

力位协同控制下的机翼壁板定位及柔性调姿技术

罗群^{1,2}, 樊虎²

(1. 西北工业大学 机电学院, 西安 710072;

2. 航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089)

摘要: 调姿过程中受力节点的错误选定会导致机翼壁板的承力能力大幅下降, 因此准确定位受力节点才能降低壁板调姿偏差; 为此, 针对力位协同控制下的机翼壁板定位及柔性调姿技术展开研究; 按照力位协同控制原则, 建立机翼壁板的力位结构模型; 并根据力学协同作用描述条件, 求解机翼力位的阻抗作用效果; 再通过齐次变换定位坐标的方式, 推导具体的机翼壁板定位模型, 实现基于力位协同控制的机翼壁板定位; 分析机翼壁板的柔性等效力作用, 参考调姿位移计算结果, 确定位移绝对向量, 定义调姿自由点所处位置, 并完成柔性调姿目标模型的构建, 实现力位协同控制下机翼壁板定位及柔性调姿方法的设计; 实验结果表明, 上述算法的应用, 可将调姿受力节点与标准受力点之间的定位坐标误差控制在 3 mm 之内, 能够解决由错误选定调姿受力节点造成的机翼壁板承力能力下降的问题, 符合实际应用需求。

关键词: 力位协同控制; 机翼壁板; 柔性调姿; 力位阻抗作用; 齐次变换; 等效力作用; 绝对向量; 自由点

Wing Panel Positioning and Flexible Attitude Adjustment Technology under Force and Position Coordination Control

LUO Qun^{1,2}, FAN Hu²

(1. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

Abstract: The incorrect selection of force nodes during attitude adjustment process can lead to a significant decrease in the load-bearing capacity of wing panel. Therefore, to accurately locate force nodes, it can reduce the deviation of panel attitude adjustment. The wing panel positioning and flexible attitude adjustment technology under the collaborative control of force and position is researched. Based on the principle of force-position collaborative control, a force-position structural model of the wing panel is established. The impedance effect of the wing force position is calculated based on the description conditions of mechanical synergy. By using homogeneous transformation of positioning coordinates, the specific wing panel positioning model is derived to achieve the wing panel positioning based on force-position collaborative control, and analyze the flexible equivalent force of the wing panel. By referring to the calculation results of attitude adjustment displacement, the free point position of attitude adjustment is defined, and the absolute vector of displacement is determined. The construction of the target model for flexible attitude adjustment is completed, realizing the design of the wing panel positioning and flexible attitude adjustment method under the collaborative control of force and position. Experimental results show that by using the above algorithm, the positioning coordinate error between the attitude adjustment force node and the standard force point is within 3mm, which effectively solves the reduced load-bearing capacity of the wing panel caused by the incorrect selection of attitude adjustment force nodes, meeting the requirements of practical applications.

Keywords: force and position cooperative control; wing panel; flexible attitude adjustment; force potential impedance effect; homogeneous transformation; equal potency effect; absolute vector; free point

0 引言

机翼是飞机飞行稳定性和横向控制能力的重要保障, 在其装配过程中, 机翼壁板由蒙皮、长桁、角片及钣金框共同组成。其中, 蒙皮通常为厚度 2 mm 左右的铝合金薄挂

件, 构成了气动外形结构, 在机翼表面起到了“薄膜”效应, 可以保障机体外表面的光滑性。通常情况下, 蒙皮可将水平、竖直方向上的剪力作用以及内压载荷传递给内部机翼骨架。长桁由厚度大于 1.3 mm 铝合金材料制成, 其截面形状与字母“Z”类似, 能够分担蒙皮结构所承载的载荷

收稿日期: 2023-08-25; 修回日期: 2023-10-18。

作者简介: 罗群(1982-), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 罗群, 樊虎. 力位协同控制下的机翼壁板定位及柔性调姿技术[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(9): 234-240.

作用, 且其应力等级相对较高, 在强外力作用下不易出现明显形变^[1]。在机翼壁板结构中, 角片分别与蒙皮、长桁、钣金框保持铆接关系, 可以在传递力学载荷效果的同时, 对部件结构的尺寸定位起到一定的补偿性作用。钣金框借助角片结构将集中载荷分散传递给壁板蒙皮, 从而防止机翼在纵向压缩载荷作用下表现出弹性失稳形态。飞机机翼壁板结构部件的外形尺寸较大, 且曲面形状较为复杂, 在对其进行定位处理时, 保证力位结构模型的准确性对提升飞机装配制造质量具有一定的促进性作用。而机翼调姿是增强飞机机翼壁板装配力位结构协调精度的关键。机翼调姿通过调姿装置中集成的力传感器反馈, 沿径向方向合理施加调形力对壁板受力节点的连接形态进行调节, 从而让机翼壁板达到均匀协调受力的目的。但在调姿过程中受力节点的错误选定会导致机翼壁板的承力能力大幅下降, 因此准确定位受力节点是壁板调姿的重要环节。

为准确选定壁板定位节点, 提升机翼结构的承力能力, 袁桢棣等人提出的六自由度并联调姿方法可以同时针对偏航、俯仰、自转全姿态形式下的机翼姿态进行调节。首先建立三维模型, 约束机翼壁板结构的运动形态; 然后根据自由度条件, 求解受力节点的运动学方程; 最后利用 ADAMS 软件模拟机翼结构的完整运动行为, 获得具体的位姿调节的受力节点定位结果^[2]。耿明超等人提出的基于主被动闭环融合调姿隔振动力学原则的调节方法借助旋量代数, 建立运动学模型, 根据广义坐标下的一、二阶运动系数的取值, 对机翼壁上姿态调节受力节点的分布形式进行模态分析^[3]。然而, 上述两种方法的应用不能将调姿受力节点与标准受力点之间的坐标误差控制在较小的数值范围之内, 故而在提升机翼壁板承力能力方面的作用能力也就相对有限。

力位协同控制是在装配协调思想基础上, 提出的力学载荷作用控制方法, 通过定义几何精度方向的方式, 将复合材料构件与其他类型的构件结构配合起来, 以达到稳定性控制的目的^[4]。相较于其他类型的载荷控制手段, 力位协同控制算法对于受力节点分布的应用范围较为宽泛, 只要受力节点存在于同一个载荷平面之内, 对固定节点处的水平、竖直受力作用进行分析, 就可以实现对受力效果的按需分配与调节。利用力位协同控制思想的应用优势, 设计一种新型的机翼壁板定位及柔性调姿方法, 并通过对比实验的方式, 突出该调姿方法的实际应用价值。

1 基于力位协同控制的机翼壁板定位

调姿过程中, 需要对机翼壁板受力节点进行定位。本章节基于力位协同控制思想计算机翼壁板的力位负荷, 描述压力载荷下受力节点的力学协同效果, 再联合阻抗求解与定位坐标齐次变换原则, 完成对机翼壁板受力节点的定位。

1.1 机翼壁板的力位负荷计算

在机翼壁板装配的柔性调姿处理过程中, 通过计算力

位负荷, 可以准确定义受力节点处的力学载荷作用协调特征, 也能够判断构件之间的重构关系, 及时发现机翼壁板部件的装配质量问题, 从而避免受力节点错误选择行为的出现。对机翼壁板组成构件进行大尺寸测量, 应在优化扫描测量检测点的同时, 分析相邻受力节点之间的力学载荷误差传递关系^[5], 分析现有建模条件中是否存在载荷误差向量^[6]。具体的机翼构件如图 1 所示。

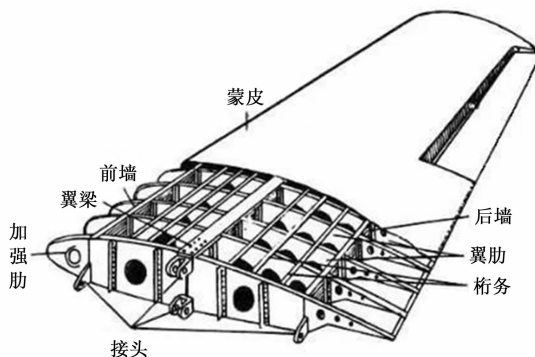


图 1 机翼构件

设 ω 表示机翼壁板受力节点处的大尺寸测量参数, ξ 表示力学载荷作用的误差系数, m 表示机翼壁板平面内的力位载荷, ΔN 表示力位载荷的单位累积量, ψ 表示机翼壁板结构部件的力学系数, 联立上述物理量, 可将机翼壁板的力位负荷表示为:

$$M = \lim_{\omega \rightarrow +\infty} \xi \cdot \frac{\psi \times |\Delta N|^2}{m} \quad (1)$$

机翼壁板单位区域内, 为保证受力节点的定位准确性, 计算力位负荷时, 应对壁板载荷参量进行内外分层, 分析力学协同作用。

1.2 力位负荷基础上的力学协同作用描述

力学协同作用在机翼壁板定位过程中的表现由外侧分层作用效果、内侧分层作用效果两部分组成。分层力学协同作用是指压力载荷对机翼外侧结构和内侧结构两层的力学作用效果。由上节图 1 可知, 飞机机翼由蒙皮、前墙、翼梁、后墙、翼肋、桁条等多个部件共同组成, 且每一个结构部件对于载荷作用的负荷能力并不相同, 所以在压力作用强度保持不变的情况下^[7-8], 内、外侧相接部分的受力节点所承担的压力载荷强度较大, 需要进行载荷协调。因此在机翼壁板的内、外侧相接部分随机选择一个受力节点 O_1 , 其在壁板平面上的力学协同作用效果如图 2 所示。

规定壁板外侧原点 O 处的坐标轴分别为 X 轴、 Y 轴、 Z 轴, 节点 O_1 处的坐标轴分别为 X_1 轴、 Y_1 轴、 Z_1 轴, 坐标轴 X 相对于 X_1 的协同向量为 \vec{X} , 坐标轴 Y 相对于 Y_1 的协同向量为 \vec{Y} , 坐标轴 Z 相对于 Z_1 的协同向量为 \vec{Z} , 联立上节的力位负荷公式 (1), 推导机翼壁板内的力学协同作用为:

$$B = \frac{1}{M} |\vec{XY}\vec{Z}| \cdot (\bar{b} + 1)^2 \quad (2)$$

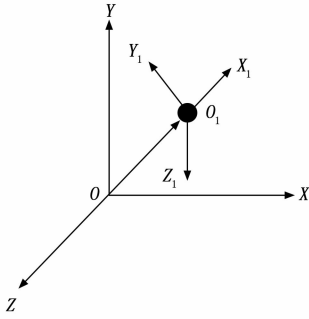


图 2 机翼壁板受力节点处的力学协同作用分析

式中, \bar{b} 表示机翼壁板内的力学载荷特征。 \bar{b} 取值为零时, 表示机翼壁板内不存在具有力学作用的载荷参量, 故而即便是在力位结构保持完整的前提下, 力学协同作用效果也为零。上述力位协同作用的分析针对的是正向力学负荷, 未考虑机翼壁板受力节点的反作用力对正向力的抵消作用, 因此还要求解机翼力位的反向阻抗数值。

1.3 机翼力位的阻抗求解

力位阻抗就是在力位协同作用下, 受力节点对力学载荷的阻碍作用。其数值水平越高, 就表示力位协同的反向作用效果越明显, 受力节点中处于自由状态的载荷参量数量就越少, 壁板结构出现形变的可能性就越小。关于阻抗并不可以直接理解为简单的力学负载数值相互抵消, 所谓抵消应从作用效果相同、相反两个角度来看待^[9]。力位协同作用方向与受力节点作用方向相同的情况下, 机翼力位阻抗效果等于两类作用力的数值之和; 力位协同作用方向与受力节点作用方向相反的情况下, 机翼力位阻抗效果等于两类作用力的数值之差^[10], 因此需要对作用效果的两种方向进行量化定义。

规定 ν 表示力学作用效果的方向性定义指数, 且 $\nu \neq 0$ 的不等式取值条件恒成立, \hat{V}_ν 表示基于参数 ν 的力学载荷阻抗特征, 其计算式如下:

$$\hat{V}_\nu = C_\nu + \frac{a_\nu}{x_\nu} \quad (3)$$

式中, C_ν 表示参数 ν 条件下的力位协同作用效果定义指数, a_ν 表示受力节点作用效果定义指数, x_ν 表示力学作用的方向性标度值。

联立上节力学协同作用公式 (2) 和力学载荷阻抗特征公式 (3), 推导力位协同控制下的机翼力位阻抗求解结果为:

$$A = \frac{B}{1 - \bar{S}^2} \tau \hat{V}_\nu \cdot \sigma \quad (4)$$

式中, τ 表示力学作用控制系数, \bar{S} 表示力学载荷均值, σ 表示载荷分配参数。力学协同作用与阻抗结果的差值可以描述出定位机翼壁板时, 相关部件结构所需承担的力学载荷强度, 作为力位协同控制条件。机翼壁板立体结构复杂, 受力节点的坐标轴并非如图 2 的力学协同作用分析中所示在同一坐标平面上, 因此受力点定位存在误差。为了提高

后续受力点定位准确性, 需要根据力位协同控制条件, 对所有受力节点进行坐标齐次变换, 将节点统一在相同坐标区域内。

1.4 壁板定位坐标的齐次变换

壁板定位坐标齐次变换包括横轴变换、纵轴变换、空间轴变换三方面内容。横轴坐标变换就是指所选定机翼壁板受力节点处于同一横轴平面之内, 并按照上节获得的力位协同控制条件在保证纵轴坐标、空间轴坐标取值不变的情况下, 使受力节点的横轴坐标达到相同的数值状态^[11]。纵轴坐标变换是指所选定机翼壁板受力节点处于同一纵轴平面之内, 按照力位协同控制条件在保证横轴坐标、空间轴坐标取值不变的情况下, 使纵轴坐标达到相同的数值状态。空间轴坐标变换是指所选定机翼壁板受力节点处于同一空间轴平面之内, 按照力位协同控制条件在保证横轴坐标、纵轴坐标取值不变的情况下, 使空间轴坐标达到相同的数值状态^[12]。具体计算流程如下:

1) 横轴方向上的坐标变换

$$\bar{\omega}_x = \frac{\sqrt{[(B-A)^2 \sin^2 \theta_x] + d_x^2}}{g_x - 1} \quad (5)$$

式中, θ_x 表示受力节点在横轴方向上的夹角, d_x 表示横轴方向上的力学作用基向量, g_x 表示横轴平面内的坐标协调参数。

2) 纵轴方向上的坐标变换

$$\bar{\omega}_y = \cos \theta_y \cdot (B-A) \cdot d_y \cdot g_y \quad (6)$$

式中, θ_y 表示受力节点在纵轴方向上的夹角, d_y 表示纵轴方向上的力学作用基向量, g_y 表示纵轴平面内的坐标协调参数。

3) 空间轴方向上的坐标变换

$$\bar{\omega}_z = d_z \tan \theta_z \times \frac{(B-A)}{g_z} \quad (7)$$

式中, θ_z 表示受力节点在空间轴方向上的夹角, d_z 表示空间轴方向上的力学作用基向量, g_z 表示空间轴平面内的坐标协调参数。

4) 结合公式 (5) ~ 公式 (7), 获得壁板受力节点定位坐标齐次变换结果:

$$D = 2 \frac{|\bar{\omega}_x \cdot \bar{\omega}_y \cdot \bar{\omega}_z|}{G_{xyz}} \quad (8)$$

式中, G_{xyz} 表示机翼壁板定位坐标的齐次定义项。如果机翼壁板面积较大, 在实施齐次变换处理的过程中, 为保证力位协同控制作用效果的准确性, 同一坐标区域内可以同时多次齐次变换处理。由此经过力位协同控制条件下的齐次坐标变换, 受力节点存在于同一部件区域之中, 且相邻两个节点的间隔距离小于力位协同阻抗控制效果的最大作用能力, 基于此进行机翼壁板受力节点定位。

1.5 力位协同控制下的机翼壁板定位

基于上节力位协同控制作用下的齐次坐标变换, 定位结果具有矢量性特征。所谓矢量性表现在定位坐标的取样方面: 经过齐次变换处理后, 每一个坐标对象的数值水平

反映出该节点所处位置, 而坐标参数的取值方向则代表了该节点与机翼壁板中心点间的位置关系^[13-14]。在机翼壁板区域内, 坐标参数大于零表示当前定位坐标在壁板中心点右侧, 坐标参数小于零表示当前定位坐标在壁板中心点左侧。

设 H 表示力位协同控制下的机翼壁板坐标定位标准值, ϑ 表示机翼壁板中心点坐标的定义向量, h 表示壁板定位结果的矢量性布局参数, \tilde{j} 表示核心定位坐标的建模向量, 且 $\tilde{j} \neq 0$ 的不等式取值条件恒成立。在上述物理量的支持下, 联立公式 (8), 可将机翼壁板定位结果表示为:

$$F = \sqrt{H^2 - (Dh - |\vartheta|)^2} + (B - A) |\tilde{j}| \quad (9)$$

单一定位区域内, 只存在一类壁板定位结果, 且利用该结果可以完成对机翼壁板所有受力节点的定位。在力位协同控制作用下, 只要两个节点对象所处位置不完全重合, 那么完成定位后, 这两个节点所指向的壁板定位区间也就不可能重合, 保证了定位结果在后续调整中的可应用性。

2 基于受力定位的机翼壁板柔性调姿

在上节力位协同控制定位结果的支持下, 为实现对机翼壁板装配的柔性调姿, 还应分析柔性等效力作用效果, 并在此基础上计算调姿位移与位移绝对向量, 再根据自由点定义原则, 确定力位协同控制下的具体壁板调姿方案。

2.1 机翼壁板柔性等效力作用分析

对于机翼壁板结构而言, 力学载荷的作用效果始终具有极为明显的变动特性, 所以创新性地利用柔性等效力作用控制这种变化非恒定载荷下的壁板受力姿态。柔性等效力作用是指调姿过程中力学载荷作用与机翼壁板调节作用之间的柔性负载关系。当力位载荷节点处于壁板中心区域之内时, 柔性等效力的作用效果较为明显, 此时在受力节点所处定位区域内完成调节处理, 即可以实现对机翼壁板装配的柔性调姿; 当力位载荷节点偏向于壁板某一物理方向时, 柔性等效力的作用效果保持相对平均的数值状态, 此时为实现对机翼壁板的精准调姿, 应在受力节点偏向壁板既定方向的区域内, 完成对节点对象的调节处理^[15-16]。

基于力位协同控制下的机翼壁板受力节点定位结果, 求解机翼壁板柔性等效力作用:

$$J = f \left| \frac{k_1}{\nu_1} - \frac{k_2}{\nu_2} \right|^2 - \tilde{l}F \quad (10)$$

其中: f 表示非恒定载荷下的力学作用效果变动参数, k_1 表示力位载荷节点处的力学负荷向量, ν_1 表示与 k_1 相关的柔性等效作用标记向量, k_2 表示机翼壁板区域内的力学负荷向量, ν_2 表示与 k_2 相关的柔性等效作用标记向量, \tilde{l} 表示基于力位协同控制原则所选取的力学作用柔性负荷特征。如果求解出的机翼壁板区域内符合柔性等效标记条件的力学负荷参量过多, 单次等效标记无法完全确定力学载荷的分布行为能否适应壁板柔性调姿的处理需求, 可以通过调姿位移的方式, 达到减少力学载荷向量的目的。

2.2 基于等效力作用的调姿位移计算

调姿位移是指柔性等效力作用下由姿态调节行为产生的机翼壁板表面力学载荷向量的移动行为量。力位协同控制效果在机翼壁板表面的作用方向并不固定, 所以调姿位移在横轴、纵轴、空间轴 3 个方向上都可能存在数值分量^[17]。对于机翼壁板调姿位移的计算参考如下表达式:

$$\begin{cases} L_x = \lambda_x \cdot p_x \cdot (1 - \kappa_x) \cdot J \\ L_y = \sum \lambda_y J \times \frac{\kappa_y}{p_y} \\ L_z = \kappa_z \left(\frac{1}{\lambda_z} \right)^2 \times p_y J \end{cases} \quad (11)$$

式中, L_x 表示横轴方向上的调姿位移, λ_x 表示等效力在横轴方向上的负载向量, p_x 表示横轴方向上的调姿标记参数, κ_x 表示水平调姿坐标定义项, L_y 表示纵轴方向上的调姿位移, λ_y 表示等效力在纵轴方向上的负载向量, p_y 表示纵轴方向上的调姿标记参数, κ_y 表示竖直调姿坐标定义项, L_z 表示空间轴方向上的调姿位移, λ_z 表示等效力在空间轴方向上的负载向量, p_z 表示空间轴方向上的调姿标记参数, κ_z 表示空间调姿坐标定义项。

横轴方向上的调姿位移影响主机元件对机翼壁板水平坐标的定义能力, 特别是在等效力作用下, 横轴调姿位移的数值水平越高, 定位曲线在水平方向上的数值分量就越大^[18]。纵轴方向上的调姿位移影响主机元件对机翼壁板竖直坐标的定义能力。空间轴方向上的调姿位移影响主机元件对机翼壁板空间坐标的定义能力, 其取值决定了定位曲线在柔性区域内的变化程度。以上获得的等效力作用下调姿过程中受力节点 3 个方向轴的坐标位移向量在节点调节方向不固定的情况下, 容易对相同定位节点进行重复位移计算, 影响柔性调姿指令的执行准确性, 因此需要求解机翼壁板调姿位移向量的绝对值。

2.3 调姿位移绝对值求解

调姿位移绝对值是基于力位协同控制算法求解所得的柔性调姿行为约束参数, 其取值越大就表示机翼定位节点的物理间隔距离越大, 且各个节点对象所需承担的等效力作用强度也就相对较大。绝对向量相较于上节 3 个方向轴的位移向量, 不具有方向性, 其数值水平的大小直接决定了壁板定位节点的调姿长度, 在节点调度方向不固定的情况下, 利用绝对值向量完成柔性调姿, 既可以避免对定位节点的重复取样, 也能保证相关位移向量之间的数值对应关系, 从而最大化保障了柔性调姿指令的执行准确性^[19-20]。

设 i 表示机翼壁板定位区域内的位移节点取样系数, η 表示力位协同算法对壁板调姿节点的控制效率, I 表示机翼壁板柔性调姿节点的定义项标准值, i 表示关联调姿节点间位移向量的绝对值参数, 且 $i \geq 1$ 不等式取值条件恒成立。在上述物理量的支持下, 联立公式 (11), 可将上节调姿位移向量的绝对值求解表达式定义为:

$$O = \left| \frac{\sum_{i=1}^{+\infty} \eta \times I}{L_x \times L_y \times L_z} \right|^{i-1} \quad (12)$$

当 $0 < O < 1$ 成立时, 表示关联壁板定位节点的间隔距离较小, 依照力位协调控制算法调姿节点对象时, 不需在壁板区域内定义除位移系数之外的物理量, 即可以求得绝对向量的实际取值范围; $O \geq 1$ 成立时, 表示关联壁板定位节点的间隔距离较大, 可能是两端壁板结构在桁梁处的交点(壁板调姿自由点)。依照力位协调控制算法调姿节点对象时, 单纯利用上式中的位移系数求解壁板调姿自由点的绝对向量, 有可能导致所得调姿结果出现偏差, 因此为保证柔性调姿结果的准确性, 还应在壁板区域内, 计算出等效力作用下壁板调姿过程中的自由点调姿位移向量的绝对值。

2.4 壁板调姿自由点定义

为适应飞行器设备的结构特点, 机翼壁板保持横向连接状态, 且从桁梁节点处开始, 板材与水平方向的交角数值不断增大, 到达壁板边缘时, 交角数值基本小于 15° 。桁梁是起到稳定性维持作用的部件结构, 在飞行器运动过程中, 始终保持垂直连接状态^[21]。由于机翼壁板与桁梁结构的连接方式不同, 所以对调姿自由点之间的交角数值始终大于零。机翼壁板柔性调姿自由点如图 3 所示。

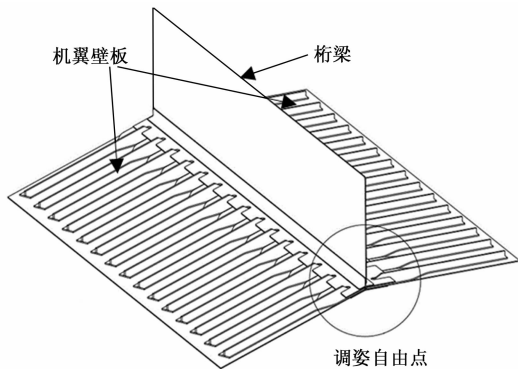


图 3 机翼壁板内的柔性调姿自由点

图 3 中, 壁板调姿自由点调姿位移向量的绝对值:

$$U = \sin\varphi \left[\frac{(\gamma + 1)O}{\sqrt{t_1 \cdot t_2 \cdot \dots \cdot t_n}} \right] \quad (13)$$

其中: φ 表示对应调姿自由点之间的交角, γ 表示机翼壁板相对于水平直线的连接斜率, $t_1、t_2、\dots、t_n$ 表示桁梁底部 n 个不重合的自由点标记对象^[22]。

2.5 柔性调姿实现

基于以上机翼壁板柔性调姿受力节点位移结果, 设定柔性调姿行为实现的偏差阈值。偏差阈值决定了主机元件对机翼壁板的定位与柔性调姿能力, 偏差阈值越小, 就表示主机元件对壁板结构的处理能力越强。可行性可以理解为柔性调姿技术的可执行性, 在机翼壁板定位区域单位面积保持不变的情况下, 确保受力调姿节点的柔性分配关系

是保障调姿指令执行可行性的前提^[23-24]。如果自由点所处位置不发生改变, 在判断柔性调姿偏差阈值时, 根据既定定义项指标的取值, 就可以得到准确的调姿结果。

基于受力节点和标准受力点坐标的偏差, 建立力位协同控制下机翼壁板柔性调姿目标模型:

$$R = \min \left[\sqrt{\frac{r_0}{|\vec{E}|}} \cdot \epsilon(U + O) \right] \quad (14)$$

式中, r_0 表示关联受力点之间的柔性调姿度量值, \vec{E} 表示调姿指令执行向量, ϵ 表示可行性评价参数。至此, 利用机翼壁板柔性调姿模型完成机翼壁板所有受力节点的调姿处理, 实现力位协同控制下的机翼壁板定位及柔性调姿。

3 实例分析

测试文章设计的力位协同控制下机翼壁板定位及柔性调姿方法在协调机翼壁板受力节点方面的应用效果, 将六自由度并联调姿方法(文献 [2])、主被动闭环融合调姿隔振动力学原则的调节方法(文献 [3])作为对比方法, 设计如下对比实验。

3.1 实验环境

错误选定受力节点是造成机翼壁板承载力达不到实际需求标准的主要原因。在调姿定位节点时, 必须选择合适的受力节点, 以达到提升机翼壁板承载能力的目的。因此将受力节点定位结果作为机翼壁板定位及柔性调姿效果的衡量对象。

实验基于新型数字化工装开展襟翼试验件装配。实验中对机翼壁板内端肋、外端肋以及 2/4/5/6 号肋的上翼面和下翼面等位置选择 7 个标准的受力点测量点进行测量。并记录每一个标准受力点的坐标数值, 由于所有受力点都存在于同一个机翼平面内, 所以在记录坐标数值时仅需考虑横、纵两个方向。

表 1 机翼壁板标准受力点坐标

受力点编号	横向坐标/mm	纵向坐标/mm
1	7	45
2	13	42
3	11	60
4	20	63
5	26	49
6	32	56
7	47	44

对于整个机翼壁板而言, 坐标误差的数值水平相对较低, 特别是在坐标误差数值小于 3 mm 时, 则可以认为所选定受力节点与标准受力点基本为重合状态, 且实验过程中标准受力点坐标数值始终保持不变。即柔性调姿行为的偏差阈值为 3 mm。

受力点测量传感器测量的实验参数设置: 采样率: 57 M/ms; 量程: 10~50 kbar; 灵敏度: 0.01 mm; 滤波器的截止频率: 20 kHz。

分布式传感器采用 Cloudera Hadoop 框架配置,节点由 8 核 Intel Xeon X9870 CPU 组成。集群通信基于 MPI 库实现,传感数据输入 HDFS 中。实验数据采用 Python 编程语言在 FuzzyLogic Toolbox 框架上进行训练和测试。壁板装配调姿实验环境如图 4 所示。



图 4 壁板装配调姿实验环境

3.2 实验流程

本次实验的具体执行流程如下:

1) 利用力位协同控制下机翼壁板定位及柔性调姿方法,对壁板平面区域内的受力节点对象进行调姿处理,记录调姿后每一个受力节点对象的坐标定位数值,所得结果为实验组受力节点定位和柔性调姿数据。

2) 利用六自由度并联调姿方法,对壁板平面区域内的受力节点对象进行调姿处理,记录调姿后每一个受力节点对象的坐标数值,所得结果为对照(1)组受力节点定位和柔性调姿数据。

3) 利用主被动闭环融合调姿隔振动力学原则的调节方法,对壁板平面区域内的受力节点对象进行调姿处理,记录调姿后每一个受力节点对象的坐标数值,所得结果为对照(2)组的受力节点定位和柔性调姿数据。

4) 分别将实验组、对照(1)组、对照(2)组数据与表 1 所记录的标准受力点坐标进行对比,并根据所得差值结果,分析所应用方法对受力节点的定位和调姿处理能力。

3.3 数据处理与结论

图 5 和图 6 反映了实验组、对照(1)组、对照(2)组受力节点横纵坐标的具体实验情况。

对比图 5 和表 1 可知,实验组受力节点横向坐标与标准受力节点横向坐标之间的差值水平较小,整个实验过程中,差值指标最大值仅达到 3 mm。对照(1)组、对照(2)组受力节点横向坐标与标准受力节点横向坐标之间的差值水平较大,这两组差值指标的平均值水平远大于 3 mm。

对比图 6 和表 1 可知,实验组受力节点纵向坐标的数值水平基本与标准受力点的纵向坐标完全相等,整个实验过程中,其差值指标的最大值仅能达到 2 mm。对照(1)组、对照(2)组受力节点纵向坐标与标准受力节点纵向坐标之

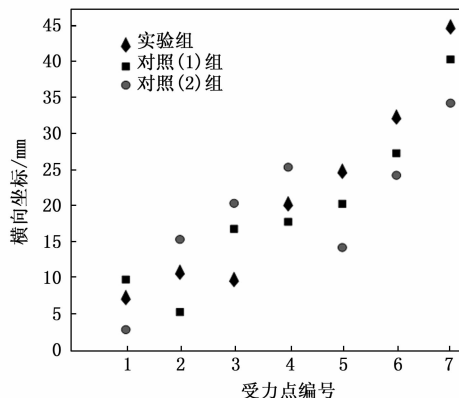


图 5 受力节点横向坐标

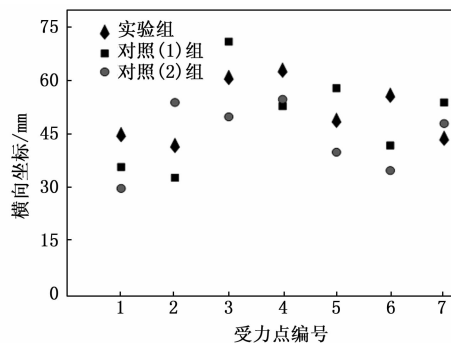


图 6 受力节点纵向坐标

间的差值水平也相对较大,这两组差值指标的平均值水平也远大于 3 mm。

实验结论:

1) 应用六自由度并联调姿方法,无法保证调姿受力节点与标准受力点之间的坐标误差始终小于 3 mm,故而这两种方法不符合提升机翼壁板承力能力的实际应用需求。

2) 与六自由度并联调姿方法相同,主被动闭环融合调姿隔振动力学原则的调节方法的应用也不足以解决由错误选定受力节点造成的机翼壁板承力能力不达标的问题。

3) 应用力位协同控制下机翼壁板定位及柔性调姿方法,受力节点的柔性调姿偏差较小,可以有效控制调姿受力节点的分布情况,可以侧面提升机翼壁板装配承力能力方面的应用效果,相较于六自由度并联调姿方法、主被动闭环融合调姿隔振动力学原则的调节方法,更符合实际应用需求。

4 结束语

设计力位协同控制下机翼壁板定位及柔性调姿方法,完善壁板定位结果,又联合等效力作用条件,求解调姿位移绝对向量的取值范围,实现柔性调姿。测试结果表明,柔性调姿方法的应用,解决了调姿过程中受力节点错误选定的问题,切实提升了机翼壁板柔性调姿的精度,完成了预期设计目标。3 mm 的坐标误差虽然能够满足现阶段的实际应用需求,但未来机翼设计方面的技术标准会更加严格,

现有误差精度依然存在着可进步空间,而这也将是该项技术手段在未来一段时间内的主要研究方向。

参考文献:

- [1] 祝恒佳,杨丽昆,祝世兴,等.考虑机翼柔性的磁流变减振起落架落振动力学分析[J].西安交通大学学报,2022,56(12):56-67.
- [2] 袁桢棣,周愿愿,张解语,等.导弹舱段六自由度并联调姿托架设计及运动学分析[J].机械设计与制造,2022,No.371(1):202-205.
- [3] 耿明超,赵铁石,李二伟,等.主被动闭环融合调姿隔振平台动力学建模与模态分析[J].农业机械学报,2022,53(7):435-446.
- [4] 吴忠强,侯林成,曹碧莲,等.输入受限情况下基于Hamilton系统的风力发电机组协同控制[J].中国电机工程学报,2022,42(13):4884-4896.
- [5] 樊新乾,武晓英,麻丽明,等.碳纤维复合薄壁材料的无人机机翼结构优化设计[J].塑料科技,2022,50(9):109-113.
- [6] 肖文耀,张世全,李宇翔.基于改进遗传算法的折叠机翼随动口盖结构优化设计[J].机械设计,2022,39(6):73-78.
- [7] 张恩杰,焦映厚,陈照波,等.基础振动作用下转子-轴承-密封系统动力学分析[J].振动工程学报,2021,34(6):1169-1176.
- [8] 李志昊,闫阳天,李春,等.风浪震及重力载荷联合作用下大型风力机动力学响应及结构损伤分析[J].动力工程学报,2022,42(8):753-761.
- [9] 郑仙,肖先勇,王杨.基于谐波阻抗矩阵约束的系统侧谐波阻抗估计方法[J].电力自动化设备,2021,41(4):170-176.
- [10] 李云丰,赵文广,孔明,等.直驱风电场经柔直并网的虚拟并联阻抗次同步振荡抑制策略[J].中国电机工程学报,2022,42(17):6326-6338.
- [11] 张强,秦东晨,周鹏,等.基于齐次变换矩阵的盾构机掘进进位建模与求解研究[J].机械传动,2021,45(2):23-27.
- [12] 牛博,杨鼎革,王雪莉,等.基于坐标变换的凸形TRV波形参考线及特征参数计算方法研究[J].电子器件,2022,45(2):494-498.
- [13] 肖烈军,包雯静,高庆吉.基于CPS架构的旋翼无人机组合定位建模研究[J].计算机工程与应用,2021,57(21):287-294.
- [14] 李慧敏,邓铭,刘璞凌,等.半闭环数控机床几何与热复合的定位误差建模与补偿[J].机械设计与研究,2021,37(1):123-128.
- [15] 黄绪宏,许维炳,王瑾,等.考虑惯容的多颗粒阻尼器等效力学模型及试验验证[J].振动与冲击,2021,40(18):102-111.
- [16] 樊一达,毛玉明,舒忠平,等.基于压力插值/力等效混合的火箭结构流-固载荷转换方法[J].航空学报,2022,43(3):244-251.
- [17] 王雨权,管仲国,霍学晋,等.基于联动迭代及Heaviside函数的铁路桥墩刚度和位移计算方法[J].铁道学报,2023,45(3):88-96.
- [18] 张乐,党发宁,王旭,等.考虑内摩擦角影响的有限位移条件下土压力计算分析[J].岩土工程学报,2021,43(S1):81-86.
- [19] 李丽敏,张明岳,温宗周,等.基于奇异谱分析法和长短时记忆网络组合模型的滑坡位移预测[J].信息与控制,2021,50(4):459-469.
- [20] 孙友刚,徐俊起,王素梅,等.基于向量式有限元法的磁浮列车磁力耦合系统建模与数值分析[J].同济大学学报(自然科学版),2021,49(12):1635-1641.
- [21] 李鹏程,李明宇,郑炜,等.基于接触式压力脚的机器人制孔法向检测与调姿方法[J].计算机集成制造系统,2023,29(3):731-739.
- [22] 李志强,何华兵,王飞,等.基于SIMOTION D455的大部件调姿对合系统研制[J].制造技术与机床,2021,709(7):129-132.
- [23] 甘为,荣见华,赵磊,等.考虑屈曲约束的无铰链多输入多输出柔性机构拓扑优化设计方法[J].机械强度,2022,44(6):1371-1379.
- [24] 欧劲松,李蓉,尹辉,等.基于奇异摄动的柔性关节机械臂约束跟随控制研究[J].应用数学和力学,2023,44(5):513-524.
- [15] CICHOR J, HUBNER-BENZ S, BENZ T, et al. Robot leadership-investigating human perceptions and reactions towards social robots showing leadership behaviors [J]. PLOS ONE, 2023, 18(2): 1-10.
- [16] 强丽丽.图书馆自动寻物机器人移动轨迹智能检测与跟踪研究[J].机械设计与制造工程,2023,52(5):43-48.
- [17] SARKAR T D. Implementing robotics in library services [J]. Library Hi Tech News, 2023, 40(1): 8-12.
- [18] 刘泽,徐潇洁,邵波.基于多策略混合问答系统模型的图书馆咨询机器人的设计与应用[J].新世纪图书馆,2022,7(5):43-49.
- [19] TORAJIZADEH H, ASADIRAD A, MASHAYEKHI E, et al. Design and manufacturing a novel screw-in-pipe inspection robot with steering capability [J]. Journal of Field Robotics, 2023, 40(3): 429-446.
- [20] 赵智娟,李玉成,王爽.动态不确定性的图书馆机器人导航和路径筛选应用研究[J].现代科学仪器,2023,40(3):112-117.
- [21] ARAUJO B S, FANTINATO M, PERES S M, et al. Effects of social robots on depressive symptoms in older adults: a scoping review [J]. Library Hi Tech, 2022, 40(5): 1108-1126.

(上接第 205 页)