]. *重庆理工大学学报(自然科学)*, 2020, 34(10): 126-133.
- SHAO Jiaru, LIU Niu, ZENG Xianjun, et al. Mechanical analysis and connection design of composite wing[J]. *Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science)*, 2020, 34(10): 126-133.
- [15] 于德润, 丁新静, 梁钺, 等. 先进树脂基复合材料 RTM 工艺的研究进展[J]. *纤维复合材料*, 2021, 38(3): 94-98.
- YU Derun, DING Xinjing, LIANG Fan, et al. Research progress of RTM process for advanced resin matrix composites[J]. *Fiber Composites*, 2021, 38(3): 94-98.
- [16] 王喆. 复合材料平尾中央翼的强度分析与设计改进[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- WANG Zhe. Strength analysis and improved design of composite horizontal central-wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [17] TSAI S W. Strength characteristics of composite materials: NASA CR-224[R].[S.l.]: NASA, 1965.
- [18] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2): 329-334.
- [19] 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.
- [20] 范磊. 复合材料加筋板边缘冲击模拟及冲击后压缩分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- FAN Lei. Simulation and analysis of edge impact and compression-after-impact on stiffened composite panels [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

(编辑: 陈珺)