

文章编号:1674-8190(2020)05-679-07

复合材料-钛合金混合结构多钉连接钉载分布及有限元计算

陈龙, 陈普会

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘要: 连接部位通常是复合材料结构强度的薄弱环节, 复合材料的多钉连接由于存在钉载分配不均匀性而降低了其连接的强度, 因此确定钉载分布规律及其影响因素对提高多钉连接的传载效率具有重要意义。以复合材料-钛合金混合结构为研究对象, 分析凸头、沉头两种紧固件连接下复合材料板间共固化、胶接和分离三种装配形式的钉载分配特性以及不同装配形式对钉传载荷的影响; 利用应变电测法测量连接区钉孔的应力分布; 采用 ABAQUS 软件建立三维有限元实体模型, 对钉群的钉载分配行为进行仿真分析及试验验证。结果表明: 除沉头铆钉复合材料板共固化连接件的钉载分配呈加载端至支反端逐渐递减的阶梯状外, 其他各形式连接件的钉载分配皆呈两边高、中间低的浴盆状, 仅各排钉载所占比例有所区别; 复合材料板分离件各排钉载差距最大, 胶接件次之, 共固化件差距最小。

关键词: 复合材料-钛合金多钉连接; 钉载分布; 应变; 有限元分析

中图分类号: V214.8; TB332

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.010

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Load Distribution and Finite Element Analysis of Composite-to-titanium Hybrid Structure with Multiple-bolted Joints

CHEN Long, CHEN Puhui

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The joint part is usually a weak link of the composite structural strength, and the multi-bolt joint of the composite greatly reduces the joint strength due to the uneven bolt load distribution. Therefore, it is of important significance for increasing efficient load transfer to determine the distribution of the bolt load and its influencing factors. Taking the composite-to-titanium hybrid structure as the research object, the load distribution characteristics and influence of different assembly forms of co-cured, bonded and separated on bolt load under the joint of two kinds of fasteners, such as the protruding and the countersunk, are analyzed. The stress distribution of the bolt hole in the joint area is measured by strain electric measurement. The numerical simulation model is established by ABAQUS software to analyze the bolt load distribution of joints in composite laminate with metal. The results show that the load distribution of the co-cured composite laminate with countersunk bolt joint is stepped from the loading end to the opposite end of the branch, while the load distribution of the other joints is high on both sides and low in the middle. The only difference is the proportions of bolt load in each row. The bolt load differences of the separated composite laminate are the largest, the bonded are the second, and the co-cured is the smallest.

Key words: composite-to-titanium hybrid structure with multiple bolted joints; load distribution; strain; finite element analysis

收稿日期:2019-11-25; 修回日期:2020-03-12

通信作者:陈龙,15695292959@163.com

引用格式:陈龙, 陈普会. 复合材料-钛合金混合结构多钉连接钉载分布及有限元计算[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 679-685.

CHEN Long, CHEN Puhui. Load distribution and finite element analysis of composite-to-titanium hybrid structure with multiple-bolted joints[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 679-685. (in Chinese)

0 引言

在飞机结构设计过程中,必须通过相应的连接方式来解决各部件之间的载荷传递问题,复合材料连接是复合材料结构设计的关键环节^[1]。对于一般的多钉连接,确定连接区的钉载分配是结构连接强度计算的依据^[2]。由于复合材料是脆性材料,通常纤维增强复合材料层合板在破坏以前呈近似线性,材料不会出现局部屈服或应力重新分配,不具有重新分配载荷的能力,因此钉载分配严重不均匀,导致理论估算结构承载能力和计算载荷分布非常困难^[3-4]。

对于复合材料多钉连接,国内外通过试验、理论计算和数值仿真等方法对紧固件的钉载分布、结构强度以及破坏形式进行了系统的研究。C. T. McCarthy 等^[5]基于智能螺栓测试方法研究了复合材料单列三钉单搭连接接头中钉孔间隙对载荷分配的影响;O. Buket^[6]对不同尺寸下采用螺栓连接的复合材料层合板进行了试验研究,结果表明破坏载荷和破坏模式受结构尺寸影响较大;蒋持平^[7]采用解析法计算了复合材料多钉连接结构的钉传载荷分布;高宗战^[8]利用有限元法研究了钉孔形状及位置对钉载分布产生的影响;顾亦磊^[9]、姜云鹏^[10]研究了螺栓预紧力、紧固件材料、搭接形式对复合材料多钉连接结构钉载分布的影响。上述对于复合材料多钉连接的研究主要集中在两板的单钉或单排钉连接问题上,并没有考虑机翼根部钉群连接结构。

本文针对实际工程中机翼根部复合材料蒙皮、主梁缘条与主梁接头钛合金缘条 3 层混合连接的特点,考虑不同的紧固件类型和蒙皮缘条连接方式,进行静力拉伸试验和数值仿真,分析钉群载荷分配特点以及承载能力,以期为进一步的实际结构选型提供参考。

1 试验

1.1 试验件

通过试验件模拟机翼根部钉群连接结构,包括根部蒙皮(复合材料板 I)、主梁根部缘条(复合材料板 II)和主梁接头缘条(钛合金板)三个构件的连

接。复合材料层压板材料体系为 ZT7H/QY9611,基本材料参数如表 1 所示,其中参数下标 1、2、3 分别表示纤维方向、基体方向、厚度方向,下标 T、C 表示拉伸方向和压缩方向。紧固件材料与钛合金板一致,均为 TC21 钛合金,其中凸头紧固件型号为 CR7771S-08-L,沉头紧固件型号为 CR7774S-08-L。复合材料板 I 铺层顺序为 $[45/90/0/90/-45/0/-45/90/45/0]_s$,共 20 层,厚 2.5 mm;复合材料板 II 铺层顺序为 $[45/0/-45/0/90/0/-45/0/45/0/45/0/90/0/-45/0]_s$,共 32 层,厚 4 mm,单层厚度均为 0.125 mm;钛合金板的厚度为 12 mm。试验件的几何尺寸如图 1 所示。

表 1 基本力学性能参数

Table 1 Basic mechanical property parameters

参 数	数 值	参 数	数 值
E_1 /GPa	125	X_T /MPa	2 845.5
E_2 /GPa	10.4	X_C /MPa	1 329
μ_{12}	0.31	Y_T /MPa	73.6
G_{12} /GPa	6.12	Y_C /MPa	236
G_{23} /GPa	3.45	S /MPa	150

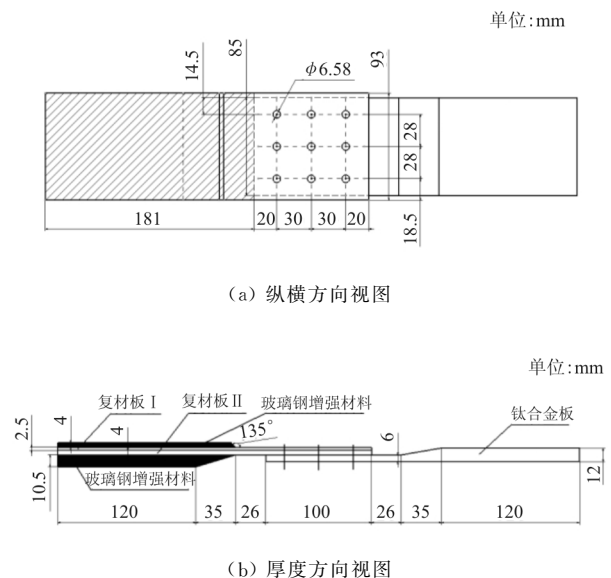


图 1 试验件几何尺寸

Fig. 1 Dimension of test specimen

根据复合材料板 I 与复合材料板 II 连接关系以及紧固件选取的不同,试验件分为 6 组,每组 2 件试验件。试件编号与装配关系说明如表 2 所示。

表 2 试验件装配关系

Table 2 Assembly relationship of test specimens

试验件编号	名称	试验件装配关系
A-1~2	凸头抽钉复合材料共固化件	复合材料板 I 与复合材料板 II 共固化, 然后与钛合金板机械连接
B-1~2	凸头抽钉复合材料胶接件	复合材料板 I 与复合材料板 II 分别单独成型后再进行胶接, 然后与钛合金板机械连接
C-1~2	凸头抽钉复合材料分离件	复合材料板 I 与复合材料板 II 分别单独成型, 连接区不胶接而其余区域胶接, 最后与钛合金板共同机械连接
D-1~2	沉头抽钉复合材料共固化件	复合材料板 I 与复合材料板 II 共固化, 然后与钛合金板机械连接
E-1~2	沉头抽钉复合材料胶接件	复合材料板 I 与复合材料板 II 分别单独成型后再进行胶接, 然后与钛合金板机械连接
F-1~2	沉头抽钉复合材料分离件	复合材料板 I 与复合材料板 II 分别单独成型, 连接区不胶接而其余区域胶接, 最后与钛合金板共同机械连接

1.2 试验方法

试验前, 在金属板表面, 铆钉排间和过渡区粘贴应变片, 近似获得各排钉的钉载分配。由于试验件为左右对称, 故可在连接排间的一侧布置应变片, 每两排之间布置 6 个, 同时为了保证加载时左右对称, 过渡区仍然在整个宽度上均布置应变片, 宽度方向上共布置 5 个, 故每件试验件共贴 17 个应变片, 如图 2 所示^[11]。

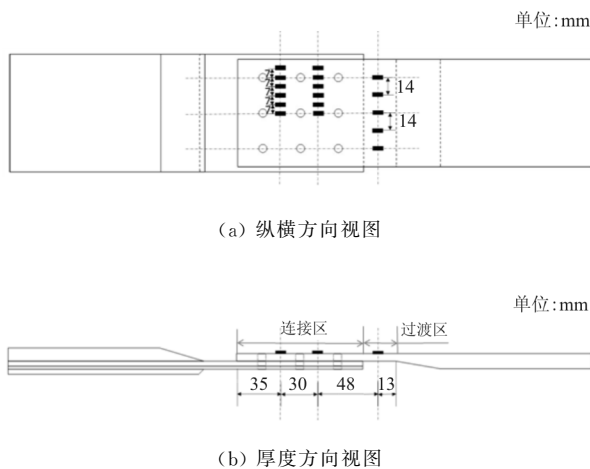


图 2 应变片布置图

Fig. 2 Layouts of strain gauges

试验在 INSTRON 微机屏显式液压试验机上进行。试验时, 试验件金属端在上, 复合材料端在下, 先用夹头将金属端固定, 再调整下夹头夹住复合材料端, 试验件夹持需左右对称, 试验件中轴线与加载方向重合, 同时调整夹头夹持力, 保证载荷的施加, 如图 3 所示。应变数据采集由东华测试仪器厂生产的 JM3813 静态应变测量系统完成, 该系统测量精度为 $\pm 2 \mu\epsilon$; 应变片采用中航电测 BE120-3AA 电阻应变计, 电阻值为 $120.0 \pm 0.1 \Omega$, 灵敏系数为 $2.22 \pm 1\%$; 试验采用 1/4 桥接线测量, 测量时利用补偿应变片消除环境温度影响。装夹试件前在靠近复合材料夹持端的最外一排钉处布置引伸计(如图 3 所示), 以便定量和修正连接面外转动, 为后续校准计算模型提供参考。



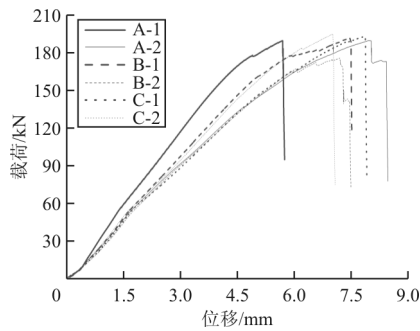
图 3 试件加载方式

Fig. 3 Loading method of specimen

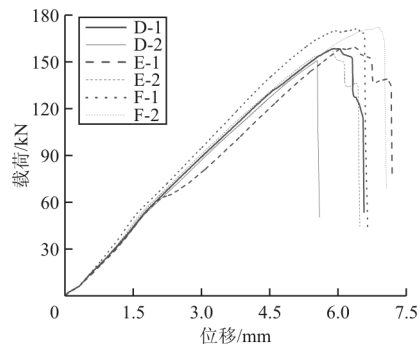
在正式试验之前, 以较小的载荷预加载/卸载三次, 以消除摩擦、间隙影响。正式试验时, 采用分级加载、保载测量方法, 直至拉断试件并记录破坏载荷。

2 试验结果

多钉连接试验件拉伸载荷-位移曲线如图 4 所示, 试验件不同载荷下破坏模式如表 3 所示, 可以看出: D-2 试验件破坏载荷最小, 为 151.1 kN, 其破坏模式是复合材料板在第一排钉处净截面拉断, 如图 5 所示; 其余试验件均发生了钉孔挤压破坏和铆钉剪切破坏, 破坏位置均在第一排紧固件附近, 如图 6 所示。



(a) 凸头铆钉试件载荷—位移曲线



(b) 沉头铆钉试件载荷—位移曲线

图 4 拉伸载荷—位移曲线

Fig. 4 Tensile load-displacement curve

表 3 试验件破坏载荷

Table 3 Breaking load of specimen

试件编号	破坏载荷/kN	平均值/kN	破坏模式
A-1	191.0	191.1	铆钉剪切破坏
A-2	191.1	191.1	铆钉剪切破坏
B-1	193.1	184.2	铆钉剪切破坏
B-2	175.3	184.2	铆钉剪切破坏
C-1	194.8	195.6	铆钉剪切破坏
C-2	196.3	195.6	铆钉剪切破坏
D-1	159.0	155.1	铆钉剪切破坏
D-2	151.1	155.1	铆钉孔挤压、拉伸破坏
E-1	159.8	159.1	铆钉剪切破坏
E-2	158.4	159.1	铆钉剪切破坏
F-1	171.8	172.3	铆钉剪切破坏
F-2	172.7	172.3	铆钉剪切破坏

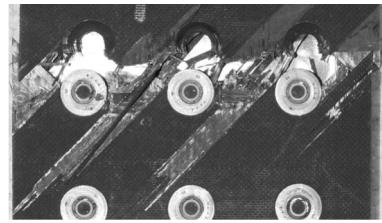


图 5 试验件截面拉伸破坏

Fig. 5 Tensile damage of composite

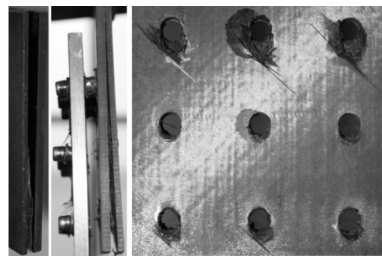


图 6 试验件铆钉剪切破坏

Fig. 6 Shear damage of bolt

3 有限元分析

3.1 有限元建模

试验件有限元模型如图 7 所示。

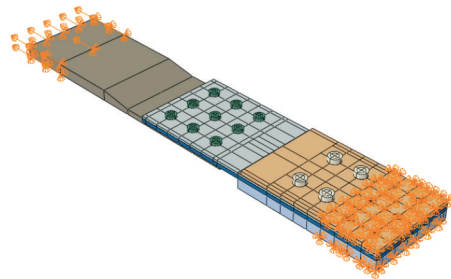


图 7 试件有限元模型

Fig. 7 Finite element model of specimen

在 Abaqus 有限元模型中,用扫掠的方式生成网格,金属板、抽钉和玻璃钢加强垫片均采用连续体单元 C3D8R 和 C3D6 离散,复合材料板采用连续壳单元 SC8R 离散,其中孔边网格尺寸为 0.5~1 mm,整体网格种子密度为 3 mm。铆钉与连接板(孔边和上下表面)、连接板与连接板、金属板垫片与复合材料板之间施加硬接触,摩擦系数取 0.15^[11],同时根据连接区复合材料板 I 与复合材

料板 II 之间不同的连接关系,分别采用绑定(共固化情况)、粘接接触(胶接情况)和硬接触(分离情况)来模拟,非连接区的复合材料板 I 与复合材料板 II 的连接均采用粘接接触,同时玻璃钢垫片与复合材料板的连接也采用粘接接触模拟,但均未计入胶层材料的破坏。在复合材料板夹持区施加固支约束,在钛合金板夹持区施加拉伸方向的位移载荷

以模拟加载,同时约束其他两方向自由度。

3.2 初步结果对比

引伸计测点处轴向刚度和破坏载荷的有限元预测结果与试验值的对比如表 4 所示,可以看出:有限元模型较为合理。为进一步验证模型的有效性,还需要对比有限元计算与试验的应变结果。

表 4 有限元计算与试验结果对比

Table 4 FEM analysis compared with experimental results

试件编号	试验刚度/(kN·mm ⁻¹)	有限元刚度/(kN·mm ⁻¹)	误差/%	试验极限载荷/kN	有限元极限载荷/kN	误差/%
A	144.35	156.32	8.29	191.1	198.1	3.66
B	134.34	151.01	12.41	182.8	192.2	5.14
C	150.41	154.20	2.52	195.6	179.6	-8.18
D	136.20	145.79	7.04	155.1	146.1	-5.80
E	143.19	155.77	8.79	161.7	146.7	-9.28
F	141.75	148.52	4.78	168.8	174.3	3.20

由于试验件厚度方向的加载中心位于剪切面,而连接区的厚度中心位于复合材料板,因此连接区实际上处于偏心受载状态,同时钉自身的偏心弯曲将导致其在厚度方向上的应变分布变得不均匀。由于偏心所致的附加弯矩会造成应变片测量值降低,另外受到钉孔周围应力集中的影响,钉间应变片的实测值将无法代表对应截面的平均应变。此外,由于紧固件安装位置的偏差以及各个钉-孔配合精度的误差导致了同类试件 2 个钉间应变的较大差异。因此,直接按应变计测量结果计算旁路载荷及钉载分配是不准确的^[12]。

有限元法则是通过提取钉-孔挤压力的合力来估计钉载大小,进而确定钉载分配比例,已将附加弯曲的影响考虑在内^[13]。因此,本文通过比较有限元模型中相应位置外表面的应变值和试验测量结果来判断二者的相符性,当二者误差在可接受范围内,可用有限元计算所得钉载近似表示试验钉载。

3.3 应变结果对比

对试验件连接区选取典型截面,与试验结果进行对比,A 型试验件对比结果如图 8 所示。

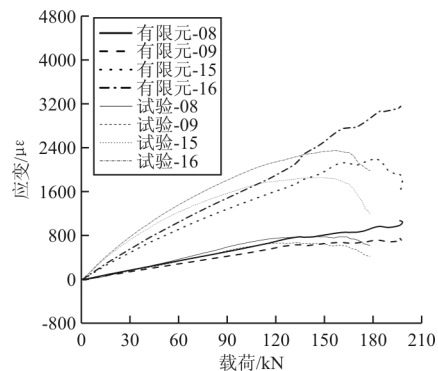


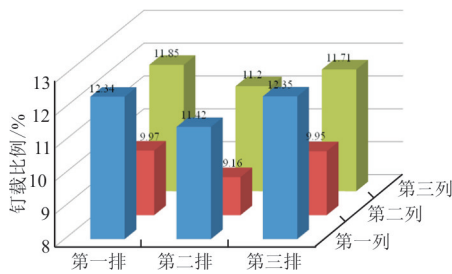
图 8 A 型试件有限元和试验应变对比

Fig. 8 FEM strains compared with experimental strains of A specimens

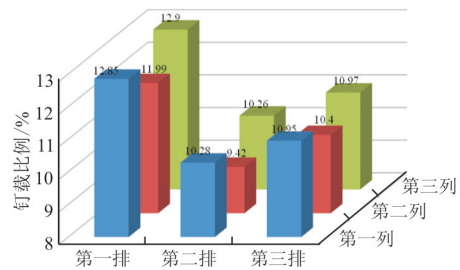
从图 8 可以看出:有限元模型测量点的应变与试验应变吻合较好,说明模型的变形是合理的,因此可用各模型有限元计算所得钉载近似模拟试验钉载分配。

3.4 钉载分配

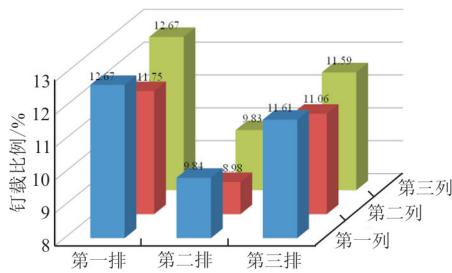
通过提取有限元模型中铆钉与各板接触面的支反力,可以获得钉载分配如图 9 所示。



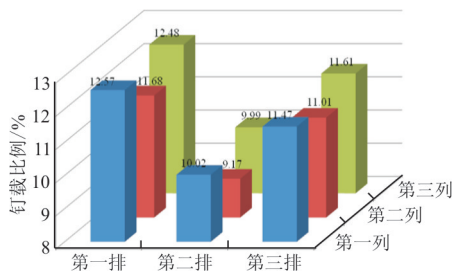
(a) A 型试件钉载分配



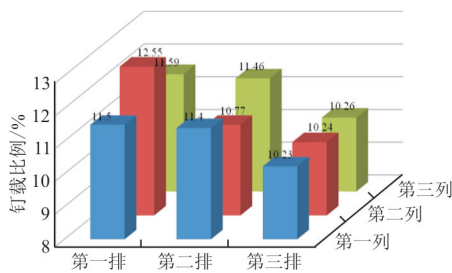
(f) F 型试件钉载分配



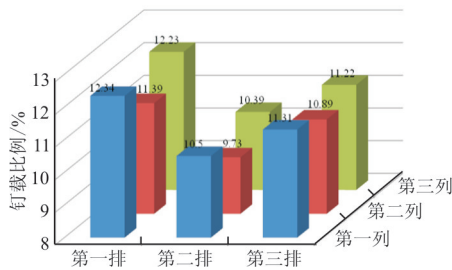
(b) B 型试件钉载分配



(c) C 型试件钉载分配



(d) D 型试件钉载分配



(e) E 型试件钉载分配

图 9 各型试件钉载分配

Fig. 9 Bolt-load distribution of all types

从图 9 可以看出:凸头铆钉连接试件的钉载分配较沉头铆钉更不均匀,这可能是因为凸头铆钉的钉孔应力集中现象更为严重,使得外排钉受载较大;同种紧固件连接时,复合材料板分离情况下各排钉载差异最为明显,胶接次之,共固化情况差异最小;这是因为三种情况下的复合材料板连接面受载形式不同,导致载荷传递至钉排时复合材料界面向下一排钉传递的载荷大小不同,进而使得各类连接情况下钉载差异不同。

4 结 论

(1) 凸头铆钉连接件相比沉头铆钉连接件,极限载荷提高了 10%~20%。

(2) 各型试件钉载分配几乎都呈两边高、中间低的浴盆状,且破坏都发生在第一排钉孔处,破坏模式为铆钉剪切破坏或层压板拉伸破坏。

(3) 不同装配方式下的连接件钉载分配有所差异,分离件各排钉载差距最大,胶接件次之,共固化件差距最小。

参考文献

- [1] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
DU Shanyi, GUAN Zhidong. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Material Composite Sinica, 2008, 25(1): 1-10. (in Chinese)
- [2] 张明星. T800 碳纤维复合材料多钉连接层压板钉载分布及有限元计算[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(1): 28-32.
ZHANG Mingxing. Bolt-loading distribution and finite element calculation of T800 carbon fiber composite multi-bolted joint laminate[J]. Fiber Reinforced Plastics/Com-

- posites, 2015(1): 28-32. (in Chinese)
- [3] HUANG Jiancheng, WANG Xinwei. Numerical and experimental investigations on the axial crushing response of composite tubes[J]. Composite Structures, 2009, 91(2): 222-228.
- [4] 魏冉, 刘龙权, 汪海. 复合材料-钛合金多钉连接结构疲劳试验研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(12): 1997-2002.
- WEI Ran, LIU Longquan, WANG Hai. Experimental study of the fatigue performance in multi fastener composite-to-titanium single lap joints[J]. Mechanical Science and Technology, 2012, 31(12): 1997-2002. (in Chinese)
- [5] McCARTHY C T, GRAY P J. An analytical model for the prediction of load distribution in highly torqued multi-bolt composite joints[J]. Composite Structures, 2011, 93: 287-298.
- [6] BUKET O. The effects of geometric parameters on the failure strength for pin-loaded multi-directional fiberglass reinforced epoxy laminate[J]. Composites Part B, 2002, 33(2): 567-578.
- [7] 蒋持平, 张行, 任炳义, 等. 有限尺寸多钉连接件钉转载荷计算的解析方法[J]. 力学学报, 1995, 27(2): 198-212.
- JIANG Chiping, ZHANG Xing, REN Bingyi, et al. Analytical method of pin load computations for joints of finite dimensions with multi-fasteners[J]. Acta Mechanica Sinica, 1995, 27(2): 198-212. (in Chinese)
- [8] 高宗战, 岳珠峰. 带孔复合材料板和螺栓连接复合材料板的有限元计算分析[J]. 飞机设计, 2003, 10(4): 24-28.
- GAO Zongzhan, YUE Zhufeng. Finite-element analysis of drilled and bolt-joined composite laminates[J]. Aircraft Design, 2003, 10(4): 24-28. (in Chinese)
- [9] 顾亦磊. 复合材料机械连接强度分析及影响因素研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- GU Yilei. Research on the strength and influencing factors of mechanical joints of composite materials[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [10] 姜云鹏, 岳珠峰. 复合材料层合板螺栓连接失效的数值模拟[J]. 复合材料学报, 2005(4): 177-182.
- JIANG Yunpeng, YUE Zhufeng. Numerical simulation of bolt joint failure of composite laminates[J]. Acta Material Composite Sinica, 2005(4): 177-182. (in Chinese)
- [11] ASTM. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates: D5961/D5961M-10[S]. US: American Society for Testing and Materials, 2010.
- [12] 李琳. 复合材料多钉连接有限元分析[C]// 2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(上册). 北京: 中国航空学会, 2017: 5.
- LI Lin. Research by finite element analysis on multifastened composite laminate[C]// 2017 (3rd) Proceedings of China Aviation Science and Technology Conference (Volume 1). Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2017: 5. (in Chinese)
- [13] 刘向东, 李亚智, 舒怀, 等. 多钉连接钉载分配特性研究方法[J]. 复合材料学报, 2013, 30(1): 210-217.
- LIU Xiangdong, LI Yazhi, SHU Huai, et al. Research method of the load distribution characteristics of multi-bolt joints[J]. Acta Material Composite Sinica, 2013, 30(1): 210-217. (in Chinese)

作者简介:

陈 龙(1995-),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

陈普会(1964-),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:丛艳娟)