

引文格式: 吴跃韬, 周来水, 赵聪, 等. 飞机复合材料结构装配预连接临时紧固件布局优化方法[J]. 航空制造技术, 2025, 68(20): 92-99, 108.

WU Yuetao, ZHOU Laishui, ZHAO Cong, et al. Optimization method for layout of temporary fasteners of aircraft composite structure assembly pre-joining[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(20): 92-99, 108.

飞机复合材料结构装配预连接临时紧固件布局优化方法*

吴跃韬¹, 周来水¹, 赵聪^{1,2}, 安鲁陵¹, 屈征涛¹, 高绍武²

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 江苏省先进复合材料技术与装备创新中心, 南京 211500)

[摘要] 临时紧固件用于飞机装配的预连接。为提高预连接过程中装配件贴合效果, 提出一种复合材料结构装配预连接临时紧固件布局优化方法。建立了预连接壁板变形和间隙计算等效模型, 并对其中关键变量的计算方式进行了改进。基于该等效模型进行了临时紧固件布局优化。通过复合材料壁板与金属骨架翼盒的装配试验验证该方法有效性。结果表明, 改进后的计算方法能够在较短时间内求解出关键矩阵变量, 显著缩短优化过程中壁板变形的单次计算时间; 变形和间隙的计算结果与试验数据具有较好的一致性; 所建立的方法能够计算出具有高型面贴合率的临时紧固件布局, 对大型复合材料结构装配预连接工艺的制定具有一定参考价值。

关键词: 飞机装配; 复合材料结构; 预连接; 装配变形; 临时紧固件

中图分类号: V262.4

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.20.092

Optimization Method for Layout of Temporary Fasteners of Aircraft Composite Structure Assembly Pre-Joining

WU Yuetao¹, ZHOU Laishui¹, ZHAO Cong^{1,2}, AN Luling¹, QU Zhengtao¹, GAO Shaowu²

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Innovation Center of Jiangsu Province for Advanced Composite Technology and Equipment, Nanjing 211500, China)

[ABSTRACT] The temporary fasteners are used in pre-joining during aircraft assembly. To improve the fit effect of assembly parts in pre-joining process, a layout optimization method for temporary fasteners in composite structure assembly pre-joining was proposed. An equivalent model for calculating the deformation and gaps of the panel in pre-joining process was established, and the calculation of key variables was improved. Layout optimization of temporary fasteners was performed based on the equivalent model. Assembly experiments of composite panel and metal frame wing box was conducted for verification. The results show that the improved calculation method can calculate key matrix variables in a shorter time. The single computation time for panel deformation during the optimization process is significantly reduced. The calculated deformation and gaps results are in good consistency with the experimental data. The established method can calculate the layout of temporary fasteners with high surface fit ratio, providing valuable reference for the development of pre-joining processes for large composite structure assemblies.

Keywords: Aircraft assembly; Composites structure; Pre-joining; Assembly deformation; Temporary fastener

飞机结构的装配是飞机制造中的关键环节之一。在飞机结构装配中, 通常借助型架卡板等工装元器件实现对装配件的夹紧^[1-3], 但由于其尺寸较大^[4], 影响装配

的开敞性, 不利于工人的操作^[5]。因此, 飞机结构装配中会采取预连接方式, 即利用装配件上的初孔, 使用工艺螺栓、穿心夹等临时紧固件进行连接和夹紧^[6-8], 固定

* 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(51975280, 52005257)。

装配件间的相对位置,使其相互贴合并加强刚度,同时减小间隙^[9]。这种方式能为装配操作提供便利^[10],而合理的预连接布局能够提高后续的制孔和装配质量^[11-12]。

为对飞机装配中预连接临时紧固件的布局进行合理的设计,国内外许多学者对此开展了一系列的研究。为求解飞机装配仿真中部件之间的接触问题, Petukhova等^[13]在影响系数法的基础上,通过降低维度,将该问题转化为含有线性约束的二次规划问题,并开发了针对该类问题的铆接过程仿真(ASRP)计算机程序。唐伟等^[14-15]和Yang等^[6,16]通过建立壁板力学模型,分别采用遗传算法和拉丁超立方抽样,对铝合金壁板-长桁预连接铆接点的数量和位置进行了优化求解。Pogarskaia等^[17-18]就飞机装配中临时紧固件的优化提出了一种基于测地距离的优化算法,并应用在A350-900机身-机翼接头对接和复合材料蒙皮安装中,实现对临时紧固件数量和位置的优化。

上述研究的研究对象多为金属结构,其装配过程一般不会出现损伤现象。但随着复合材料在航空航天领域的大量应用,由于材料特点,内部应力增大会导致材料出现裂纹、纤维-基体界面脱粘及分层等损伤,因此在设计复合材料结构预连接优化时,内部应力和损伤情况是必须考虑的因素。张秋月^[19-20]和黎雪婷^[21-22]等在对壁板压紧力和紧固件数量、布局优化时,考虑了复合材料损伤,采用Abaqus软件计算壁板变形;而对于具有多层结构的复合材料而言,由于需要对每一层铺层进行建模并划分网格,导致节点和网格数量庞大,且仿真涉及接触情况,通过有限元软件求解时需要设置多个分析步并细化增量步的步长,使每一次计算都需要消耗相当长的时间,计算效率较低。

本文针对飞机复合材料结构的预连接,提出了一种复合材料结构装配预连接紧固件布局优化方法。基于复合材料壁板变形及间隙计算等效模型,减少了其中关键变量的计算时间,并建立了预连接临时紧固件布局优化模型。优化模型以提高壁板与骨架的贴合率为目的,通过设置一定数量的临时紧固件和一定的预紧力,计算出该数量和预紧力下对应的最优布局。最后结合试验验证了等效模型计算的高效性和准确性,以及优化方法的有效性。

1 预连接壁板变形及间隙计算等效模型

本文的研究对象为复合材料壁板-金属骨架翼盒装配,其预连接大致过程可由图1表示。

图1(a)为装配件在工装上定位后的初始状态,此时两者之间的初始间隙为 g_0 。在定位后,通过临时紧固件进行预连接操作,装配件发生变形,如图1(b)所示。

设各个位置的临时紧固件施加的预紧力相同,大小均为 F ,预连接后装配件之间的残余间隙为 g_r 。预连接前后状态下的间隙表示含有 m 个元素的列向量,其中的元素表示在各自的状态下,壁板和骨架接触面之间不同位置的间隙值,其方向与参考法向一致, m 为所考虑的位置数目,其形式为

$$\begin{aligned} g_0 &= [g_{01}, g_{02}, \dots, g_{0m}]^T \\ g_r &= [g_{r1}, g_{r2}, \dots, g_{rm}]^T \end{aligned} \quad (1)$$

用向量表征壁板和骨架间的间隙,能够有效反映间隙的分布情况。由于骨架的刚度相对较大,受到外部载荷时发生的法向变形相对壁板而言较小,为简化分析,可将骨架等效为刚体,忽略其变形,预连接过程中的变形全部视作由壁板产生。此时,由临时紧固件施加的载荷全部来源于壁板一侧,下面也仅对壁板进行说明,同时作出以下假设:

- (1) 壁板和骨架之间可能的接触区域和用于施加载荷的区域尺寸远小于整个模型的尺寸;
- (2) 壁板发生的变形为小变形且始终在弹性范围内;
- (3) 壁板的应力状态满足线弹性关系;
- (4) 忽略壁板和骨架之间的摩擦;
- (5) 忽略壁板在装配过程中产生的刚度变化。

由于在预连接中,壁板与骨架之间的接触相对简单,根据文献[13],可以将壁板有限元模型中的节点分为关键节点和其余节点,关键节点包括用于施加载荷的节点和用于约束壁板位移的节点。同时,壁板变形有限元计算过程可以简化为求解式(2)优化问题对应的 δ_c 。

$$\begin{aligned} \min & \left(\frac{1}{2} \delta_c^T K_c \delta_c - F_c^T \delta_c \right) \\ \text{s.t.} & A_c \delta_c \leq G_c \end{aligned} \quad (2)$$

式中, δ_c 和 F_c 分别为关键节点的位移和节点力; A_c 为与关键节点位移有关的线性算子; G_c 为限制壁板变形的约束向量; K_c 为缩减刚度矩阵,其规模对应了关键节点数量,计算方式为

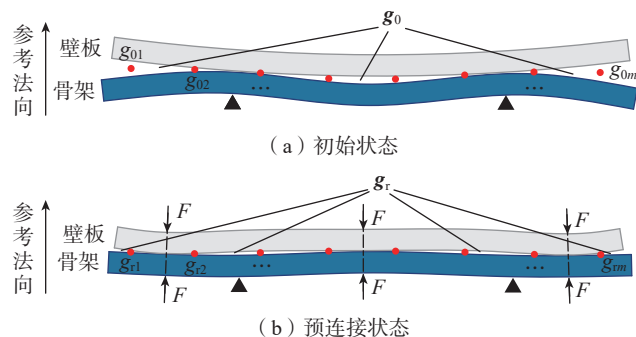


图1 飞机结构预连接示意图

Fig.1 Schematic diagram of aircraft structure pre-joining

$$\mathbf{K}_c = \mathbf{K}_{cc} - \mathbf{K}_{cr} \mathbf{K}_{rr}^{-1} \mathbf{K}_{rc} \quad (3)$$

式中, \mathbf{K}_{cc} 为壁板有限元模型刚度矩阵中仅包含关键节点的矩阵分块; \mathbf{K}_{rr} 为仅包含其余节点的矩阵分块; \mathbf{K}_{cr} 和 \mathbf{K}_{rc} 为过渡矩阵分块。由于关键节点数量远小于整个壁板模型的数量, 因此式 (2) 可用于快速求解预连接过程壁板有限元模型中关键节点位移, 同时其余节点的位移也可通过式 (4) 计算。

$$\delta_r = -\mathbf{K}_{rr}^{-1} \mathbf{K}_{rc} \delta_c \quad (4)$$

对于复合材料壁板有限元模型而言, 由于需要对每一铺层进行网格划分, 总节点数量多, 导致刚度矩阵规模庞大, 使得式 (3) 和式 (4) 中 \mathbf{K}_{rr} 的逆难以计算, 无法直接应用于复合材料模型。对此, 本文对其加以改进, 构造矩阵方程, 即

$$\mathbf{K}_{rr} \mathbf{L}_r = -\mathbf{K}_{rc} \quad (5)$$

式中, \mathbf{L}_r 为其余节点位移恢复矩阵, 为矩阵方程的待求解。 \mathbf{K}_{rr} 包含边界条件, 为可逆满秩方阵, 故矩阵方程解唯一。求解出 \mathbf{L}_r 后, 将式 (5) 代入式 (3) 和式 (4) 即可。该方法避免了原求解过程中大型矩阵逆的计算, 有效降低了计算成本。进一步地, 设接触面上节点的法向变形为 δ_n , 壁板变形后与骨架接触面之间的残余间隙 \mathbf{g}_r 表示为

$$\mathbf{g}_r = \mathbf{g}_0 + \delta_n \quad (6)$$

2 预连接壁板应力计算与损伤评判

不同于金属材料, 复合材料由于其结构特点, 内部应力过大时可能会产生分层、纤维-基体脱粘等结构损伤。因此, 在预连接过程中有必要进行应力计算和损伤评判。在获得壁板预连接过程中的变形后, 可基于有限元原理^[23] 计算出壁板有限元模型中每个单元和节点的应变情况, 该应变为全局坐标系 (即层合板坐标系) 下的应变, 为评判复合材料层合板的损伤情况, 需要获得每一层在单层板坐标系下的应变和应力。应变可以通过工程应变变换矩阵 $\bar{\mathbf{T}}$ 转换^[24], 单层板坐标系下的应变 $\boldsymbol{\varepsilon}'$ 和层合板坐标系下的应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 之间的转换关系为

$$\boldsymbol{\varepsilon}' = \bar{\mathbf{T}} \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & -\cos \theta \sin \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -2 \cos \theta \sin \theta & 2 \cos \theta \sin \theta & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, θ 为单层板坐标系和层合板坐标系之间的夹角, 对应的单层板坐标系下的应力 $\boldsymbol{\sigma}'$ 为

$$\boldsymbol{\sigma}' = \mathbf{D}' \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (8)$$

式中, \mathbf{D}' 为单层板的材料刚度。

获得壁板变形后的应力, 即可根据失效准则判断损

伤情况。本文通过三维 Hashin 失效准则^[25] 判断复合材料壁板损伤, 即

$$I_{F1}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_1}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2 & \sigma_1 \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_1}{X_c} \right)^2 & \sigma_1 < 0 \end{cases}$$

$$I_{F2}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_2}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2 & \sigma_2 \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_2}{Y_c} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2 & \sigma_2 < 0 \end{cases} \quad (9)$$

$$I_{F3}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_3}{Z_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2 & \sigma_3 \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_3}{Z_c} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2 & \sigma_3 < 0 \end{cases}$$

$$I_{F4}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_c} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2$$

式中, I_{F1}^2 、 I_{F2}^2 、 I_{F3}^2 、 I_{F4}^2 为失效指数, 分别表示纤维拉伸/压缩失效、基体拉伸/压缩失效、拉伸/压缩分层损伤和纤维基体剪切损伤; X_t 、 X_c 、 Y_t 、 Y_c 、 Z_t 、 Z_c 、 S_{12} 、 S_{22} 、 S_{13} 为单层板对应的强度参数, 失效指数大于 1 时即发生对应失效。通过将式 (8) 计算出的应力代入式 (9), 即可判断复合材料壁板在发生变形时内部的损伤情况。

3 临时紧固件布局优化模型建立

预连接的目的之一为贴合壁板和骨架。为找寻最优的紧固件布局, 寻优过程参考元启发式算法进行设计, 并使用对应的算法进行求解。

3.1 目标函数

一个合适的布局方案, 需确保壁板和骨架具备良好的贴合效果。为评估该贴合效果, 将壁板与骨架接触区域的部分节点设置为监测点, 数量为 N_M , 点与点之间留有一定距离且均匀分布。壁板上架定位后, 监测点处壁板与骨架之间的初始间隙为 \mathbf{g}_{M0} ; 安装临时紧固件后, 壁板产生变形 $\boldsymbol{\delta}$, 从中提取所有监测点的法向位移 δ_{Mn} , 根据式 (6), 用监测点处的残余间隙 \mathbf{g}_{Mr} 表征预连接后壁板与骨架之间的残余间隙, 即

$$\mathbf{g}_{Mr} = \mathbf{g}_{M0} + \delta_{Mn} \quad (10)$$

在飞机装配工艺规范中, 会制定贴合区域的间隙要求。当贴合区域的间隙不大于某一值 t 时, 视作间隙已消除, 采用密封剂进行填充。对于所有监测点的残余间隙 \mathbf{g}_{Mr} 中第 i 个监测点的残余间隙 \mathbf{g}_{Mr_i} , 定义对应的 κ_i 为

$$\kappa_i = \begin{cases} 0 & g_{Mri} > t \\ 1 & g_{Mri} \leq t \end{cases}, i=1, 2, \dots, N_M \quad (11)$$

当 $\kappa_i=1$ 时,表示第 i 个监测点处的残余间隙满足容差要求;当 $\kappa_i=0$ 时,表示第 i 个监测点处的残余间隙不满足容差要求。以贴合率 R 表示壁板和骨架的贴合情况,即

$$R = \frac{1}{N_M} \sum_{i=1}^{N_M} \kappa_i \quad (12)$$

为获得最好的贴合效果,优化目标应使贴合率最大。

3.2 设计变量

设计变量为临时紧固件的布局 H ,其表示为临时紧固件占用的初孔的集合,即

$$H = [\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n]$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} H_t = [1, 2, \dots, N_t] \\ H \subset H_t \end{cases} \quad (13)$$

式中, n 为用于预连接的临时紧固件数量; H_t 为壁板上所有初孔的编号集合; N_t 为初孔总数。每个紧固件施加统一的预紧力 F ,且满足

$$0 < F \leq F_{\text{lim}} \quad (14)$$

式中, F_{lim} 为装配工艺中临时紧固件的预紧力限值。

3.3 约束条件

壁板在进行预连接时不允许发生损伤。壁板发生变形后,可计算出壁板模型中每一个单元的应力;本文以每个单元形心处的应力代表单元的应力水平,并通过式(9)判断该单元的损伤情况,第 i 个单元的失效指数集合表示为

$$I_{iF} = [I_{iF1}^2, I_{iF2}^2, I_{iF3}^2, I_{iF4}^2], i=1, 2, \dots, m \quad (15)$$

式中, m 为壁板模型中的单元总数。壁板不发生损伤,即要求所有单元失效指数的最大值 $I_{F_{\text{max}}}^2 < 1$,即

$$I_{F_{\text{max}}}^2 = \max(I_{1F}, I_{2F}, \dots, I_{mF}) < 1 \quad (16)$$

若在布局 H 下的最大失效指数 $I_{F_{\text{max}}}^2 \geq 1$,则应当舍弃该布局。

4 案例分析

4.1 翼盒装配有限元建模及试验方案

本研究以一组按照一定比例缩小并简化的复合材料壁板-金属骨架翼盒装配为试验对象,如图2所示,其中壁板内侧省略骨架初孔。骨架由铝合金材料的C型翼梁和翼肋组成,其弹性模量 E 为 72 GPa,泊松比 ν 为 0.3。壁板材料为 T300 碳纤维增强环氧树脂基复合材料,尺寸为 500 mm × 400 mm × 3.2 mm,其力学性能见表1,铺层顺序为 [+45/90/-45/0/90/0/-45/90/+45/-45]_s,共 20 层,单层名义厚度为 0.16 mm。翼梁、翼肋及壁板的对应位置钻有孔径为 5 mm 的初孔,翼梁和翼肋上分别钻有等距的 6 个和 4 个孔,间距均为 80 mm,共 24 个孔。

在有限元软件 Abaqus 中建立复合材料壁板模型,逐层赋予其材料属性和铺层角度,以 10 mm 的规格划分网格,孔周网格细化,单元类型为 C3D8R,共 93760 个单元,104517 个节点,并根据实际装配情况设置边界条件模拟壁板定位。有限元模型中,骨架被设置为刚体,螺栓或穿心夹载荷将均匀作用在壁板孔周的节点上。如图3所示,壁板外侧所有的孔周节点构成载荷施加节

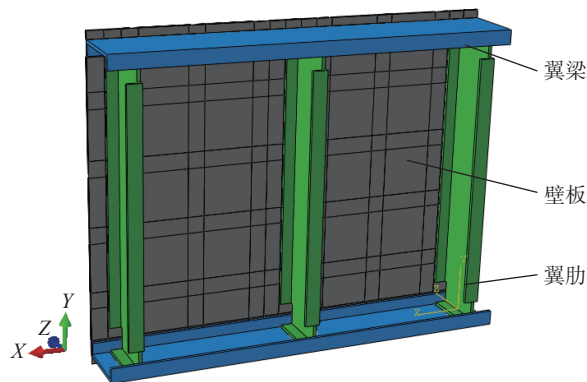


图2 复合材料壁板-金属骨架翼盒装配模型
Fig.2 Wing box assembly model of composite panel-metal frame

表1 T300 碳纤维增强环氧树脂基复合材料单层板材料参数

Table 1 Material parameters of T300 carbon fiber reinforced epoxy resin matrix composite single-layer panel

1 方向 弹性模量 E_1/GPa	2 方向 弹性模量 E_2/GPa	3 方向 弹性模量 E_3/GPa	12 面内 泊松比 ν_{12}	23 面内 泊松比 ν_{23}	13 面内 泊松比 ν_{13}	12 面内 剪切模量 G_{12}/GPa	23 面内 剪切模量 G_{23}/GPa	13 面内 剪切模量 G_{13}/GPa
156	8.35	8.35	0.33	0.55	0.33	4.2	2.25	4.2
1 方向 拉伸强度 X_1/MPa	1 方向 压缩强度 X_c/MPa	2 方向 拉伸强度 Y_1/MPa	2 方向 压缩强度 Y_c/MPa	3 方向 拉伸强度 Z_1/MPa	3 方向 压缩强度 Z_c/MPa	12 方向 剪切强度 S_{12}/MPa	23 方向 剪切强度 S_{23}/MPa	13 方向 剪切强度 S_{13}/MPa
1470	1190	38.5	176	38.5	176	81.4	46.4	81.4

注:方向 1、2、3 分别代表沿纤维方向、垂直纤维方向和厚度方向。

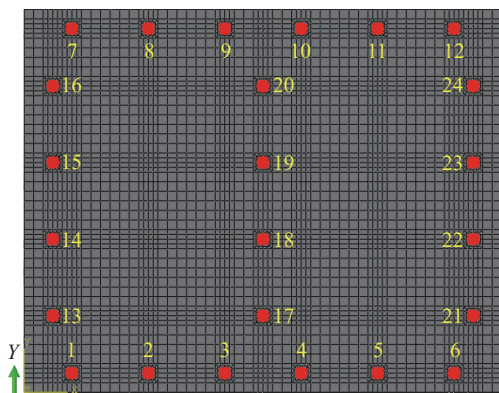
点集合,壁板内侧与骨架接触区域的部分节点构成位移约束节点集合;载荷施加节点和位移约束节点构成关键节点集合,壁板上与骨架的接触面沿每条翼梁和翼肋均匀分布的24个和16个节点构成监测节点集合。施加边界条件后,提取壁板的全局刚度矩阵,并构造缩减刚度矩阵 K_c 和非关键节点位移恢复矩阵 L_r 。

在工装上安装并固定夹紧翼梁和翼肋,使3条纵向翼肋与壁板内侧尽可能完全接触,同时在翼梁和壁板内侧之间保留一定间隙。壁板定位后,使用塞尺对壁板和翼梁之间每个孔的位置进行间隙测量,以此作为插值节点,使用三次样条插值获得所有监测点处的初始间隙,以此构造线性算子 A_c 和约束向量 G_c 。获得的壁板与上下翼梁之间的法向初始间隙分布如图4所示,并根据初始间隙对上下翼梁模型的壁板接触面进行拟合,模拟间隙分布。之后,在Abaqus中创建新的模型数据库,导入壁板与骨架模型,建立装配体,并对属性、网格、边界条件、相互作用等进行设置,用于进行有限元对比验证。

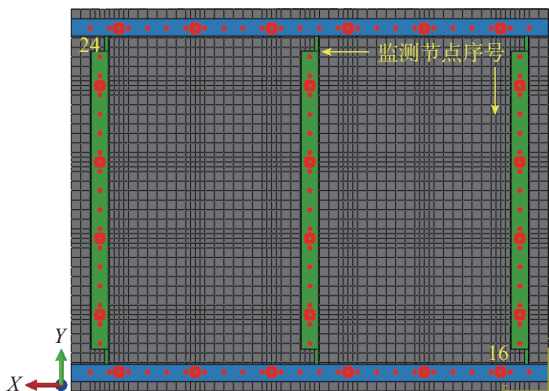
根据装配要求,设定公差 $t=0.2\text{ mm}$ 。案例中所使用的紧固件数量设定为 $n=8$,临时紧固件施加的法向载

荷设定为 $F=300\text{ N}$ 。根据一般的均匀布置的方式,临时紧固件布局为 $[2,5,8,11,15,17,20,23]$,记作布局L0,作为优化前的对照组。

本文选择二进制蝙蝠算法求解优化模型,该算法参数如表2所示。通过MATLAB软件编写壁板变形计算脚本及算法程序,在计算脚本中,以有限元模型中单元的几何中心作为应变应力和损伤评判点,计算每一层的应力分布,判断损伤情况。运行程序,计算临时紧固件布局,记作布局L1。



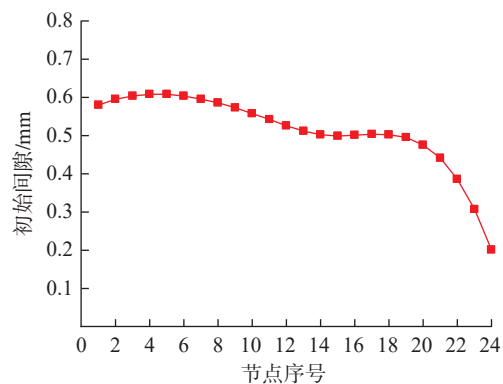
(a) 壁板外侧载荷施加节点及初孔序号



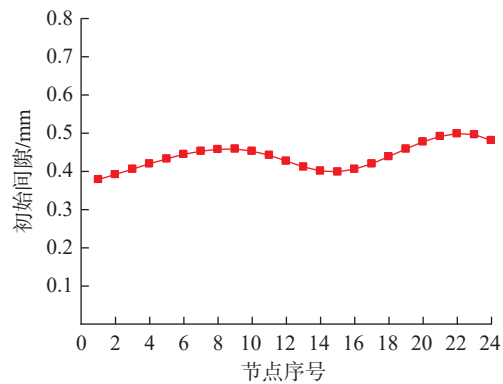
(b) 壁板内侧位移约束节点及监测节点序号

图3 初孔编号及有限元模型关键节点

Fig.3 Number of initial holes and the critical nodes of finite element model



(a) 上翼梁



(b) 下翼梁

图4 壁板与上下翼梁之间的初始间隙

Fig.4 Initial gaps between panel and upper and lower spars

表2 算法相关参数设置

Table 2 Set algorithm related parameters

参数	数值
种群数量	10
最大迭代次数	30
初始响度	1.2
响度衰减系数	0.95
初始脉冲发射频率	0.8
脉冲发射频率增加系数	0.3
声波频率	0~2

两组布局通过等效模型计算获得各自的贴合率、壁板位移、残余间隙、应变应力和最大失效指数信息,同时分别在 Abaqus 中进行有限元分析,并开展预连接试验。使用 M4 的螺栓安装壁板,采用扭矩扳手施加对应的预紧力,并使用三维数字图像相关技术(3D-DIC)设备测量壁板的变形,如图 5 所示,从中提取所有监测点位置的法向位移,并测量预连接后壁板与骨架之间的实际间隙。通过等效模型、有限元和试验获得的相关数据进行对比和分析。

4.2 试验结果及分析

采用本文提出的方法,本案例中壁板有限元模型的缩减刚度矩阵 K_e 和其余节点位移恢复矩阵 L_r 的计算时间为 572 s,相比于直接求解 K_n 的逆,大幅降低了计

算时间和计算机内存的占用。本案例中有限元软件单次计算时间为 2857 s,而在相同计算机硬件配置下,等效模型中壁板的变形和应变应力的单次计算平均时间为 4.83 s,显著快于一般的有限元计算。

在临时紧固件 $n=8$,施加载荷 $F=300\text{ N}$ 下,运行算法程序得到的迭代过程如图 6 所示,最终获得的紧固件布局 L1 为 [1, 3, 6, 9, 10, 14, 19, 22],该方案下的壁板贴合率达到了 94.8%,而布局 L0 为 73.6%,布局 L1 的贴合率相比于布局 L0 提升了 28.8%。

通过等效模型、有限元和试验 DIC 测量得到两种布局对应的壁板法向位移云图,如图 7 所示。可见,在同一布局下,由等效模型、有限元和试验测量得到的壁板法向位移分布具有较好的相似性。为验证位移具体数

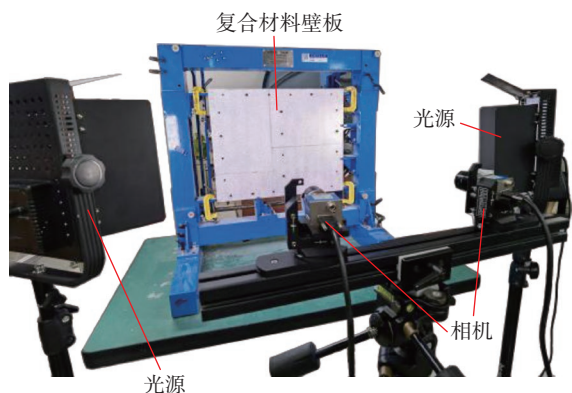


图 5 采用 3D-DIC 设备测量壁板变形
Fig.5 Measurement panel deformation by 3D-DIC equipment

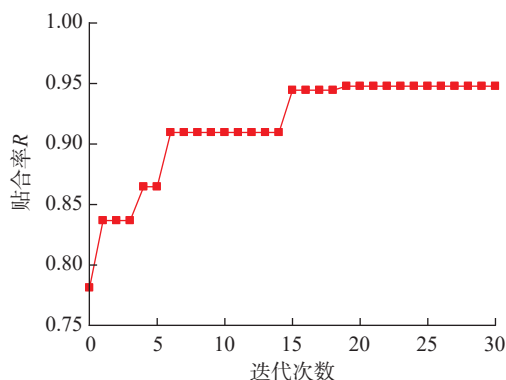


图 6 贴合率计算迭代曲线
Fig.6 Iteration curve of fit rate calculation

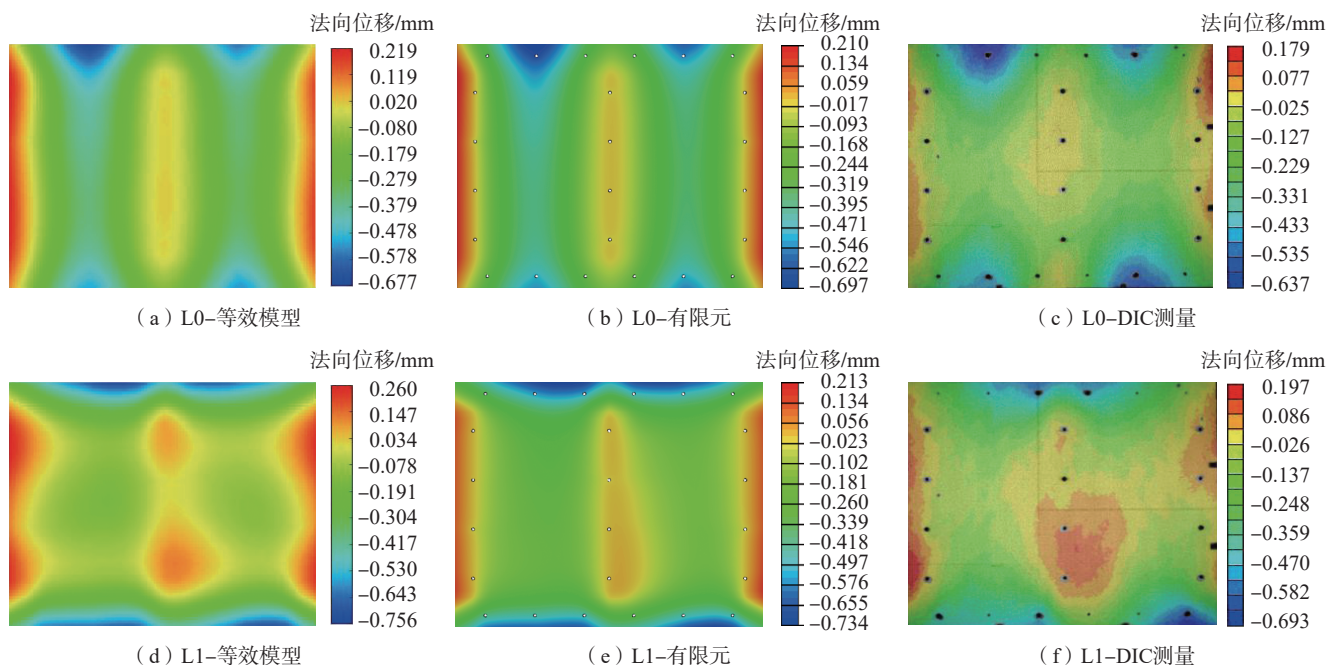


图 7 两种布局下的壁板法向位移云图
Fig.7 Normal displacement cloud map of panel under two layouts

值的准确性,在云图中提取出两种布局下,壁板与上下翼梁接触部分序号为 1~12 的 12 个初孔处的法向位移,由于位移均为负值,为便于比较采用绝对值表示,如图 8 所示。可见,通过 3 者得到的 12 个初孔处的法向位移数值基本一致,等效模型和有限元的计算结果相似,而试验结果与之相比存在一定差异,推测是壁板几何形状及材料参数理论和实际的差异导致的。

由于等效模型与有限元具有较好的一致性,残余间隙的对比也将用等效模型的计算结果与试验进行对比,两者得到的残余间隙分布如图 9 所示。对比两种布局,布局 L1 中有更多位置的残余间隙小于 0.2 mm,壁板骨架的贴合效果更好;对比等效模型和试验测量,两者得出的残余间隙数值存在一定差异,但分布情况一致,且间隙的差异与图 8 中的法向位移差异相对应,因此该结果符合上述推测。

根据上述结果的分析可以得出,本文所提方法能够快速在一定程度上计算出预连接后的壁板变形和残余间隙分布情况。同时,计算出的临时紧固件布局 L1 的贴合率和残余间隙分布情况普遍优于布局 L0,可以认为本文的方法能够计算出具有高贴合率的布局。

对于两种布局的应力,由等效模型和有限元计算出的壁板表面应力分布如图 10 所示。两种方法得出的应

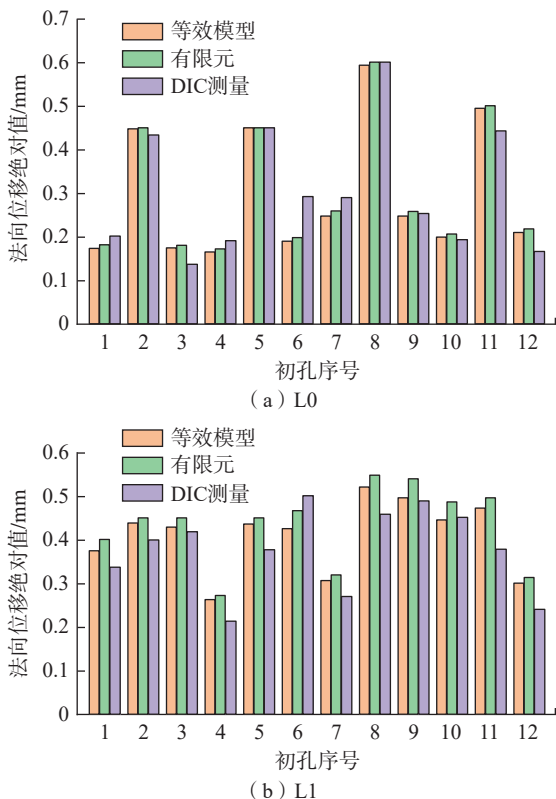


图 8 两种布局下序号为 1~12 初孔处的法向位移绝对值
Fig.8 Absolute value of normal displacement at holes numbered 1-12 under two layouts

力分布基本一致,最大失效指数分别为 L0 的 0.3847 和 L1 的 0.1724。由于间隙主要存在于壁板与翼梁之间,壁板在变形时与翼肋两端接触挤压产生应力集中,在实际装配时,可以对翼梁的这些区域进行修配,以减少应力集中现象,降低装配应力。

为进一步验证本文优化方法的有效性,在紧固件预紧力 $F=300\text{ N}$ 的情况下,对临时紧固件数量 $n=6,7,8,9,10$ 分别进行计算,其结果如表 3 所示。可见,对于不同的紧固件数量,本文的优化方法均可以在不发生损伤的情况下获得较好的贴合布局。当壁板与骨架间初始间隙分布相同时,增加临时紧固件数量可以使贴合率增加,也伴随着最大失效指数 $I_{F_{\max}}^2$ 的增加,同时,增加更多的紧固件也意味着工时的增加,从而影响装配效率,在实际装配中可根据需要采取合适的方案。

5 结论

(1) 对预连接壁板变形及间隙计算等效模型中关键变量的计算进行了简化,降低了计算成本。

(2) 建立了提高预连接过程中壁板与骨架贴合程度的最优布局优化方法,并基于等效模型,将优化的单次计算时间从 2857 s 缩短至 4.83 s,优化效率大幅提高。

(3) 对含有 8 个临时紧固件数量,紧固件预紧力为 300 N 时的简单壁板-骨架预连接开展了试验,验证了计算结果的准确性及优化方法的有效性。

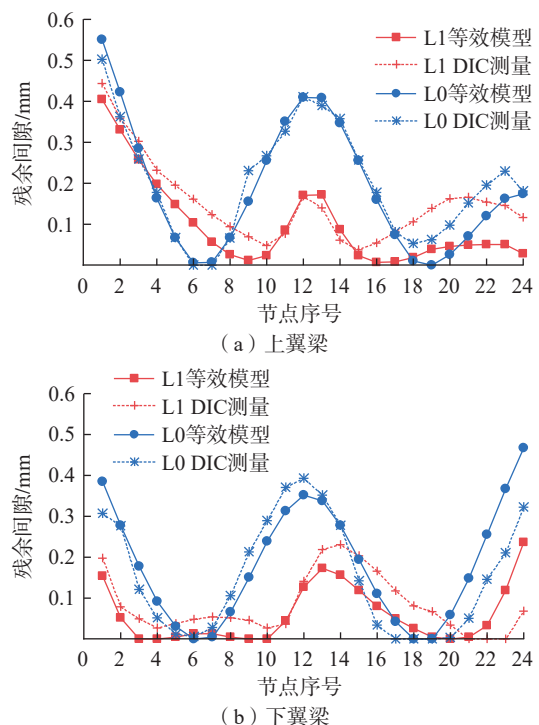


图 9 两种布局下壁板与上下翼梁间的残余间隙
Fig.9 Residual gaps between the panel and the upper and lower spars under two layouts

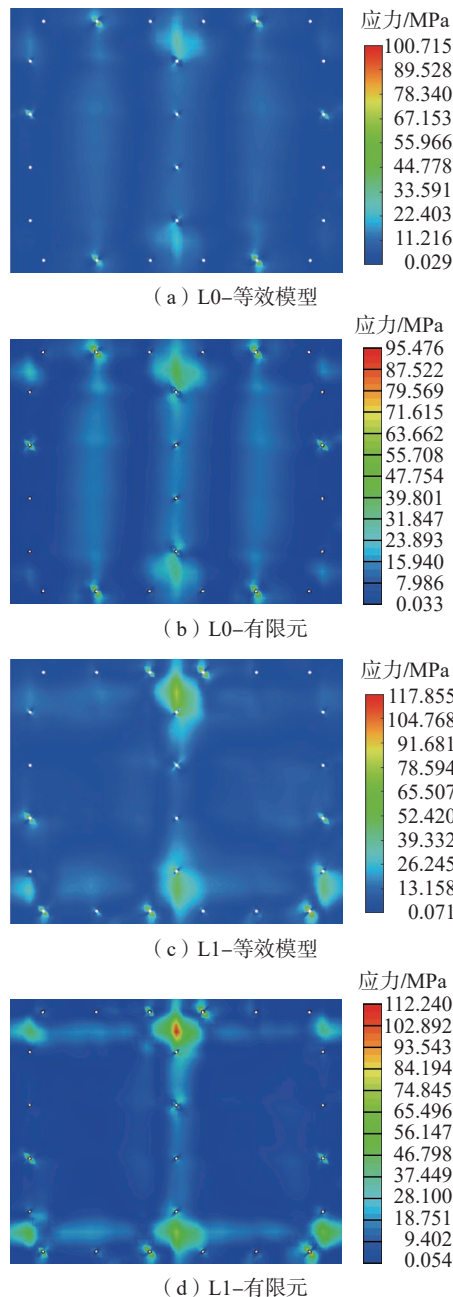


图10 两种布局方案下的壁板应力云图
Fig.10 Stress cloud map of panel under two layouts

参考文献

- [1] 丛玮辰. 某型飞机部件的可移动工装设计[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2019.
CONG Weichen. Mobile tooling design of a certain type of aircraft component[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2019.
- [2] 兰自立, 王晨辉, 李晓东. 柔性定位系统在飞机装配工装中的关键技术研究[C]//2023年中国航空工业技术装备工程协会年会论文集. 西安, 2023: 134-136.
LAN Zili, WANG Chenhui, LI Xiaodong. Research on key technologies of flexible positioning system in aircraft assembly fixtures[C]//Proceedings of the 2023 Annual Meeting of the China Aviation Industry Technology and Equipment Engineering Association. Xi'an, 2023: 134-136.

表3 不同紧固件数量下的计算结果

Table 3 Calculation results of different fastener quantities

紧固件数量 n	布局 H	贴合率 R	最大失效 指数
6	[1, 6, 9, 10, 14, 23]	0.910	0.1821
7	[3, 4, 6, 9, 10, 15, 22]	0.944	0.1178
8	[1, 3, 6, 9, 10, 14, 19, 22]	0.948	0.1724
9	[1, 3, 6, 7, 9, 10, 14, 18, 23]	0.965	0.2721
10	[1, 3, 6, 7, 9, 10, 12, 15, 18, 23]	0.983	0.3830

[3] 魏晓东. 飞机装配工装快速设计技术与系统开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

WEI Xiaodong. Research and system development of rapid design technology for aircraft assembly tooling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.

[4] 梁涛. 某外襟翼可移动工装设计及制孔应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2020.

LIANG Tao. Research on design of movable tooling and application of drilling for the outer flap[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2020.

[5] 李帅. 面向飞机装配生产的自动控制柔性工装系统设计与实现[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.

LI Shuai. Design and implementation of automatic control flexible tooling system for aircraft assembly production[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2021.

[6] YANG D, QU W W, KE Y L. Evaluation of residual clearance after pre-joining and pre-joining scheme optimization in aircraft panel assembly[J]. Assembly Automation, 2016, 36(4): 376-387.

[7] LUPULEAC S, SHINDER J, CHURILOVA M, et al. Optimization of automated airframe assembly process on example of A350 S19 splice joint[J]. SAE Technical Paper Series, 2019: 2019-1-1882.

[8] LUPULEAC S, ZAITSEVA N, STEFANOVA M, et al. Simulation of the wing-to-fuselage assembly process[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2019, 141(6): 061009.

[9] 凡志磊, 严晨, 黄稳, 等. 面向复材构件的临时紧固件安装工艺测试与验证装置设计[J]. 航空制造技术, 2023, 66(3): 93-99.

FAN Zhilei, YAN Chen, HUANG Wen, et al. Design of testing and verification device for installation technology of temporary fasteners to composite components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(3): 93-99.

[10] 孙珍军, 辛叶盛, 唐伟. 一种临时紧固件及其预紧力测量方法[J]. 机械设计, 2024, 41(4): 36-41.

SUN Zhenjun, XIN Yesheng, TANG Wei. A measurement method for temporary fastener and its preload force[J]. Journal of Machine Design, 2024, 41(4): 36-41.

[11] 严晨, 凡志磊, 黄稳, 等. 复材构件临时紧固损伤的仿真建模与试验验证[J]. 机械设计与研究, 2022, 38(2): 134-139.

YAN Chen, FAN Zhilei, HUANG Wen, et al. Simulation modeling and experimental verification on the temporary fastening damage of composite materials[J]. Machine Design & Research, 2022, 38(2): 134-139.

[12] 黄小东, 汪泉. 飞机装配预连接紧固件自动化安装末端执行器设计[J]. 制造技术与机床, 2017(9): 17-20.

HUANG Xiaodong, WANG Quan. Design of end effector for pre-connected fasteners automatic installation in aircraft assembly[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2017(9): 17-20.

(下转第108页)

for arc welding robot[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2020, 64: 101929.

[6] 党仁俊, 李志虎, 钱泓宇, 等. 基于机器人的自动化检测技术在航空制造中的应用进展[J]. *航空制造技术*, 2024, 67(5): 66–81.

DANG Renjun, LI Zhihu, QIAN Hongyu, et al. Application of robot-based automated inspection technology in aviation manufacturing[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2024, 67(5): 66–81.

[7] WANG H, HUANG Y, ZHANG G J, et al. A novel method for dense point cloud reconstruction and weld seam detection for tubesheet welding robot[J]. *Optics & Laser Technology*, 2023, 163: 109346.

[8] ZHANG G, ZHANG Y H, TUO S H, et al. A novel seam tracking technique with a four-step method and experimental investigation of robotic welding oriented to complex welding seam[J]. *Sensors*, 2021, 21(9): 3067.

[9] 刘静, 关凯楠, 杜亮, 等. 轨道机车三维可视化焊接工艺平台研发与应用[J]. *焊接*, 2023(4): 45–48, 54.

LIU Jing, GUAN Kainan, DU Liang, et al. Development and application of 3D visualization welding process platform for railway locomotives[J]. *Welding & Joining*, 2023(4): 45–48, 54.

[10] LI W M, MEI F, HU Z, et al. Multiple weld seam laser vision recognition method based on the IPCE algorithm[J]. *Optics & Laser Technology*, 2022, 155: 108388.

[11] 冯消冰, 郑军, 杨尚贤, 等. 面向大型结构件焊接的爬行机器人视觉跟踪控制[J/OL]. *清华大学学报(自然科学版)*, [2025–05–30]. <https://doi.org/10.16511/j.cnki.qhdxxb.2024.22.047>.

FENG Xiaobing, ZHENG Jun, YANG Shangxian, et al. Visual tracking control of crawling robots for welding large structural components[J/OL]. *Journal of Tsinghua University (Natural Science Edition)*, [2025–05–30]. <https://doi.org/10.16511/j.cnki.qhdxxb.2024.22.047>.

[12] 乔嘉拓. 基于线扫立体视觉结合的免示教焊接机器人焊缝检测与路径规划[D]. 西安: 西安理工大学, 2024.

QIAO Jiatao. Welding seam detection and path planning of teaching-free welding robot based on line structured light and stereo vision[D]. Xi'an: Xi'an University of Technology, 2024.

[13] LIU Y, TANG Q, TIAN X C. A discrete method of sphere-pipe intersecting curve for robot welding by offline programming[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2019, 57: 404–411.

[14] LI M Y, DU Z J, MA X X, et al. A robot hand-eye calibration method of line laser sensor based on 3D reconstruction[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2021, 71: 102136.

[15] FANG H, ONG S, NEE A. Robot path planning optimization for welding complex joints[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2017, 90(9): 3829–3839.

[16] 葛吉民, 邓朝晖, 王水仙, 等. 基于点云的机器人焊缝自动化磨削系统与方法[J]. *中国机械工程*, 2024, 35(7): 1253–1262, 1268.

GE Jimin, DENG Zhaohui, WANG Shuixian, et al. Automated grinding system and method for robotic weld seams based on point cloud[J]. *China Mechanical Engineering*, 2024, 35(7): 1253–1262, 1268.

[17] 方伟华. 基于3D视觉的机器人焊接智能轨迹规划关键技术研究[D]. 济南: 山东大学, 2023.

FANG Weihua. Research on key technology of intelligent trajectory planning for robot welding based on 3D vision[D]. Jinan: Shandong University, 2023.

(上接第 99 页)

[13] PETUKHOVA M V, LUPULEAC S V, SHINDER Y K, et al. Numerical approach for airframe assembly simulation[J]. *Journal of Mathematics in Industry*, 2014, 4(1): 8.

[14] 唐伟. 一类蒙皮/长桁壁板结构预连接工艺优化方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.

TANG Wei. Study on optimization methods of pre-joining processes for a class of skin-stringer panel structures[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.

[15] LIU G, TANG W, KE Y L, et al. Modeling of fast pre-joining processes optimization for skin-stringer panels[J]. *Assembly Automation*, 2014, 34(4): 323–332.

[16] 杨迪. 飞机壁板自动钻铆中预连接工艺和铆接变形研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.

YANG Di. Study on pre-joining process and riveting deformation in automated drilling-riveting of aircraft panel[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019.

[17] POGARSKAIA T, LUPULEAC S, BONHOMME E. Novel approach to optimization of fastener pattern for airframe assembly process[J]. *Procedia CIRP*, 2020, 93: 1151–1157.

[18] POGARSKAIA T, CHURILOVA M, BONHOMME E. Application of a novel approach based on geodesic distance and pressure distribution to optimization of automated airframe assembly process[C]// *Supercomputing*. Cham: Springer, 2020: 162–173.

[19] 张秋月, 安鲁陵, 岳烜德, 等. 基于遗传算法的飞机复合材料结构装配压紧力大小与布局的优化[J]. *复合材料学报*, 2019, 36(6): 1546–1557.

ZHANG Qiuyue, AN Luling, YUE Xuande, et al. Optimization of size and layout of pressing force for composite airframe structure assembly based on genetic algorithm[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2019, 36(6): 1546–1557.

[20] 张秋月. 飞机复合材料结构装配压紧力大小与布局的优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

ZHANG Qiuyue. Optimization of magnitude and layout of pressing force for composite aerostructure assembly[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.

[21] 黎雪婷, 安鲁陵, 岳烜德, 等. 飞机复合材料壁板装配中临时紧固件数量与布局优化方法[J]. *复合材料学报*, 2022, 39(8): 4102–4116.

LI Xueting, AN Luling, YUE Xuande, et al. Optimization method of the number and layout of temporary fasteners in composite panel assembly of aircraft[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(8): 4102–4116.

[22] 黎雪婷. 飞机复合材料壁板装配中临时紧固件数量与布局优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.

LI Xueting. Optimization of the number and layout of temporary fasteners in aircraft composite panel assembly[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.

[23] 朱伯芳. 有限单元法原理与应用[M]. 4版. 北京: 中国水利水电出版社, 2018.

ZHU Bofang. Finite element method theory and applications[M]. 4th ed. Beijing: China Water & Power Press, 2018.

[24] BARBERO E J. Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus™[M]. Boca Raton: CRC Press, 2013.

[25] YE J X, YAN Y, LI J, et al. 3D explicit finite element analysis of tensile failure behavior in adhesive-bonded composite single-lap joints[J]. *Composite Structures*, 2018, 201: 261–275.

通信作者: 许燕玲, 副教授, 博士生导师, 研究方向为机器人焊接智能化及多信息智能传感方向。

(责编 阳光)

通信作者: 赵聪, 副教授, 博士, 研究方向为复合材料结构自动化制造技术、飞机装配技术。

(责编 阳光)