

引文格式: 刘智通, 安鲁陵, 赵聪, 等. 拧紧顺序及装配间隙对复合材料/铝合金叠层多螺栓结构预紧力的影响研究[J]. 航空制造技术, 2025, 68(22): 168–177.

LIU Zhitong, AN Luling, ZHAO Cong, et al. Research on influence of tightening sequence and assembly gap on preloading force of composites/aluminum alloy laminated multi-bolt structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(22): 168–177.

拧紧顺序及装配间隙对复合材料/铝合金叠层多螺栓结构预紧力的影响研究*

刘智通, 安鲁陵, 赵聪, 屈征涛

(南京航空航天大学, 南京 210016)

[摘要] 基于复合材料/铝合金多螺栓连接结构的装配模型, 针对无装配间隙、有间隙强迫装配、有间隙加垫补偿 3 种情况, 采用试验与有限元相结合的方法, 研究“顺序拧紧、交错拧紧、中间向两端拧紧、两端向中间拧紧”4 种拧紧顺序下, 复合材料/铝合金多螺栓预紧力的分布规律。研究发现, 含装配间隙的情况下, 螺栓预紧力变化量随着装配间隙的增大而增大; 4 种拧紧顺序下, 由两端向中间的拧紧顺序, 螺栓预紧力分布一致性更优且各螺栓最终预紧力更接近目标预紧力。

关键词: 复合材料; 多螺栓连接; 拧紧顺序; 预紧力; 装配间隙

中图分类号: V26; TB332

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.22.168

Research on Influence of Tightening Sequence and Assembly Gap on Preloading Force of Composites/Aluminum Alloy Laminated Multi-Bolt Structure

LIU Zhitong, AN Luling, ZHAO Cong, QU Zhengtao

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] This study establishes an assembly model for composite/aluminum alloy multi-bolt joint structures and investigates the preload distribution patterns of the bolts under four tightening sequences: Sequential tightening, staggered tightening, tightening from the middle to the ends, and tightening from the ends to the middle. It focuses on three assembly conditions: No assembly gap, forced assembly with a gap, and gap compensation with shims. By combining experimental and finite element methods, the preload distribution patterns under the aforementioned tightening sequences were analyzed. The results show that in cases involving an assembly gap, the bolt preload variation increases as the assembly gap expands. Among the four tightening sequences, when adopting the sequence of tightening from the ends to the middle, the preload distribution exhibits better consistency, and the final preload of each bolt is closer to the target preload.

Keywords: Composite materials; Multi-bolt connection; Tightening sequence; Preload; Assembly gap

铝合金凭借轻量化、高强度、耐腐蚀、易加工, 以及可适应极端条件等优势, 在飞机制造中被广泛使用^[1]。同时, 复合材料具有高比强度、高比模量、耐高温、耐腐蚀、抗疲劳等优异性能, 在航空领域大量应用^[2]。因此复合材料与铝合金构件间的装配连接情况在飞机结构

中比较常见。但是受成型工艺方法以及切削方法的限制, 构件成型后往往与理论外形存在制造偏差, 装配时易导致接合面处产生装配间隙^[3]。由于螺栓连接具有拆卸方便、抗疲劳性能好等优势^[4], 广泛应用于飞机部件的装配连接。螺栓作为连接紧固件, 螺栓预紧力往往

* 基金项目: 国家自然科学基金重大项目(92267201); 国家自然科学基金项目(51975280, 52005257)。

是装配过程中的关注点,预紧力的大小以及不均匀性会影响结构的力学性能及疲劳寿命^[5-7],合适的预紧力能够提高复合材料结构的力学性能。对于多螺栓连接结构,即使单个螺栓按照设定的预紧力进行施加,但螺栓之间相互影响^[8],后序螺栓的拧紧会导致前序拧紧的螺栓预紧力上升或者降低。螺栓装配工艺中螺栓的拧紧顺序是影响螺栓组预紧力分布不均匀的重要因素^[9],因此研究拧紧顺序对多螺栓连接结构螺栓预紧力的影响十分必要。

陈津等^[10]针对航空发动机盘轴连接结构,建立了螺栓组弹性相互作用的简化分析模型,分析结构参数、装配工艺参数对螺栓组弹性相关性的影响规律。Liu等^[11]以数控机床为研究对象,以离散应变值为边界条件,建立解析变形模型,分析了预紧顺序对机床床身变形和地脚螺栓残余预紧力的影响。陈飞宇等^[12]采用有限元方法分析了螺栓连接界面的等效应力和结构刚度,并以不同螺栓预紧力的分散化为标准,模拟了工程条件下的实际预紧力,总结了螺栓预紧力分散度对螺栓连接结构的影响规律。王永青等^[13]结合弹性相互作用理论,建立了地脚螺栓预紧力的流传递模型,提出了基于最小安装变形误差和均匀残余预紧力的地脚螺栓预紧规划方法,并利用有限元法实现了地脚螺栓的预紧模拟,以典型数控机床床身安装为例,量化分析了预紧顺序对导轨安装面几何精度、残余预紧力的影响。Zhu等^[14]采用三维非线性有限元建模和试验方法,研究了螺栓法兰接头拧紧过程中弹性相互作用的影响,并在数值模拟中考虑了垫片的非线性非弹性行为,评估了拧紧过程中产生的螺栓预紧力的散射。Pan等^[15]基于无垫片的法兰螺栓连接系统,在螺栓组残余预紧力与初始预紧力的作用关系下,建立了一步预紧和多级预紧螺栓组残余预紧力分布预测通用模型,分析了不同材料组成、螺栓数量和翼缘厚度对螺栓组残余预紧力的影响。

以上多螺栓连接结构的螺栓预紧力研究主要是针对机床以及法兰结构,研究对象多为金属材料,鲜有针对含复合材料结构的研究,并且关于多螺栓连接结构预紧力的相关研究未考虑装配间隙的存在。因此,本文以复合材料/铝合金叠层多螺栓结构为对象,围绕螺栓拧紧顺序以及装配间隙对复合材料/铝合金多螺栓连接结构螺栓预紧力分布的影响开展研究。首先对复合材料/铝合金结构进行分析建立研究模型,依据研究模型建立有限元仿真模型,并通过复合材料/铝合金多螺栓连接试验对有限元仿真模型进行验证。通过研究分析总结规律,力求得到最优的拧紧顺序,从而提高螺栓预紧力分布的一致性,达到设定的目标预紧力。

1 试验设计

对于飞机多螺栓连接结构,被连接件尺寸通常较大,且由于装配间隙的产生具有随机性,无法精准获取装配后的装配间隙大小以及装配间隙分布位置,即使采用加垫补偿方法,仍然可能产生装配间隙。所以在实际装配过程中,复合材料/铝合金多螺栓连接结构会出现3种情况:无装配间隙、有间隙强迫装配、有间隙加垫补偿。本文基于复合材料壁板与翼肋装配连接区域进行抽象与简化,提取关键要素,分析总结出双端固定装配模型,综合考虑装配结构和受力点,构建了复合材料/铝合金多螺栓连接结构研究模型,如图1所示。考虑到壁板螺栓数量较多,以及螺栓拧紧顺序的可实现性,本文研究的拧紧顺序主要包括4种:顺序拧紧、交错拧紧、中间向两端拧紧、两端向中间拧紧,如图2所示。

2 有限元模型建立及试验验证

2.1 材料属性设置

利用有限元软件 ABAQUS,建立复合材料/铝合金

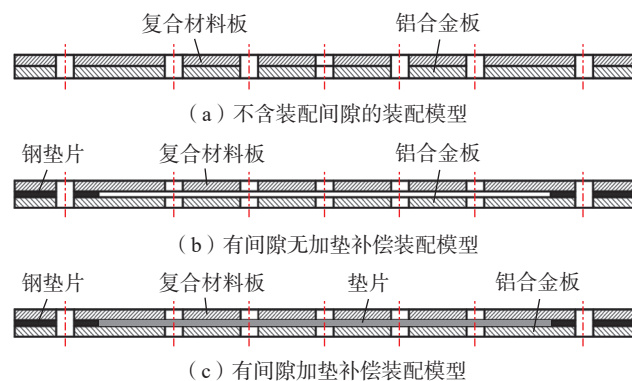


图1 复合材料/铝合金多螺栓连接结构研究模型

Fig.1 Research model for composite/aluminum alloy multi-bolt joints

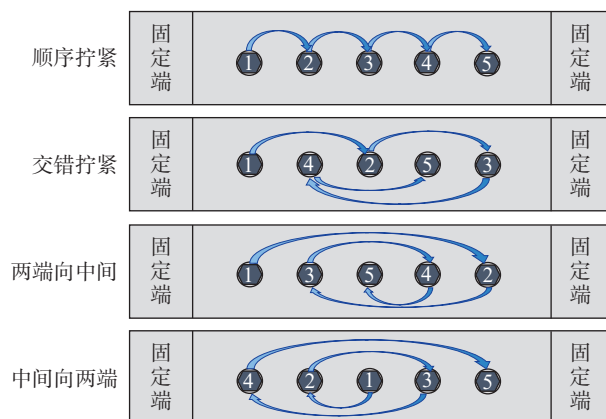


图2 多螺栓拧紧顺序示意图

Fig.2 Schematic diagram of multi-bolt tightening sequence

结构多螺栓连接模型。材料为碳纤维环氧树脂基复合材料层合板,牌号为 USN20000/GE16,单层名义厚度为 0.2 mm,复合材料板铺层顺序为 [45/90/-45/0/90/0/-45/90/45],其材料属性如表 1 所示^[16]。在模型构建过程中,复合材料层合板被视为多个单层板的叠加,采用切割实体的方式对层合板进行处理,每个单层板根据其属性分别定义材料参数,并通过局部坐标系指定每层单板的材料方向,以确保材料各向异性在仿真中的准确表现。螺栓紧固件材料型号为 8.8 级镀锌高强度钢制螺栓,铝合金构件材料型号为 7075-T651,材料参数如表 2 所示^[17]。

表 1 复合材料层合板材料参数^[16]
Table 1 Material parameters of composite laminates^[16]

性能	数值
纵向弹性模量 E_{11} /GPa	137.5
横向弹性模量 E_{22} /GPa	8.52
厚度方向弹性模量 E_{33} /GPa	8.52
面内剪切模量 G_{12} /GPa	5.75
面外剪切模量 G_{13} /GPa	5.75
面外剪切模量 G_{23} /GPa	2.67
主泊松比 μ_{12}	0.32
厚度方向泊松比 μ_{13}	0.32
厚度方向泊松比 μ_{23}	0.46
纵向抗拉强度 X_T /MPa	2341
纵向抗压强度 X_C /MPa	625.9
横向抗拉强度 Y_T /MPa	25.97
横向抗压强度 Y_C /MPa	146.8
竖向抗拉强度 Z_T /MPa	25.97
面内剪切强度 S_{12} /MPa	88.34
面外剪切强度 S_{13} /MPa	88.34
面外剪切强度 S_{23} /MPa	83.9

表 2 铝合金板及螺栓材料参数^[17]
Table 2 Material parameters of aluminum alloy plates and bolts^[17]

性能	螺栓	铝合金
弹性模量/GPa	206	71.7
泊松比	0.269	0.30
A /MPa	496	473
B /MPa	249	210
n	0.93	0.38

2.2 网格和边界条件设置

研究模型中,两端螺栓孔用于试验时试件的固定,该部分性能不在研究范围内,因此仿真模型时,为了提高计算效率,将两端螺栓省略,并将螺栓螺母组合为一个整体。为了提高计算的精度,在螺栓头与复合材料板接触区域进行网格细化处理,如图 3 所示。

复合材料/铝合金多螺栓连接的有限元模型接触情况如图 4 所示,其中复合材料板与铝合金板、螺栓头存在接触关系,铝合金板与螺母存在接触关系。螺栓与复合材料板、铝合金板等之间的运动设置为有限滑移。各接触区域均存在摩擦,摩擦系数的设置主要包括金属与金属之间的摩擦,复合材料与金属之间的摩擦。金属与金属间的摩擦系数设置为 0.2,其余的摩擦系数设置为 0.1^[18]。

对于复合材料/铝合金多螺栓连接结构,为了模拟不同的拧紧顺序,预紧力需分步施加到各个螺栓上。因此,在设置分析步骤时,为每个螺栓单独设置一个分析步。在每个分析步中,按照不同的拧紧顺序依次对螺栓施加预紧力,螺栓预紧力通过 Load 模块中的 Bolt load

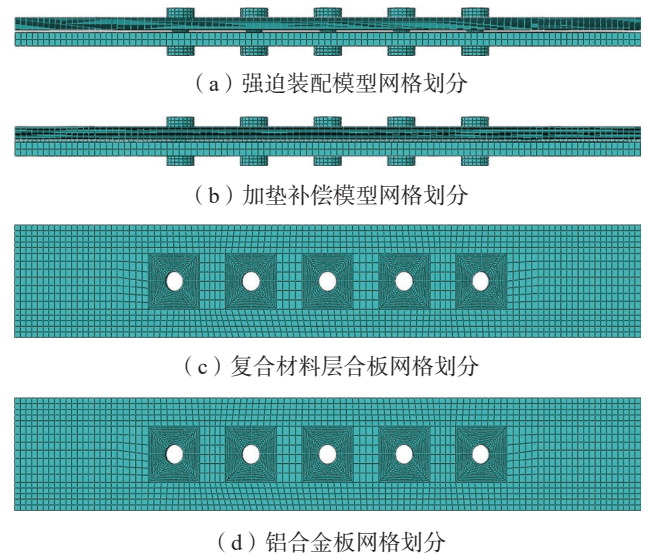


图 3 有限元仿真模型网格划分示意图

Fig.3 Schematic diagram of mesh generation for finite element model

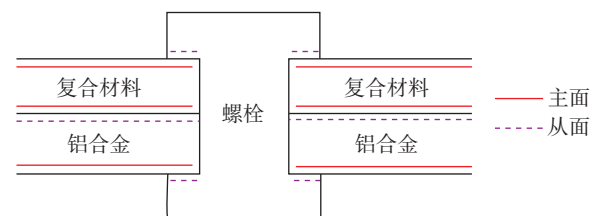


图 4 接触关系示意图

Fig.4 Schematic diagram of contact relation

功能进行施加,目标预紧力为航空标准化规范规定的最大值,8000 N。通过更改分析步中施加预紧力的螺栓编号次序,可以实现不同的拧紧顺序。由于有限元软件中无法直接提取螺栓预紧力,本文中的螺栓预紧力通过被连接件对螺栓产生的支反力进行表征,因为螺栓拧紧时产生的轴向拉力使螺栓杆拉伸,并在连接件的接触面上施加夹紧力,形成内部的预紧状态,从而产生支反力以维持力的平衡,如图5所示。这种支反力通过作用-反作用关系,等效抵消螺栓预紧力的反作用力,确保连接件在外载荷作用前的稳定状态和连接的可靠性。

为还原实际装配过程中复合材料/铝合金试样的约束条件,对试件两端面约束 UX 、 UY 、 UZ 3 个方向。当存在装配间隙时,为防止仿真分析过程出现刚体位移问题,提高仿真分析的收敛性,通过轻弹簧来约束螺栓端部的 Z 轴方向移动,如图6所示,弹簧刚度值不宜过大,否则影响结果的准确度。

2.3 试验验证

试件尺寸的确定主要依据表3^[19]设计规范中边距、端距与孔径之间的关系,同时,试样设计也要依据实际结构中孔与孔之间的距离,因此最终确定试件边距为18 mm、端距18 mm。实际结构中,孔与孔之间的距离为27 mm,试件几何尺寸如图7所示。

基于简化后的试件级装配模型进行多螺栓连接试验,试验目的主要是验证有限元仿真模型的正确性。通过在试件两端放入相应厚度的矩形钢垫片来控制装配间隙大小,使用螺栓将复合材料板、铝合金板及用于控制间隙的钢垫片固定在试验台上。加载时,使用力矩扳

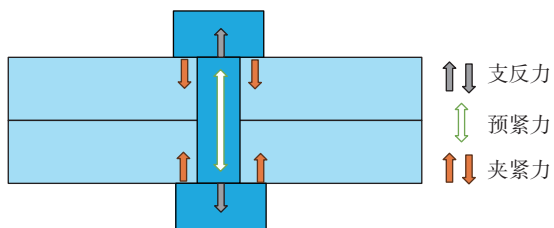


图5 螺栓预紧力等效示意图

Fig.5 Schematic diagram of equivalent bolt preloading force

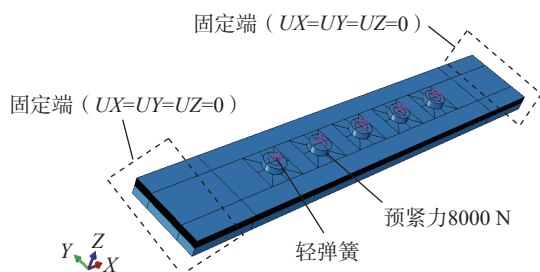


图6 边界条件设置示意图

Fig.6 Schematic of boundary condition setup

手顺时针拧紧螺栓,通过观察螺母上方的压力传感器显示器的示数,确保螺栓预紧力达到目标数值。通过以上操作模拟复合材料/铝合金多螺栓连接结构的装配连接过程。螺栓间的预紧力变化主要是由于接触面变形引起,所以利用3D-DIC设备获取多螺栓拧紧过程中被连接件变形情况,通过该变形情况进行有限元仿真验证,搭建试验装置如图8所示。

3D-DIC测量与有限元计算的复合材料板沿 X 轴的应变云图如图9所示,其中 E_{xx} 为3D-DIC设备测量得到的复合材料板沿 X 轴方向的应变; LE_{11} 为有限元仿真计算得到的复合材料板沿 X 轴方向的应变。复合材料板沿 X 轴方向应变较大区域主要为复合材料板螺栓挤压边缘处,且该应变的分布方向与复合材料板首层铺层方向 (45°) 一致。试验结果与有限元结果应变趋势吻合。为了确保有限元仿真的正确性,提取应变最大值进行对比,有限元与试验数据如表4所示,其中3D-DIC测量结果中正应变最大值为0.001099,负应变最大值为0.00091,有限元仿真结果中正应变最大值为0.001293,负应变最大值为0.0009131。计算可得,有限

表3 试样尺寸设计规范^[19]
Table 3 Specification for sample size design^[19]

边距/孔径	端距/孔径	孔径/板厚
≥ 2.5	≥ 3	$1 \leq D/t \leq 2$

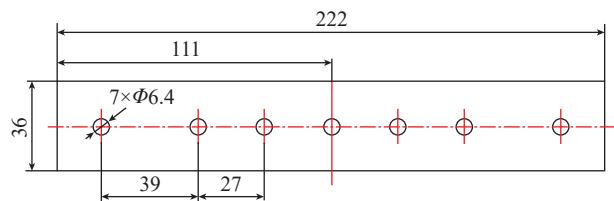


图7 复合材料/铝合金多螺栓连接结构试件尺寸 (mm)

Fig.7 Specimen size of composite/aluminum alloy multi-bolt connection structure (mm)

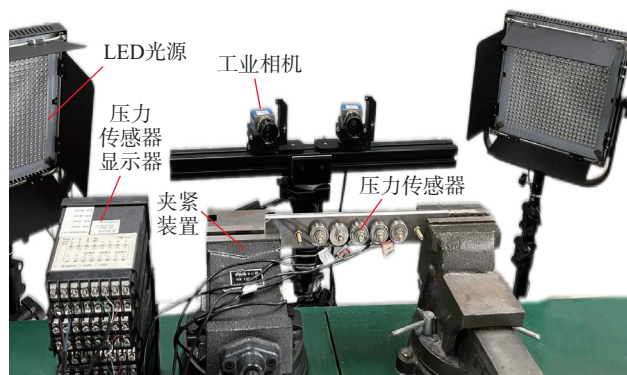


图8 复合材料/铝合金结构多螺栓连接试验

Fig.8 Multi-bolt joint test of composite/aluminum alloy structure

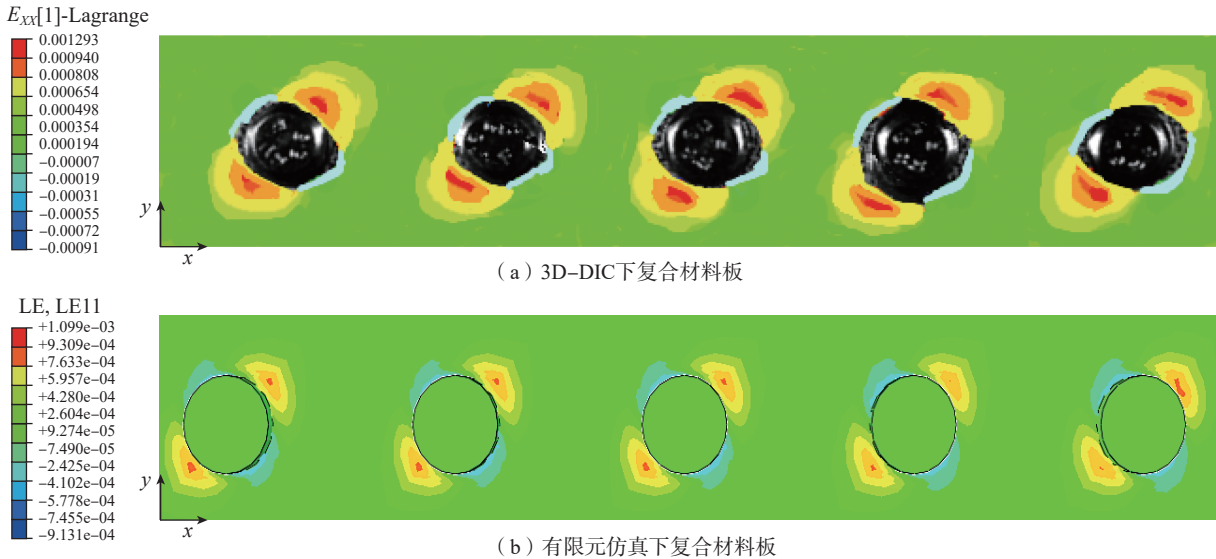


图9 复合材料板 X 轴方向应变对比图

Fig.9 Strain comparison diagram of composite plate in X-axis direction

表 4 试验结果与有限元数据对比

Table 4 Comparison of experimental and finite element data

对比项	正应变最大值	负应变最大值
3D-DIC 测量结果	0.001099	0.00091
有限元仿真结果	0.001293	0.0009131
误差/%	15.01	0.34

元与试验结果中应变最大值的误差在 15% 以内,误差的可能原因:有限元模型建立过程中对螺栓进行了简化,将螺母与螺杆建立成了一个整体;在试验过程中,操作环节存在误差。总体而言,误差在可接受范围内,验证了有限元模型的正确性。

3 结果与讨论

3.1 被连接件变形分析

对于复合材料/铝合金多螺栓连接结构,螺栓按照一定的拧紧顺序进行加载,螺栓预紧力会受到结合部形变的影响而发生变化,即“弹性相互作用”。以三螺栓为例(图 10),依次拧紧螺栓 2、螺栓 1 和螺栓 3,由于被连接件的变形会导致先拧紧螺栓的预紧力下降,在依次拧紧 3

个螺栓的过程中,后拧紧的螺栓会对先拧紧螺栓的预紧力产生影响,拧紧的螺栓受到弹性相互作用的影响。

由上述分析可知,引起螺栓预紧力变化的主要原因为被连接件的法向变形,其中法向变形指沿螺栓长度方向的变形,因此本文从变形的角度分析无装配间隙、有间隙强迫装配、有间隙加垫补偿 3 种情况下,复合材料/铝合金多螺栓结构中,后序螺栓的拧紧对于前序已拧紧螺栓预紧力的影响。在无装配间隙下以及加垫补偿情况下,复合材料板法向位移量较小,如图 11 所示,两种情况下,螺栓拧紧后复合材料板受挤压产生变形较小。当螺栓之间距离较远时,由螺栓拧紧引起的被连接件的变形并不会传递到相邻螺栓,因此螺栓预紧力并不会受到影响,基本不发生变化。

当复合材料/铝合金连接结构存在装配间隙时,拧紧过程中复合材料的法向变形过程如图 12(a)所示。复合材料/铝合金连接结构由于装配间隙的存在,螺栓施加预紧力后,会在孔周产生不均衡的压力,同时导致复合材料板的弯曲。由于铝合金板比复合材料板厚,当第 1 颗螺栓拧紧后,发生变形的主要是复合材料板,螺栓孔周以及两孔之间的部分均呈压缩状态向下移动,螺栓孔周位移量大于孔间位移量。随着螺栓载荷逐渐施

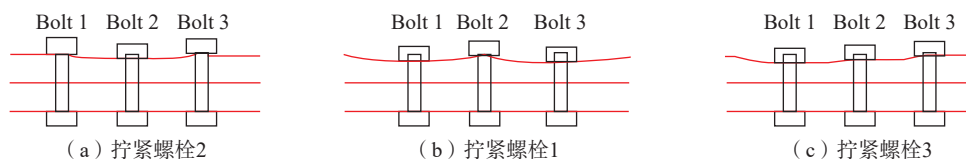


图 10 三螺栓连接结构变形示意图

Fig.10 Schematic diagram of deformation for three-bolt joint structure

加,螺栓孔附近装配间隙逐渐被消除,复合材料与铝合金局部贴合。前序螺栓拧紧后,拧紧后序螺栓,两螺栓孔之间的间隙不断减小,最后完全贴合。随着间隙的不断减小,两孔之间的法向变形逐渐增大,复合材料板前一颗螺栓孔周法向变形量减小。相比于前一颗螺栓拧紧后复合材料板的变形,后一颗螺栓拧紧后,前一颗螺栓孔附近的复合材料板向上翘曲,复合材料板向上移动挤压螺栓头,导致螺栓预紧力呈上升趋势。

除了预紧力上升,还会存在预紧力下降现象,如图12(b)所示,当前一颗螺栓施加到目标预紧力后,装配间隙并不能完全消除,当拧紧下一颗螺栓后,复合材料

板与铝合金板之间的装配间隙逐渐消除,复合材料板会继续发生法向位移,从而导致螺栓预紧力下降。

3.2 不同装配间隙大小下的螺栓预紧力

由3.1节分析可知,相比无装配间隙、有间隙加垫补偿这两种情况,有间隙强迫装配时,由螺栓拧紧引起的被连接件的变形较大,后序螺栓拧紧会对前序已拧紧螺栓的预紧力产生影响。因此本节主要探究有间隙强迫装配下,装配间隙对于螺栓预紧力的影响。由于装配间隙的产生具有随机性,无法精准获取装配后构件间的间隙大小,所以实际装配现场中会出现不同大小的装配间隙。由文献[20]可知,当间隙约为0.127~0.762 mm时,

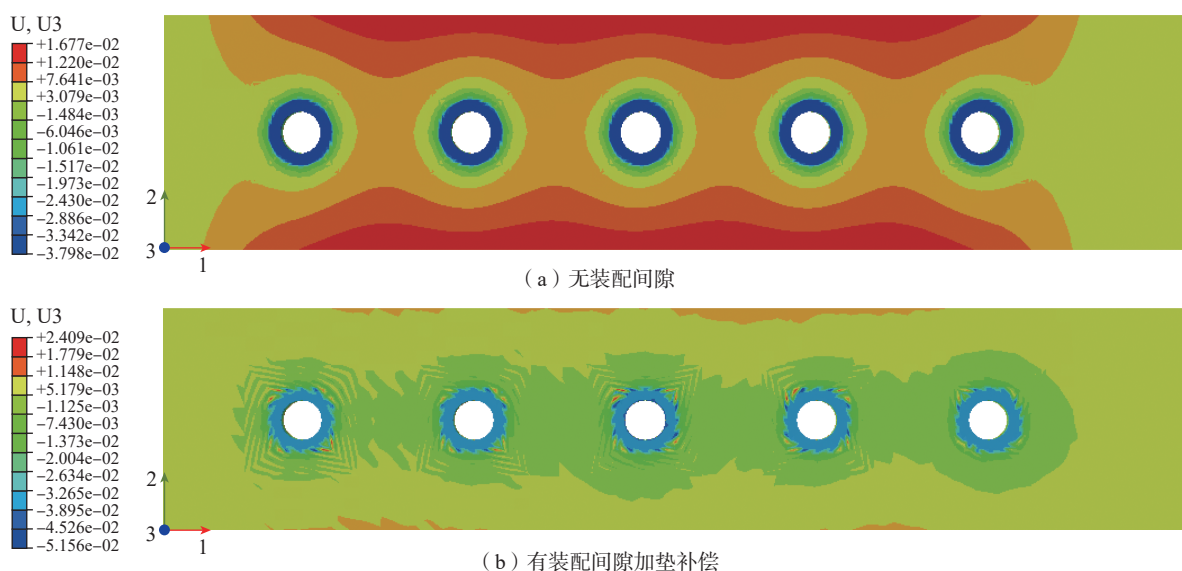


图 11 复合材料板法向(3方向)变形云图

Fig.11 Normal direction (direction 3) deformation contour plot of composite plate

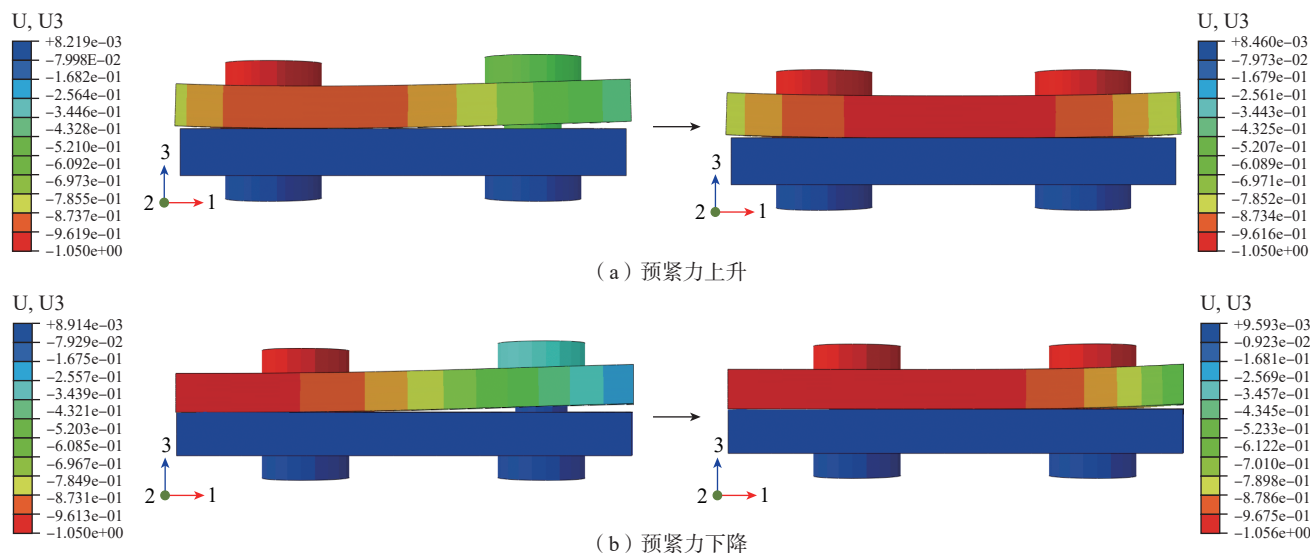


图 12 含装配间隙强迫装配下被连接件法向(3方向)变形

Fig.12 Normal direction (direction 3) deformation of joint connected components under forced assembly with assembly gap

应使用液体垫片进行补偿,基于此间隙,做适当放宽,选取 0.2~1.0 mm 的间隙,间隔为 0.2 mm,探究装配间隙大小对螺栓预紧力的影响。

分析结果如图 13 所示。顺序拧紧下,除第 4 颗螺栓,其余螺栓随着装配间隙的不断增大,螺栓预紧力变化量不断增大,但增长幅度较小。对于第 4 颗螺栓,当装配间隙小于 0.6 mm 时,螺栓预紧力呈增加趋势;而大于 0.6 mm 时,螺栓预紧力呈减小趋势,且随着装配间隙的增大,螺栓预紧力减小量增大,当装配间隙为 1 mm 时,螺栓预紧力变化量较 0.2 mm 装配间隙下的变化量增大了 75%。

交错拧紧的顺序下,第 2 颗和第 4 颗螺栓最后拧紧且两颗螺栓距离较远,所以装配间隙对这两个螺栓预紧力影响较小,受影响最大的是其余 3 颗螺栓,相比 0.2 mm 装配间隙,1 mm 装配间隙下的第 3 颗螺栓预紧力变化量增大近 6 倍,第 5 颗螺栓预紧力变化量增大接近 2 倍。第 3 颗与第 5 颗螺栓在装配间隙小于 0.6 mm 时,螺栓预紧力呈增长趋势,且变化量随着装配间隙增大而增大,当装配间隙大于 0.6 mm 时,螺栓预紧力呈减小趋势,且随着装配间隙的增大而增大。

由中间向两端的拧紧顺序下,各个螺栓预紧力都呈增长趋势,且随着装配间隙的增大,螺栓预紧力增长量

呈上升趋势。螺栓预紧力增长量呈对称分布,中间处螺栓,即第 3 颗螺栓的螺栓预紧力变化量最大,相比 0.2 mm 装配间隙,1 mm 装配间隙下,第 3 颗螺栓预紧力变化量增大近 3 倍。同一装配间隙下,螺栓预紧力变化量由中间向两侧逐渐减小。

由两端向中间的拧紧顺序下,首先拧紧两端的螺栓,螺栓拧紧之后,复合材料板与铝合金板之间的装配间隙基本消除,后续螺栓拧紧后螺栓预紧力影响较小。因此装配间隙主要影响两端螺栓的预紧力,即第 1 颗和第 5 颗螺栓,且随着装配间隙的增大而增大,但变化量相对较小。

综上,装配间隙大小对螺栓预紧力存在影响,螺栓预紧力的变化量随着装配间隙的增大而增大,且当装配间隙大于 0.6 mm 时,螺栓预紧力变化显著。

3.3 不同拧紧顺序下的螺栓预紧力

由 3.2 节可知,螺栓预紧力变化量随着装配间隙增大而增大,当装配间隙为 1 mm 时,螺栓预紧力变化量最大,偏离设定目标预紧力,因此本节采用 1 mm 装配间隙进行多螺栓拧紧试验,探究拧紧顺序对于螺栓预紧力的影响,分析不同拧紧顺序下被连接件变形情况,并利用式 (1) 和 (2) 分别计算多螺栓预紧力的平均值和标准差,总结拧紧顺序对于螺栓预紧力的影响规律。

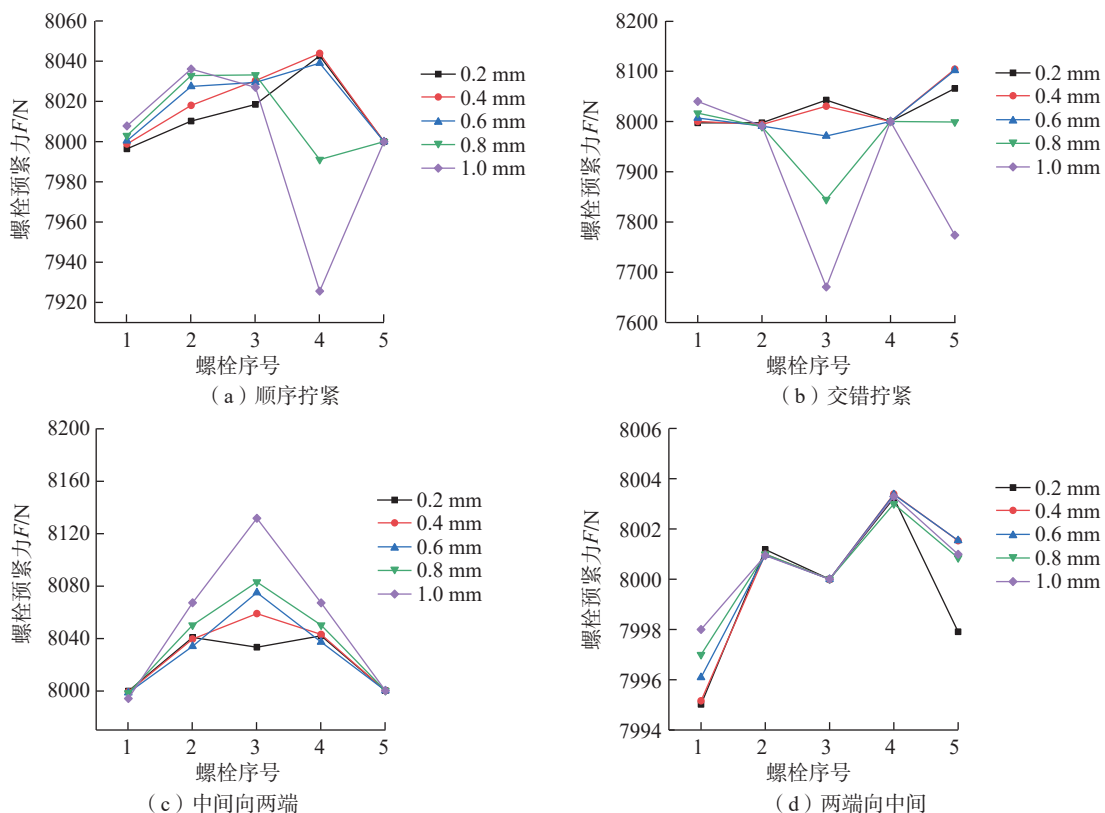


图 13 不同装配间隙的螺栓预紧力

Fig.13 Bolt preload variation with different assembly gap sizes

$$\bar{F} = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 F_i \quad (1)$$

$$\sigma_F = \frac{1}{5} \sqrt{\sum_{i=1}^5 (F_i - \bar{F})^2} \quad (2)$$

式中, F_i 为各螺栓拧紧后最终预紧力; \bar{F} 为多螺栓预紧力平均值; σ_F 为多螺栓预紧力标准差。

首先对不同拧紧顺序下被连接件变形情况进行分析,位移云图如图 14 所示。顺序拧紧下,首颗螺栓因邻近装配间隙边界,其拧紧后附近间隙无法完全闭合。随着各螺栓依次拧紧,右侧间隙逐渐减小,但留有未闭合区域,致使复合材料板出现翘曲,尤其在远离首颗螺栓处复合材料板翘曲量最大。后续螺栓拧紧过程类似,直至所有螺栓拧紧,间隙逐渐消除,翘曲减小。交错拧紧顺序下,随着螺栓的依次拧紧,复合材料板出现“气泡效应”,即按照顺序拧紧前两颗螺栓后,两螺栓之间的区域呈现两端闭合而中间区域出现间隙的现象。这是由于两端螺栓拧紧后,为了消除装配间隙,复合材料板会向中间螺栓处产生位移,向中间区域挤压,从而导致中间发生翘曲的现象。交错拧紧顺序下,所有螺栓拧紧,间隙逐渐闭合后,“气泡”才会消失。由中间向两端的拧紧顺序则表现出不同的特点,中间螺栓作为首颗拧紧的螺栓,当其拧紧后,复合材料板中间区域间隙减小,但两端出现显著翘曲。随着相邻螺栓的拧紧,中

间区域间隙进一步减小,但导致中间螺栓处的复合材料板翘曲量增加。当两端螺栓最终拧紧时,整体间隙减小,翘曲量降低。相比之下,由两端向中间的拧紧顺序更为高效,前两颗螺栓(两端的螺栓)拧紧后,装配间隙迅速消除,避免了“气泡效应”的产生。随后,中间螺栓依次拧紧,装配间隙几乎完全闭合,复合材料板的变形与无间隙状态下的拧紧效果相似,此顺序下被连接件整体变形量较小。

对螺栓预紧力进行分析,4组拧紧顺序下的螺栓预紧力随拧紧步数的变化曲线如图 15 所示。顺序拧紧前 3 颗螺栓,螺栓预紧力呈升高趋势,由于端部螺栓(第 5 颗螺栓)拧紧后复合材料板翘曲量减小,从而导致第 4 颗螺栓呈降低趋势,其中第 4 颗螺栓预紧力变化数值最大。交错拧紧顺序下,第 1 个螺栓预紧力呈上升趋势,其余螺栓呈下降趋势,且预紧力减小量较大,这是由于交错拧紧顺序下,两螺栓之间的间隙并不能消除,产生“气泡效应”,当后序螺栓拧紧后,伴随着“气泡”的消除,螺栓与被连接件之间的相互作用减小,螺栓预紧力降低。中间向两端的拧紧顺序,中间部位螺栓紧后,复合材料板呈中间装配间隙减小,两端翘曲的状态,随着两侧螺栓的拧紧,中间螺栓处发生翘曲,第 3 颗螺栓的预紧力呈上升趋势,当两端螺栓拧紧后,复合材料板两端翘曲量减小,从而导致第 2 颗和第 4 颗螺栓预紧力下降。

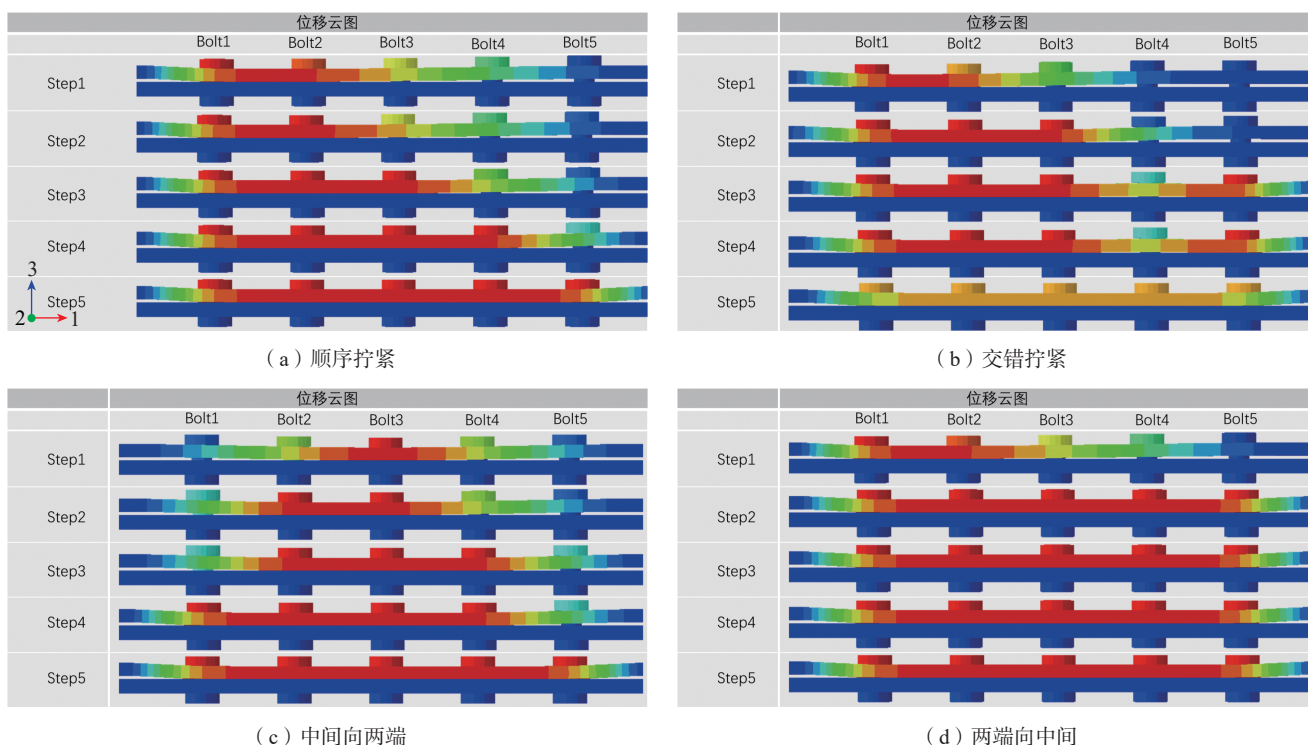


图 14 不同拧紧顺序下被连接件法向(3方向)变形过程

Fig.14 Normal direction (direction 3) deformation process of connected components under different tightening sequences

两端向中间的拧紧顺序,首先拧紧两端的螺栓,使复合材料板与铝合金板之间的间隙基本消除,因此预紧力变化较小,且分布均匀。

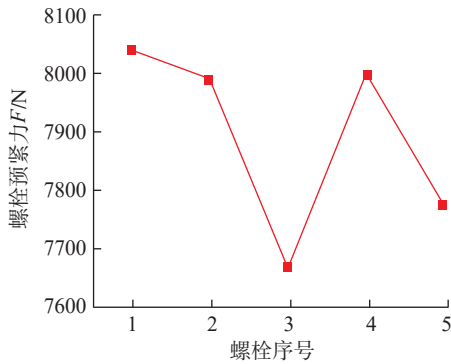
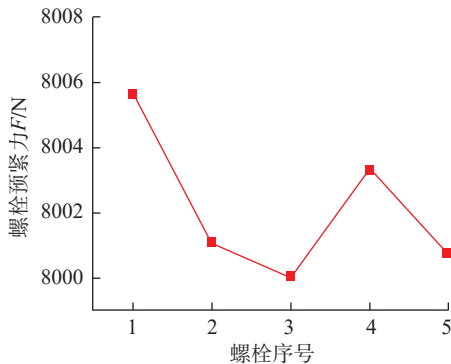
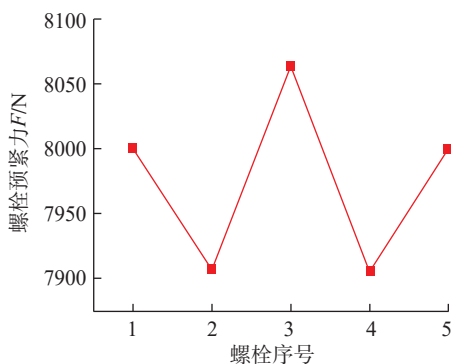
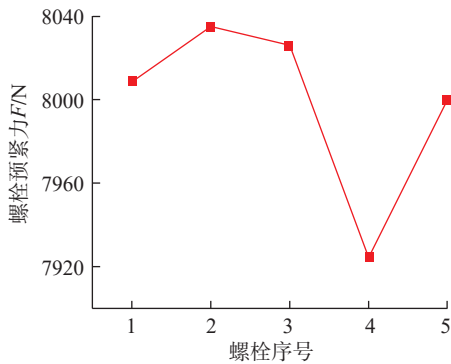


图 15 不同拧紧顺序下螺栓预紧力

Fig.15 Bolt preload under different tightening sequences

将 4 种拧紧顺序的螺栓预紧力平均值以及标准差进行对比,如图 16 所示。4 种拧紧顺序中,由两端向中间的顺序拧紧后,多螺栓预紧力的平均值 \bar{F} 更小,且螺栓预紧力标准差 σ_F 数值最小,说明在均匀间隙下,由两端向中间的拧紧顺序下,螺栓预紧力最终值更接近设定的目标预紧力数值,并且螺栓预紧力的一致性较优。

4 结论

针对含装配间隙的复合材料/铝合金多螺栓连接结构,通过建立有限元仿真模型,并进行试验验证,探究了螺栓拧紧顺序对于无装配间隙、含装配间隙强迫装配以及含装配间隙加垫补偿 3 种情况下螺栓预紧力的影响规律,得出以下结论。

(1) 对于无装配间隙以及含装配间隙加垫补偿情况下的复合材料/铝合金多螺栓连接结构,由于被连接件刚度较大,螺栓拧紧后接触部位变形较小,弹性相互作用影响较小。

(2) 对于含装配间隙强迫装配的情况,由于装配间隙的存在,被连接件可能会出现拧紧后翘曲或者拧紧后翘曲消除的变形状况,致使螺栓预紧力上升或下降。螺栓预紧力的变化量随着装配间隙的增大而增大,且当装配间隙大于 0.6 mm 时,螺栓预紧力变化更显著。

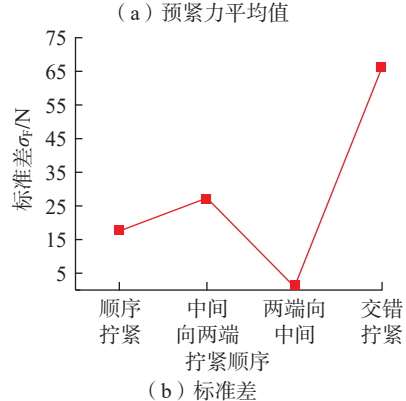
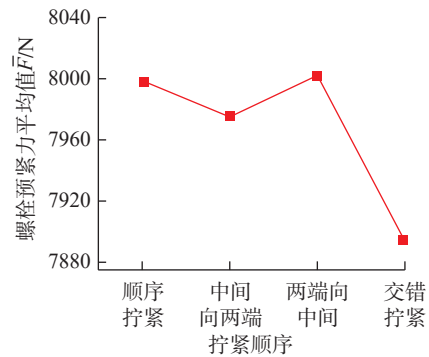


图 16 不同拧紧顺序下螺栓预紧力平均值及标准差

Fig.16 Mean and standard deviation of bolt preload under different tightening sequences

(3) 对于含装配间隙的多螺栓拧紧结构,相比于其他拧紧顺序,由两端向中间的拧紧顺序预紧力一致性更优,且各螺栓最终预紧力与目标预紧力更接近。

参考文献

- [1] LI S S, YUE X, LI Q Y, et al. Development and applications of aluminum alloys for aerospace industry[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2023, 27: 944-983.
- [2] TIWARY A, KUMAR R, CHOCHAN J S. A review on characteristics of composite and advanced materials used for aerospace applications[J]. Materials Today: Proceedings, 2022, 51: 865-870.
- [3] MCILHAGGER A, ARCHER E. Manufacturing processes for composite materials and components for aerospace applications[M]//Recent Advances in Mechanism Design for Robotics. Cham: Springer International Publishing, 2020.
- [4] AN Q L, WANG C G, MA T, et al. Aeronautical composite/metal bolted joint and its mechanical properties: A review[J]. Journal of Intelligent Manufacturing and Special Equipment, 2024, 5(1): 70-91.
- [5] ZIMMERMANN N, WANG P H. A review of failure modes and fracture analysis of aircraft composite materials[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 115: 104692.
- [6] QI Z C, ZHONG T, YANG J, et al. Effects of bolt preload relaxation on the mechanical performance of composite structures[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2025, 239(8): 1126-1139.
- [7] LIU X S, WANG X Y. Influence of assembly preload on fatigue behavior of composite connector[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2023, 43(3).
- [8] GODDARD D L, BIBEL G D. Achieving a selected load distribution in the bolted joint of a cylinder head of highly variable stiffness and contact geometry[J]. SAE Technical Paper Series, 1994: 940693.
- [9] YOU R Z, REN L, SONG G B. A novel comparative study of European, Chinese and American codes on bolt tightening sequence using smart bolts[J]. International Journal of Steel Structures, 2020, 20(3): 910-918.
- [10] 陈津, 赵斌斌, 连宇臣, 等. 航空发动机盘轴连接结构螺栓组弹性相互作用的规律[J]. 机械设计与研究, 2018, 34(4): 95-99.
- CHEN Jin, ZHAO Binbin, LIAN Yuchen, et al. Study on the elastic interaction of bolt group of engine disk-shaft connected structure[J]. Machine Design & Research, 2018, 34(4): 95-99.
- [11] LIU H B, WU J K, LIU K, et al. Pretightening sequence planning of anchor bolts based on structure uniform deformation for large CNC machine tools[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2019, 136: 1-18.
- [12] 陈飞宇, 李小强, 董红瑞, 等. 不同预紧力分散度条件下螺栓止口连接组件有限元分析[J]. 航空制造技术, 2018, 61(20): 63-68.
- CHEN Feiyu, LI Xiaoqiang, DONG Hongrui, et al. Finite element analysis of bolted rabbit joint structure under dispersed pre-tightening force[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(20): 63-68.
- [13] 王永青, 吴嘉锟, 刘海波. 基于弹性相互作用的大型数控机床地脚螺栓预紧顺序规划[J]. 制造技术与机床, 2015(8): 82-85.
- WANG Yongqing, WU Jiakun, LIU Haibo. Anchor bolt pre-loading sequences planning for large CNC machine tools based on elastic-
- interaction[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2015(8): 82-85.
- [14] ZHU L B, BOUZID A H, HONG J. Numerical and experimental study of elastic interaction in bolted flange joints[J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 2017, 139(2): 021211.
- [15] PAN W J, LI X M, SUN L L, et al. General prediction model of residual pretightening force of bolt group with one-step and multi-step pretightening and analysis of influencing factors from the perspective of elastic interaction[J]. Engineering Computations, 2023, 40(4): 921-956.
- [16] 段志操, 滕媛, 贾瑞娇, 等. 铝板带热轧疲劳损伤的数值模拟[J]. 热加工工艺, 2016, 45(17): 142-145, 149.
- DUAN Zhicao, TENG Yuan, JIA Ruijiao, et al. Numerical simulation of fatigue damage of aluminum strip hot rolling[J]. Hot Working Technology, 2016, 45(17): 142-145, 149.
- [17] SENTHIL K, IQBAL M A, CHANDEL P S, et al. Study of the constitutive behavior of 7075-T651 aluminum alloy[J]. International Journal of Impact Engineering, 2017, 108: 171-190.
- [18] HERRINGTON P D, SABBAGHIAN M. Factors affecting the friction coefficients between metallic washers and composite surfaces[J]. Composites, 1991, 22(6): 418-424.
- [19] 谢鸣九. 复合材料连接[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.
- XIE Mingjiu. Joints for composites materials[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011.
- [20] CAMPBELL F C. Manufacturing processes for advanced composites[M]//Comprehensive Composite Materials II. Amsterdam: Elsevier, 2004, 495-537.

通信作者: 安鲁陵, 教授, 博士, 研究方向为飞机装配技术。

(责编 七七)

(上接第 159 页)

BAO Zhu, XIE Lei, LU Nannan, et al. A point cloud registration algorithm using depth image[J]. Navigation of China, 2019, 42(2): 8-11, 16.

[23] HE S J, ZHAO S T, BAI F, et al. A method for spatial data registration based on PCA-ICP algorithm[J]. Advanced Materials Research, 2013, 718-720: 1033-1036.

[24] ATANASSOV K, VASSILEV P. Intuitionistic fuzzy sets and other fuzzy sets extensions representable by them[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2020, 38(1): 525-530.

[25] 向兵飞. 飞机大型蒙皮镜像铣加工关键技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.

XIANG Bingfei. Key techniques for mirror milling of large aircraft skins[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.

通信作者: 刘长青, 教授, 主要研究方向为航空航天复杂结构件数字化制造与智能制造。

(责编 向阳)