

L型钛-铝角片螺栓对接结构静态拉伸力学性能

郭 轩, 张引利, 刘彦杰, 刘洪权, 惠战荣

(航空工业第一飞机设计研究院, 西安, 710089)

摘要 为研究螺栓偏心距离及安装方向对L型钛-铝角片螺栓对接结构静态拉伸力学性能的影响,采用试验及数值仿真相结合的方法进行研究。设计螺栓纯拉伸、螺栓正装及螺栓反装3种构型共7组试验件进行力学性能测试,通过纯拉伸构型获得螺栓的纯拉伸承载能力及破坏模式,正、反装构型获得偏心距离与安装方向对角片对接结构力学性能的影响。使用ABAQUS软件建立仿真模型对试验结果进行复现,通过Johnson-Cook模型定义螺栓的塑性及失效模型,数值仿真得到的模型刚度、失效模式及载荷与试验结果吻合度较高,且能够清晰地描述螺栓裂纹的起始位置与扩展过程。通过试验与数值仿真研究可知,由于偏心弯矩的影响,L型角片对接结构的破坏载荷远低于螺栓的纯拉伸承载能力,且随着偏心距离的增大而降低。相同偏心距离下,螺栓反装构型的破坏载荷略高于正装构型。螺栓纯拉伸及反装构型破坏模式为螺栓横截面断裂(I型),螺栓正装构型破坏模式为螺栓头翘起破坏(II型)。上述研究对L型角片螺栓对接结构的设计具有指导意义。

关键词 L型角片;螺栓连接;偏心距离;安装方向;失效模式;数值仿真;模型

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2025.01.003

中图分类号 V215.6 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2025)01-0018-08

A Study of Static Tensile Mechanical Properties of Bolted Joints with L-Shaped Ti-Al Curved Laminate

GUO Xuan, ZHANG Yinli, LIU Yanjie, LIU Hongquan, XI Zhanrong
(The First Aircraft Institute, AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract In order to research the effect of bolt eccentric distance and install direction on static tensile behavior of bolted joints with L-shaped Ti-Al curved laminate, the researches are adopted by the experimental and numerical methods. A test is accomplished on 7 sets of specimens with 3 groups (i. e. pure tension bolted, up bolted and down bolted) divided. The test results demonstrate the average collapse load and mode of group A respectively. The Influence of eccentric distance and installation direction on mechanical behavior of bolted joints is investigated by group B, C. FEMS are proposed by ABAQUS to reproduce the test results of the above-mentioned groups. Through Johnson-Cook, the plastic and failure criteria of the bolt are developed. The stiffness, failure mode and collapse load obtained by FEM method are in good agreement with the experimental results. Besides, the FEM can clearly describe the starting position and expansion process of bolt breakage. According to the experimental and numerical research, the failure load of butt-bolted joints is much lower than that of the bolt pure tension group due to the additional bending

收稿日期: 2024-04-29

基金项目: 国家重大科技专项

作者简介: 郭 轩(1995—),男,陕西宝鸡人,工程师,研究方向为飞机结构强度设计。E-mail:452017498@qq.com

引用格式: 郭轩,张引利,刘彦杰,等. L型钛-铝角片螺栓对接结构静态拉伸力学性能研究[J]. 空军工程大学学报, 2025, 26(1): 18-25. GUO Xuan, ZHANG Yinli, LIU Yanjie, et al. A Study of Static Tensile Mechanical Properties of Bolted Joints with L-Shaped Ti-Al Curved Laminate [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2025, 26(1): 18-25.

moment, and the ultimate loads decrease with the increase of eccentric distance. Furthermore, the ultimate loads of down bolted are slightly higher than that of the up bolted while comparing specimens with the same eccentric distance. The failure mode of group A and C is bolt cross-section fracture (type I), while the failure mode of group B is bolt head curling failure (type II). This study has a certain of guiding significance for the design of bolted joints with L-Shaped curved laminate.

Key words L-shaped curved laminate; bolted joints; eccentric distance; install direction; failure mode; numerical simulation; Johnson-Cook model

L 型角片螺栓对接结构由于其连接可靠、维修性好、可反复拆装等优点,被广泛应用于航空航天结构中。但由于螺栓偏心连接后导致传载效率降低、连接刚度较差且常为疲劳敏感部位,因此多用于次承力结构中。

近些年关于螺栓连接结构的研究主要针对螺栓搭接结构,且多为热门的复合材料连接结构^[1-8],此类结构中仅螺杆承受纯剪切载荷,受载形式简单。文献[9]对 3 种常见的连接形式在拉剪载荷下的承载能力进行了研究,同时比较了同一种结构形式下不同紧固件尺寸对承载能力的影响。文献[10]对凸头螺栓连接聚合物基复合材料接头的研究进展进行综述,讨论了在拉伸加载下的失效过程,详细论述了复合材料接头的损伤模式;文献[11]采用单搭接结构和双搭接结构研究了薄层复合材料层压板螺栓连接接头准静态拉伸加载渐进挤压损伤失效的过程。螺栓对接结构受力形式较为复杂,在偏心弯矩的作用下螺母、螺杆、螺栓头均参与传载,现有针对此类结构的研究较少^[12-13]。文献[14]通过数值仿真研究了预紧螺栓外载下的轴向载荷变化规律,从中总结出了减小螺栓轴向拉力的若干方法,对角片螺栓连接的进一步优化设计提供了参考。文献[15]建立动力学非线性解析模型,并利用该解析模型分析其动力学特性,得出了带有螺栓对接结构的火箭或导弹动特性一般意义上的规律。文献[16]通过数值仿真得到复合材料角片 R 区轴向、径向及宽度方向的应力分布特征,以及 R 区应力分布随角片厚度的变化规律。

飞机结构设计时常出现不同材料角片的连接,如 L 型钛-铝角片对接结构,确定合理的偏心距离及螺栓安装方向,对飞机结构的轻量化设计具有重要意义。通过试验研究螺栓安装方向及偏心距离对角片对接结构静态拉伸力学性能的影响规律,使用 ABAQUS 建立数值仿真模型,通过 Johnson-Cook 模型定义金属材料的塑性及失效,对角片对接结构的破坏机理进行探索,为 L 型钛-铝角片对接结构的设计提供指导。

1 试验

1.1 试验件设计

设计螺栓纯拉伸(构型 A)、螺栓正装(构型 B)及螺栓反装(构型 C)3 种构型试验件,见图 1。构型 A 试验件,螺栓位于对称面上,可认为螺栓处于纯拉伸状态,定义为“螺栓纯拉伸”构型;构型 B、C 试验件为 2 个 L 型的钛合金及铝合金角片背对背螺栓连接,其中钛合金角片厚度为 2 mm,铝合金角片厚度为 6 mm。3 种构型试验件中连接螺栓均为钛合金材料,公称直径 5 mm;构型 B 试验件的螺母安装在铝合金角片一侧,定义为“螺栓正装”,相应的构型 C 试验件为“螺栓反装”。试验矩阵及结果见表 1,试验件编号规则为“构型+偏心距离”,偏心距为螺栓轴线到加载力线的距离。

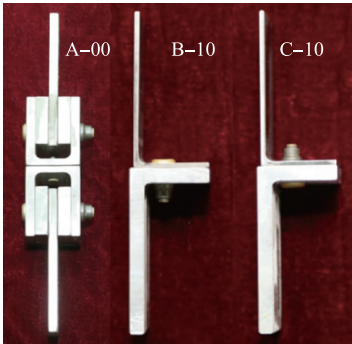


图 1 螺栓连接试验件

Fig. 1 Bolt connection test piece

表 1 试验矩阵及结果

Tab. 1 Test matrix and result

试验件 编号	数量	试验破坏 载荷/kN	离散系数/ %	仿真破坏 载荷/kN
A-00	3	18.447	1.27	18.059
B-10	3	6.656	3.01	7.331
B-14	3	5.957	3.52	6.159
B-18	3	5.072	4.31	5.141
C-10	3	7.442	3.35	8.029
C-14	3	6.701	2.58	7.241
C-18	3	6.099	4.39	6.371

1.2 试验实施

在 MTS810 试验机上完成全部静态拉伸试验,试验加载过程见图 2(a),对构型 B、C 试验件重点关注区域进行应变监控,应变片布置见图 2(b)。

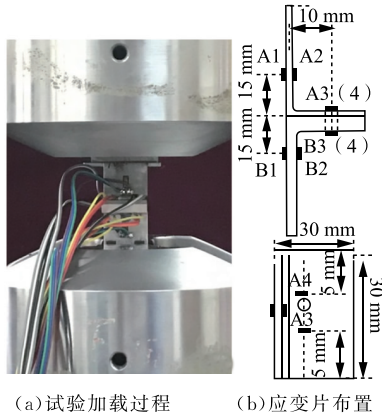


图 2 构型 B & C 试验件加载过程及应变片布置

Fig. 2 loading process and strain gauge layout of configuration B & C

1.3 试验结果

构型 A 试验件旨在获得螺栓纯拉伸状态下的破坏载荷与破坏模式,载荷位移曲线见图 3,外载荷小于 10.5 kN 时载荷位移曲线基本为直线,随后曲线斜率逐渐降低,当载荷达到 18 kN 时螺栓断裂,结构失去承载能力。其典型破坏细节见图 4,由于螺纹缺口处应力集中的影响,螺栓在第一螺纹啮合面处断裂,将其定义为螺栓横截面断裂(I 型)。

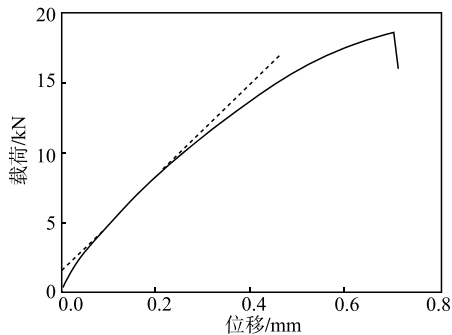


图 3 纯拉伸构型 A 典型载荷位移曲线

Fig. 3 Typical displacement-load curve of configuration A



图 4 纯拉伸构型 A 典型破坏细节

Fig. 4 Typical failure details of configuration A

构型 B 试验件旨在研究螺栓正装情况下偏心距离对结构静态拉伸力学性能的影响。不同偏心距离的试验件载荷位移曲线见图 5,初始阶段载荷随位移线性增大,随后载荷突降约 1 kN,对应初始裂纹产生,但此时结构并未失去承载能力,随后经历较长的平台期载荷小幅度非线性提升,最终载荷骤降,螺栓断裂导致结构失去承载能力。随着偏心距的增大,载荷位移曲线的线性段斜率降低,起裂载荷及破坏载荷亦降低,平台期增长,结构破坏时对应的位移增大。

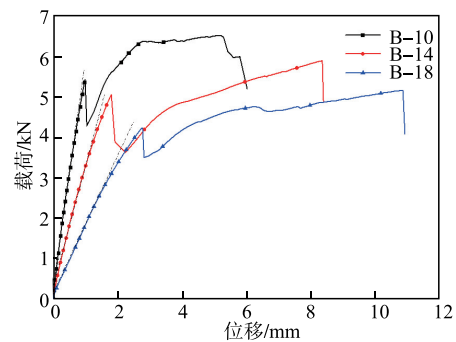


图 5 螺栓正装构型 B 典型载荷位移曲线

Fig. 5 Typical displacement-load curves of configuration B

偏心距离 10 mm 的试验件载荷应变曲线见图 6。由钛合金角片上的竖边测点 A1、A2 可以看出钛合金角片存在明显的弯曲变形;由于螺栓孔边应力集中的影响,测点 A3、A4 应变水平较高。由于铝合金角片厚度大,弯曲刚度大变形较小,故测点 B1、B2 应变差异较小,螺栓孔边测点 B3、B4 的应变也低于钛合金角片一侧。

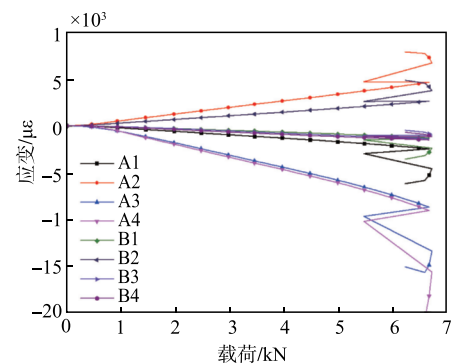


图 6 构型 B-10 典型试验件应变响应曲线

Fig. 6 Typical load-strain curves of configuration B-10

构型 B 试验件典型破坏细节见图 7,不同偏心距离下破坏模式相同,均在螺栓头与螺杆连接处断裂,且左侧沿 45°方向剥离,右侧沿着竖直方向断裂;此外,螺栓头自身沿着±45°方向断裂,钛合金角片孔边相同位置也出现±45°方向的剪切裂纹。

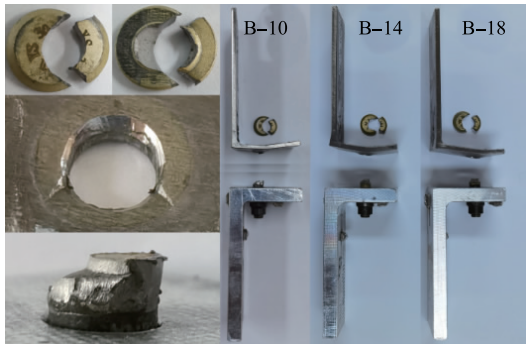


图 7 螺栓正装构型 B 典型试验件破坏模式

Fig. 7 Typical failure details of configuration B

螺栓偏心连接传载示意图见图 8, 偏心弯矩导致螺栓左侧 f_1 远大于右侧 f_2 , f_1 对螺栓头左侧根部存在翘起效应, 故将此类破坏模式定义为螺栓头翘起破坏 (II 型)。

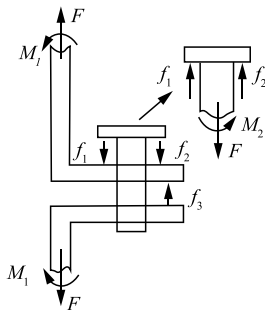


图 8 螺栓偏心连接传载示意图

Fig. 8 Load transfer diagram of eccentric bolted joints

构型 C 试验件旨在研究螺栓反装情况下偏心距离对结构静态拉伸力学性能的影响。不同偏心距离典型试验件载荷位移曲线见图 9。初始阶段, 载荷随位移线性增大, 随后由于几何非线性与材料非线性的影响, 载荷随位移非线性增大, 直至螺栓突然断裂, 结构失去承载能力, 载荷位移曲线不存在类似于构型 B 的平台期。随着偏心距的增大, 试验件的线性段斜率降低, 破坏载荷亦降低, 破坏时对应的试验件位移增大。

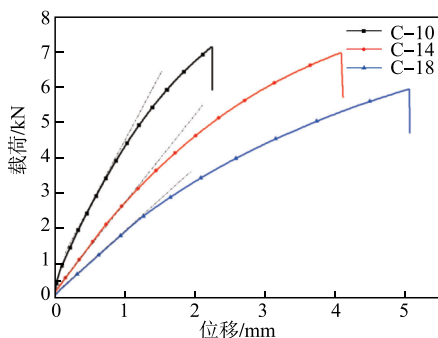


图 9 螺栓反装构型 C 典型载荷位移曲线

Fig. 9 Typical displacement-load curves of configuration C

构型 C 典型破坏细节见图 10, 不同偏心距离下破坏模式均与构型 A 相同, 均为螺栓横截面断裂 (I 型); 但相比于构型 A, 构型 C 试验件螺栓断口较为平整。

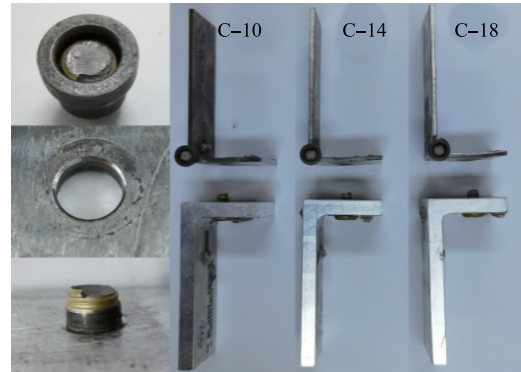


图 10 螺栓反装构型 C 典型破坏模式

Fig. 10 Typical failure details of configuration C

1.4 试验结论

根据表 1 的不同构型试验件破坏载荷, 各试验组数据离散系数均小于 5%, 分散性较小、可靠度高, 得到试验结论如下:

1) L 型角片对接结构由于“翘起”效应的影响, 导致螺栓承受局部附加弯矩, 其破坏载荷远低于螺栓纯拉伸极限, 构型 B、C 的破坏载荷仅为构型 A 的 30%~40%。

2) 构型 A、C 表现出的螺栓横截面断裂 (I 型) 模式, 载荷位移曲线无平台期; 构型 B 表现出的螺栓头翘起破坏 (II 型) 模式, 载荷位移曲线存在小幅骤降且此后出现较长的平台期。

3) 构型 B、C 试验件随着螺栓偏心距离的增加, 连接刚度降低, 破坏载荷降低, 破坏时对应的试验件变形增大。

4) 相同偏心距离的 L 型钛-铝角片对接结构, 螺栓反装 (构型 C) 破坏载荷略高于螺栓正装结构 (构型 B)。

2 数值仿真

2.1 仿真模型的建立

基于商用 ABAQUS 软件建立数值仿真模型, 角片及螺栓均为 C3D8R 六面体单元以提高网格质量, 计算方法为 Dynamic Explicit 并考虑几何非线性的影响, 采用“General Contact”定义模型中的面接触, 切向摩擦系数为 0.15, 法向为刚性接触^[17]。

纯拉伸构型 A 数值仿真模型见图 11, 为了提高计算效率, 将螺杆与螺母组合成整体并忽略结构细节, 只在螺杆端头处预制缺口以模拟真实第一螺纹啮合面, 螺栓几何尺寸见图 12。

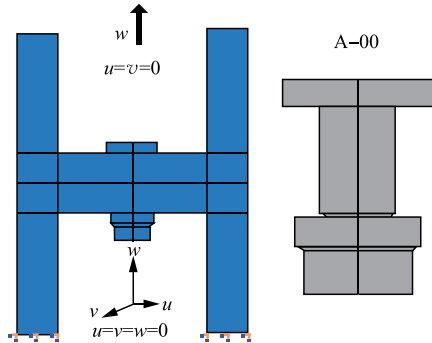


图 11 纯拉伸构型 A 仿真模型

Fig. 11 Finite element model of configuration A

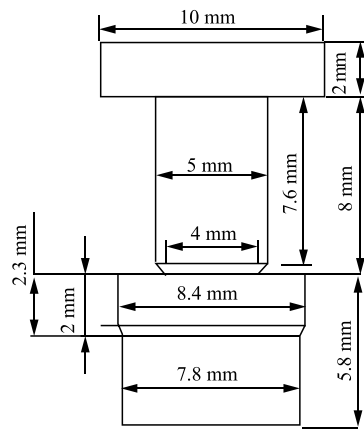


图 12 螺栓几何尺寸

Fig. 12 Geometric dimension of bolt

构型 B、C 试验件仿真模型见图 13, 在钛合金角片下部约束 u 、 v 、 w 3 个方向位移, 使用 RBE2 单元在铝合金角片上部进行加载, 加载点处约束 u 、 v 2 个方向位移, 在 w 方向通过位移加载; 仿真模型网格基础密度为 1 mm, 将螺栓及角片孔边局部区域网格加密为 0.5 mm 以提高计算精度, 见图 14。

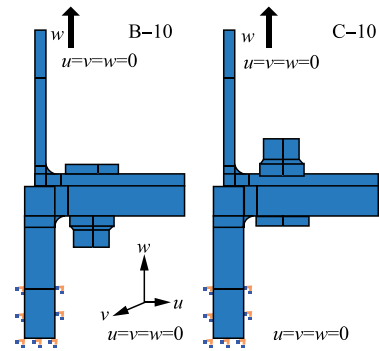


图 13 构型 B & C 仿真模型

Fig. 13 Finite element model of configuration B & C

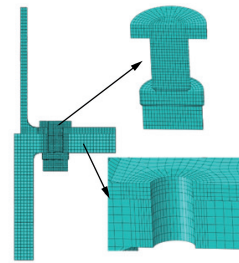


图 14 仿真模型网格密度

Fig. 14 Mesh density of finite element model

2.2 材料属性与损伤准则

采用 Johnson-Cook 模型^[18-20]定义铝合金及钛合金的塑性及失效行为, 具体参数见表 2。

塑性模型的计算式为:

$$\sigma = A + B(\epsilon^p)^n \quad (1)$$

式中: σ 为等效应力; ϵ^p 为塑性应变; A 为参考应变率和参考温度下的屈服应力; B 为应变硬化模量; n 为应变硬化指数。

失效模型的计算式为:

$$\epsilon_f^p = D_1 + D_2 \exp(-D_3 \eta) \quad (2)$$

式中: ϵ_f^p 为断裂(塑性)应变; $D_1 \sim D_3$ 为失效模型材料常数; η 为应力三轴度。

表 2 中相关参数取值来源于文献[19~20], 其中铝合金角片材料牌号为 7085-T7452, 钛合金角片及螺栓材料牌号为 Ti-6Al-4V。

表 2 金属材料属性表

Tab. 2 Property parameters of metal material

材料	弹性模型		Johnson-Cook 塑性模型参数			Johnson-Cook 失效模型参数		
	弹性模量/GPa	泊松比	A /MPa	B /MPa	n	D_1	D_2	D_3
7085-T7452	67.1	0.33	450	496	0.56	0.05	0.013	11.59
Ti-6Al-4V	109.0	0.33	1 060	1 090	0.88	-0.09	0.27	0.48

2.3 结果与讨论

通过对比数值仿真与试验结果相同位置的应变

以验证模型刚度的准确性, 取外载荷 4 kN 时 B-10、C-10 中铝合金角片上 A1~A4 测点处的应变进行

对比,见图 15。仿真模型中 A3、A4 对称测点的应变相等故图中共用一条“柱”,仿真与试验误差小于 15%,证明数值仿真模型可以较好地反映试验件的真实刚度。

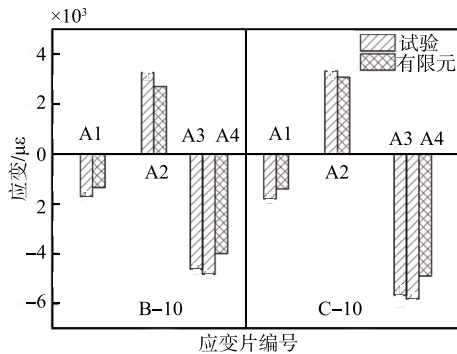


图 15 试验与仿真结果应变对比

Fig. 15 Comparison of strain between FEM and test

A-00 仿真结果破坏模式见图 16,随着外载荷的增加,应力集中导致螺纹缺口处应力最大,随后螺栓沿着最小横截面断裂,与试验得到的破坏模式基本一致,为螺栓横截面断裂(I 型),且通过仿真结果可知,螺栓断裂过程迅速,基本上不存在裂纹的扩展过程。

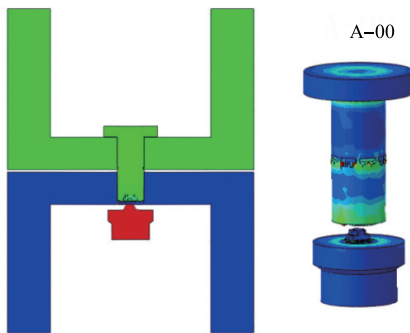


图 16 纯拉伸构型 A 数值仿真破坏模式

Fig. 16 Failure mode of finite element model A

B-10 仿真结果见图 17,外载荷 4 kN 时的 Mises 应力分布见图 17(a),由于载荷 f_1 的翘起效应,螺栓头左侧拐角处应力最高,且局部区域材料已进入塑性;当载荷继续增大时,左侧拐角处首先出现裂纹见图 17(b);在拉弯载荷的共同作用下,左侧拐角处的裂纹沿着 45° 斜向上扩展至螺栓头端面,右侧则沿竖直方向拔出,与试验得到的破坏模式较为吻合,为螺栓头翘起破坏(II 型),见图 17(c);B-14 及 B-18 仿真计算得到的破坏模式与 B-10 相同。

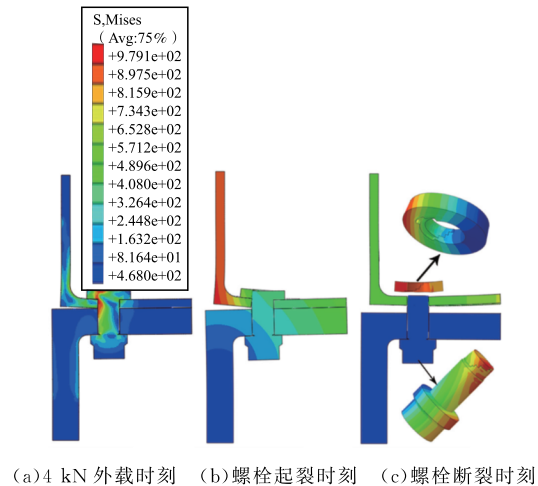


图 17 B-10 仿真模型应力分布与破坏模式

Fig. 17 Failure mode and stress distribution of finite element model B-10

C-10 仿真结果见图 18,外载荷 4 kN 时的 Mises 应力分布见图 18(a),同样在翘起效应的影响下,左侧螺纹缺口处应力最高,且局部区域材料已进入塑性,随着载荷增大该区域首先出现裂纹,随后裂纹沿着横向扩展导致螺栓沿最小横截面断裂,与试验得到的破坏模式相同,为螺栓横截面断裂(I 型)。C-14 及 C-18 仿真计算得到的破坏模式与 C-10 相同。

构型 A 与构型 C 破坏模式虽然相同,但产生机理不同。构型 A 为应力集中导致的螺栓沿最小横截面瞬间拉断;构型 C 由于翘起效应在螺纹缺口处产生初始裂纹,随后裂纹快速沿横向扩展导致螺栓断裂,是拉弯效应耦合导致的螺栓破坏,故构型 C 试验件的断口较为平整,这在试验与仿真结果中均有体现。

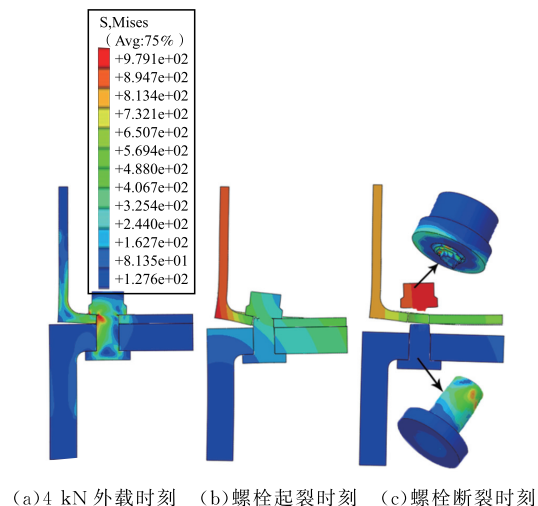


图 18 C-10 仿真模型应力分布与破坏模式

Fig. 18 Failure mode and stress distribution of finite element model C-10

对于构型 B、C, 由于钛合金角片弯曲刚度小于铝合金角片, 故钛合金角片的弯曲变形明显, 对螺栓的翘起效应显著, 因此无论螺栓正反装, 应力集中区域均位于钛合金角片一侧, 故螺栓均在钛合金角片一侧破坏。

仿真与试验破坏载荷对比见图 19, 相同构型试验与仿真破坏载荷误差均在 10% 以内, 破坏载荷变化规律与试验结果相同。连接刚度、破坏模式等均与试验结果吻合, 且仿真模型更加直观地展现了试验件的裂纹萌生与扩展过程, 对其破坏机理进行了诠释。

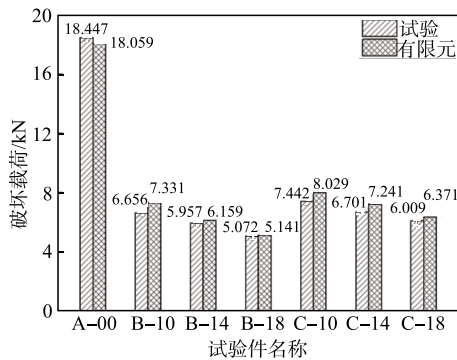


图 19 试验与仿真破坏载荷对比

Fig. 19 Comparison of Failure load between FEM and test

3 结论

从试验及数值仿真 2 个方面研究螺栓偏心距离及安装方向对 L 型钛-铝角片对接结构静态拉伸力学性能的影响, 得到结论如下:

1) 数值仿真模型较为准确地反映钛-铝螺栓对接结构的静态拉伸力学性能, 包括刚度、破坏载荷及模式, 为钛-铝螺栓对接结构的设计提供了可靠的数值分析方法。

2) L 型角片对接结构, 无论螺栓正反装, 螺栓破坏位置均位于刚度较弱的角片一侧, 即螺栓正装时为螺栓头翘起破坏(II型), 螺栓反装时为螺栓横截面断裂(I型)。螺栓纯拉伸时的破坏模式亦为螺栓横截面断裂(I型), 但其破坏机理与螺栓反装存在差异。

3) 螺栓头翘起破坏(II型)对应的试验件, 螺栓起裂后结构不会立即失效, 存在明显的损伤扩展过程, 相应的载荷位移曲线存在较长平台期; 螺栓横截面断裂(I型)对应的试验件, 不存在明显的损失扩展, 载荷位移曲线无平台期, 均为瞬间失效。

4) L 型角片对接结构, 由于角片翘起效应的影响, 破坏载荷远低于螺栓纯拉伸极限。对于本文所

研究的试验件, 随着偏心距离由 10 mm 增加至 18 mm, 破坏载荷降低约 18%~25%; 且相同偏心距下螺栓反装时的破坏载荷比螺栓正装提高约 10%~20%。故在结构设计时, 考虑提高结构承载能力, 应尽量减小螺栓偏心距离, 并将螺母布置在角片刚度较小的角片一侧。

参考文献

- [1] 刘宁, 安鲁陵, 许文豪, 等. 偏差对螺栓连接拧紧力矩-预紧力关系的影响[J]. 机械设计与研究, 2024, 40(4): 249-255, 260.
LIU N, AN L L, XU W H, et al. Influence of Deviation on Tightening Torque-Preload Relation of Bolted Joints[J]. Machine Design & Research, 2024, 40(4): 249-255, 260. (in Chinese)
- [2] 贾宝惠, 任鹏, 宋挺, 等. 湿热环境下端径比对复合材料螺栓连接结构静力拉伸失效的影响[J]. 材料导报, 2024, 38(5): 246-252.
JIA B H, REN P, SONG T, et al. Effect of End-to-Diameter Ratio on Static Tensile Failure of Composite Bolted Joints under Hygrothermal Environment[J]. Materials Reports, 2024, 38(5): 246-252. (in Chinese)
- [3] YANG Y X, LIU X S, WANG Y Q, et al. A Progressive Damage Model for Predicting Damage Evolution of Laminated Composites Subjected to Three-Point Bending[J]. Composites Science and Technology, 2017, 151: 85-93.
- [4] 陈坤, 舒茂盛, 胡仁伟, 等. 带衬套沉头螺栓复合材料/金属接头拉伸性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 633-640.
CHEN K, SHU M S, HU R W, et al. Tensile Performance of Countersunk Bolted Composite/Metal Joints with Sleeve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 633-640. (in Chinese)
- [5] 邹田春, 李龙辉, 刘志浩, 等. 搭接长度对 CFRP-Al 双搭接接头应变分布和失效模式的影响[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 224921.
ZOU T C, LI L H, LIU Z H, et al. Effect of Overlap Length on Strain Distribution and Failure Law of CFRP-Al Double Lap Joint[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 224921. (in Chinese)
- [6] IARVE E V, HOOS K H, NIKISHKOV Y, et al. Discrete Damage Modeling of Static Bearing Failure in Laminated Composites[J]. Composites Part A: Ap-

- plied Science and Manufacturing,2018,108: 30-40.
- [7] 山美娟,赵丽滨. 复合材料螺栓连接的增强设计与分析研究进展[J]. 复合材料学报,2023,40(7): 3771-3784.
SHAN M J,ZHAO L B. Research Progress in Reinforcement Design and Analysis of Composite Bolted Joints[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2023,40(7): 3771-3784. (in Chinese)
- [8] 樊俊铃,张伟,焦婷,等. 飞机结构螺栓连接细节疲劳断裂失效机制与寿命分析[J]. 机械强度,2023,45(6): 1459-1464.
FAN J L,ZHANG W,JIAO T,et al. Failure Mechanism of Fatigue Fracture and Life Analysis for Bolted Joint of Aircraft Structure[J]. Journal of Mechanical Strength,2023,45(6): 1459-1464. (in Chinese)
- [9] 吴承思. 复合材料蒙皮纵向连接结构在拉剪载荷下破坏研究[J]. 机械设计与制造工程,2022,51(9): 17-21.
WU C S. Failure Damage Experiment Research for Connection Structure of the Beam Subjected to Tension-Shear Load[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering,2022,51(9): 17-21. (in Chinese)
- [10] 董慧民,李小刚,马绪强,等. 聚合物基复合材料凸头螺栓连接研究进展[J]. 北京航空航天大学学报,2023,49(4): 745-760.
DONG H M,LI X G,MA X Q,et al. Research Progress in Mechanically Fastened Polymer-Matrix Composite Joints with Protruding-Head Bolts[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2023,49(4): 745-760. (in Chinese)
- [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):424667.
CAO Y J,WEI L F,ZHANG M H,et al. Experimental Study on Progressive Failure Mechanism of Thin-Laminate Bolted Joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2021,42(12):424667. (in Chinese)
- [12] 黄志荣,张学友,殷姿,等. 高锁螺栓孔进R区的对接结构疲劳试验研究[J]. 航空工程进展,2021,12(6): 110-116.
HUANG Z R,ZHANG X Y,YIN Z,et al. Investigation of Fatigue Test of Joint Structure for Hi-Lock Bolt Interferes with Bend Radius[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2021,12(6): 110-116. (in Chinese)
- [13] 张文静,黄孝庆,齐跃,等. 某航天对接部位螺栓安装扭矩影响因素的研究[J]. 航天制造技术,2022(2):23-26,41.
ZHANG W J,HUANG X Q,QI Y,et al. Study on Influencing Factors of Bolt Installation Torque at an Aerospace Butt Joint[J]. Aerospace Manufacturing Technology,2022(2):23-26,41. (in Chinese)
- [14] 龙健辉. 对接角片螺栓载荷影响因素的分析[J]. 中国科技信息,2018(14):81-85.
LONG J H. Analysis of Influencing Factors of Butt Corner Bolt Load[J]. China Science and Technology Information,2018(14):81-85. (in Chinese)
- [15] 王建民,郑常良. 螺栓对接结构的非线性解析建模与分析[J]. 振动与冲击,2013,32(20):5-8.
WANG J M,ZHENG C L. Nonlinear Analytical Modeling and Analysis for Bolted Joint Structures[J]. Journal of Vibration and Shock,2013,32(20):5-8. (in Chinese)
- [16] 黄豪杰,张俊琪,刘龙权,等. 受载复合材料角片弯角区域应力分布特征分析[J]. 上海交通大学学报,2014,48(8):1116-1121.
HUANG H J,ZHANG J Q,LIU L Q,et al. Stress Analysis of Composite Curved Laminate under Loading[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2014,48(8):1116-1121. (in Chinese)
- [17] 张岐良. 飞机轻量化结构干涉配合强化的理论与仿真研究[D]. 西安:西北工业大学,2014.
ZHANG Q L. Theoretical and Simulation Study on Interference Fit Strengthening of Aircraft Lightweight Structure[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2014. (in Chinese)
- [18] ZHANG H B,HU D Y,YE X B,et al. A Simplified Johnson-Cook Model of TC4T for Aeroengine Foreign Object Damage Prediction[J]. Engineering Fracture Mechanics,2022,269:108523.
- [19] 刘彦杰,高小青,李明强. 复杂应力状态下7085铝合金失效破坏试验与数值研究[J]. 强度与环境,2021,48(1):40-46.
LIU Y J,GAO X Q,LI M Q. Experimental and Numerical Analysis of Ductile Failure of AL7085 under Complex Stress States[J]. Structure & Environment Engineering,2021,48(1):40-46. (in Chinese)
- [20] 惠旭龙,牟让科,白春玉,等. TC4钛合金动态力学性能及本构模型研究[J]. 振动与冲击,2016,35(22):161-168.
HUI X L,MU R K,BAI C Y,et al. Dynamic Mechanical Property and Constitutive Model for TC4 Titanium Alloy[J]. Journal of Vibration and Shock,2016,35(22):161-168. (in Chinese)

(编辑:陈斐)