

基于柔顺机构的新型可变形机翼设计方法研究

李政¹, 麻越垠^{2,3,4}, 聂旭涛⁴, 梁珂¹, 程潜¹

1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072;
2. 国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073;
3. 空天任务智能规划与仿真湖南省重点实验室, 长沙 410073;
4. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

摘要: 机翼翼型变体技术可以根据任务和环境自适应地改变机翼形状、厚度、弯度等重要参数, 使飞机在不同飞行状态下都能取得较理想的气动特性。柔顺机构是实现机翼蒙皮光滑变形的驱动装置, 相比传统液压机构具备质量特性好的优势。采用鱼骨型柔性钢架与四连杆机构实现了机翼前缘上下蒙皮向内收缩、前缘形状由钝变尖的弹性变形过程。通过设计“撞块”机构实现驱动行程的有效分解, 解决了前缘尖端开口处蒙皮回收与机翼变形控制所需的驱动行程不一致的内在矛盾。变形后翼型与目标翼型误差最大位置不超过 4 mm, 变形过程中结构最大应力小于材料许用应力值。相比传统采用纯液压机构驱动的变形机翼设计方案, 该基于柔顺机构的变体机翼结构减质 14.1%。

关键词: 翼型变体; 柔顺机构; 目标翼型; 鱼骨型钢架; 变形误差

中图分类号: O342

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 01-0021-06

A Novel Design Method Based on the Compliant Mechanism for Deformable Wing

LI Zheng¹, MA Yueyin^{2,3,4}, NIE Xutao⁴, LIANG Ke¹, CHENG Qian¹

1. Northwest University of technology, School of Aeronautics, Xi'an 710072, China;
2. School of Aerospace Science, National University of Defense Science and technology, Changsha 410073, China;
3. Hunan Key Laboratory of aerospace mission intelligent planning and simulation, Changsha 410073, China;
4. China Aerodynamic Research and development center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Through intelligent design and control, wing variant technology can adaptively change important parameters such as the wing shape, thickness and camber, according to the task and environment, so that the aircraft can obtain ideal aerodynamic characteristics under different flight states. Flexible mechanism is the driving device to realize the smooth deformation of flexible skin. Compared with traditional hydraulic mechanism, it has the advantage of good weight characteristics. In this paper, the compliant deformation wing design from initial airfoil to target airfoil is realized by using the fishbone compliant steel frame and the four-bar linkage. By designing the "bump" mechanism, the effective decomposition of the driving route is realized, and the internal contradiction on the driving routes required for the skin retraction at the leading edge tip opening and the wing deformation control is solved. The maximum error between the deformed airfoil and

收稿日期: 2022-05-23; 修订日期: 2023-01-03

基金项目: 中国空气动力研究与发展中心基础与前沿技术研究基金 (PJD20200224)

通信作者简介: 麻越垠 (1987-) 男, 博士研究生, 主要研究方向为智能材料驱动优化与力学分析。

E-mail: mayueyin@cardc.cn

the target airfoil does not exceed 4 mm, and the maximum stress of the structure during the deformation process is less than the allowable stress of the material. Compared with the traditional deformed wing design scheme driven by pure hydraulic mechanism, the wing structure based on compliance mechanism reduces weight by 14.1%.

Key words: Airfoil variants; Compliant mechanism; Target airfoil; Fishbone steel frame; Deformation error

0 引言

中国正在研发跨空域、跨速域的跨域智能飞行器，这是航空航天领域最具颠覆性和变革性的战略发展方向。其中，能够实现光滑、连续变形的变体机翼是智能飞行器设计中的关键核心技术^[1]。目前，飞行器机翼采用多目标优化设计，能够实现多工况下性能提升，但设计结果往往是多工况下性能的折中与权衡^[2]。而可变形机翼具备变高度、变厚度、变长度以及剖面扭转等能力，可根据不同飞行状态调整机翼形状，从而获得理想气动特性^[3-4]。

柔顺机构是实现翼型表面光滑变形的驱动装置^[5]。不同于传统刚性机构通过运动副和构件连接实现运动和功能，柔顺机构主要靠柔性单元的变形实现运动、力和能量的传递和转换。柔顺机构有诸多优点：精度高、质量小、摩擦小、零件少、易于加工和便于小型化等。美国空军实验室的 Kota 等^[6]利用柔顺机构设计并制造了可弯度前缘柔性机翼，升阻比提高了 51%，升力系数提高了 25%。Monner 等^[7]受到 A380 内部的传统下垂前缘的启发，提出了柔顺机构驱动的智能无缝前缘装置，并采用玻璃纤维材料，利用不同的铺层实现了机翼前缘的“定制刚度分布”。之后，Kintscher 等^[8]提出了前缘下

垂柔顺机构的参数化有限元建模方法，并且进行了全尺寸智能前缘结构的实验测试。Di Matteo 等^[9]采用铝制蒙皮，以曲线梁为柔顺驱动机构，铝蒙皮的前缘可以达到所需的偏转形状，其应力应变也不超出材料最大许用值。Monner^[10]提出了手指型柔顺机构变形设计概念，使机翼弯度不仅可以沿弦向变化，还能沿展向差动变化，实现机翼的自适应扭转。Austin 等^[11]设计了一种基于桁架柔顺机构的变厚度机翼，通过操控柔性结构的静力变形，实现翼型重构。

当前采用柔顺机构实现的机翼变形大都是整体变弯度或变厚度，对机翼前缘由钝变尖的情形鲜有报导。常规机翼通常采用“钝”前缘设计，而尖前缘主要应用于超声速飞行器，目的是获得较高的升阻比。为此，本文针对变体机翼的实际工程变形需求，探索可实现前缘锐化大变形的柔顺机构设计方法，在达到变形控制要求的前提下满足强度约束并实现轻量化设计。

1 可变形机翼设计对象与目标

机翼弦长 500 mm，翼宽 300 mm，翼型为上下对称，选择前缘弦长 250 mm 为设计空间，变形后的目标翼型为向内收缩，初始翼型和目标翼型如图 1 所示，变形后弧形前缘变成尖形。

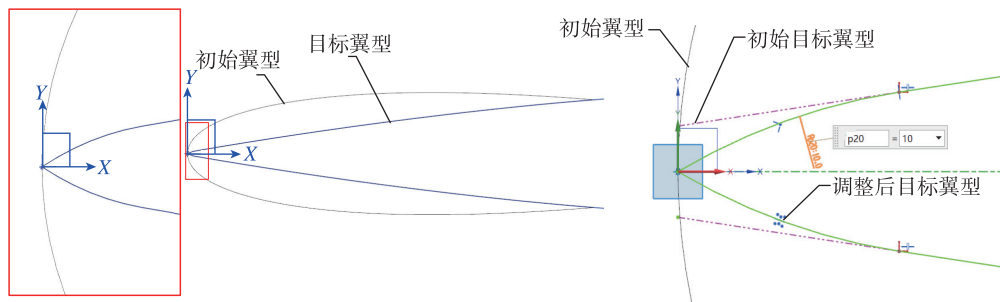


图 1 初始翼型和目标翼型

Fig. 1 Initial airfoil and target airfoil

目标翼型在前缘处的初始形状为两条不相交的线，根据实际需要对其进行微调，在上下翼型面分别制作 $R=10$ 的圆角，如图 1 所示，右图中橘红色的虚线表示理想状态下的初始目标翼型，绿色实线为调整后的目标翼型曲线。开展能够实现预期翼型变形的柔顺机构方案设计，柔顺机构和翼型材料均为铝合金，采用 2 系或 7 系。最终的设计方案需满足以下指标：

- 1) 翼型外表面承受 100 Pa 恒定压力载荷，载荷在变形过程中也持续存在；
- 2) 拟采用直线驱动机构；
- 3) 变形过程中，最大应力 $\leq 0.8 \times \sigma_s$ ， σ_s 为材料的屈服强度；
- 4) 三维翼型成型精度 $\delta \leq 4$ mm， δ 为成型曲线弦向任意一点与目标曲线纵坐标差值。

2 设计方案及结果

本文采用 ABAQUS 有限元分析软件开展几何模型及有限元模型的建模和计算。初步建立的三维机翼模型（沿弦向对称取一半机翼）如图 2 所示，机翼展长为 300 mm，机翼弦长 500 mm，沿弦向距前缘 210 mm 以内区域采用双排鱼骨型钢架来驱动前缘蒙皮变形，弦向其余部分的蒙皮变形由四连杆运动机构控制。整个模型使用的材料全部为 7 系列铝合金 7075。弹性模量 70 GPa，泊松比 0.3，屈服强度 455 MPa。许用应力 = 屈服强度 $\times 0.8 = 364$ MPa。钢架采用 2 mm \times 2 mm 的矩形截面，蒙皮厚度为 1 mm。下面介绍各个部位的详细设计过程。

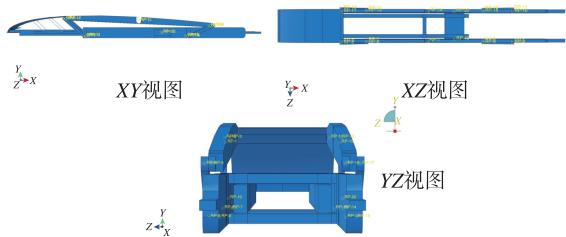


图 2 变形机翼三视图

Fig. 2 Three views of the deformable wing

2.1 控制前缘蒙皮变形的双排鱼骨型钢架设计

如图 3 所示，双排鱼骨型钢架下侧连在主梁上，上端与前缘部位的蒙皮连接。当主梁向后运动时会引起钢架变形，进而带动前缘蒙皮弯曲，实现前缘向内收缩变尖。通过改变双排鱼骨型钢架的刚度

（截面积）及钢架与前缘蒙皮的连接位置，可以调制蒙皮的变形形态。为此需采用 ABAQUS 有限元分析软件开展一系列参数分析，得到满足图 1 变形要求的钢架几何参数及连接位置。此外还需注意，钢架与机翼结构（蒙皮和驱动机构）的连接处易产生应力集中，设计中需要有效控制这些部位的应力水平。通过仿真分析发现，接头部位最佳的受力状态为只传递力，尽可能少地传递力矩。依据力学仿真结果，接头弯曲刚度适宜的取值范围为 700 (N \cdot mm) /rad 以内。为此，对接头采用柔性连接建模，得到如图 3 所示的双排鱼骨型钢架方案。经验证，主梁按设计要求沿弦向向后运动 18 mm 时，该方案可以满足前缘部位蒙皮的变形要求，又能将最大应力控制在许用值以下。

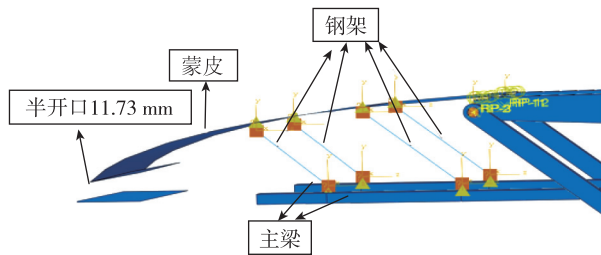


图 3 鱼骨型钢架

Fig. 3 Fishbone steel frame

2.2 机翼前缘尖端的开口设计

通过比较图 1 中变形前和变形后的翼型几何外形曲线可知，为从几何上保证变形前后的形状协调，需要对机翼前缘尖端进行开口处理。为此，将开口处蒙皮分割出来并焊接在驱动梁前端（图 4），在翼型前缘向内收缩变形的过程中跟随驱动梁收放到机翼内部（图 5）。初始未变形翼型状态

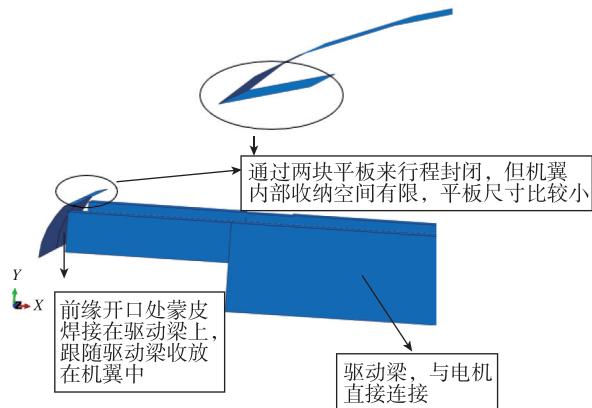


图 4 前缘尖端开口处蒙皮

Fig. 4 Skin at leading edge opening

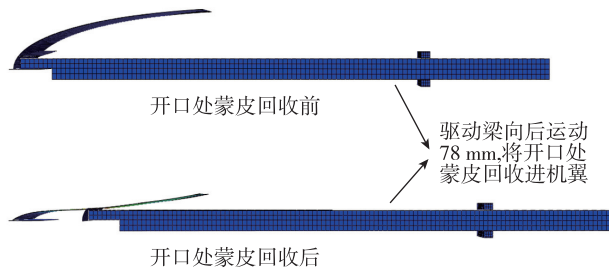


图5 前缘尖端开口处蒙皮的回收过程
Fig. 5 The recovery process of the skin at the leading-edge opening

下, 在开口处蒙皮上端设计一个倾斜的平板 (图4), 与后侧蒙皮的斜面平板形成接触闭合来保持前缘部位蒙皮的完整性。

若仅从前缘变形前后的几何协调方面出发, 合理的前缘尖端开口尺寸应该为 25 mm。但若保证前缘蒙皮的变形要求, 采用有限元分析得到前缘尖端开口的尺寸应该大于 25 mm。但变形后的翼型前缘变尖, 高度空间较低, 无法存放大尺寸的前缘尖端开口蒙皮。为此, 基于大量的结构变尺寸参数有限元计算, 权衡变形要求与变形协调条件, 开口尺寸的最终取值为 23.4 mm。经过动力学仿真结果测试, 驱动梁需要在电机的驱动下沿弦向向后运动至少 78 mm, 这样才能保证前缘尖端开口处蒙皮能恰好被收纳在变形后的机翼当中 (图5), 不会出现与上下蒙皮碰撞干涉的情况。

2.3 “撞块”机构设计

通过上述分析可知, 整个机翼的变形过程由两种运动驱动方式来完成。其中, 机翼弦向中间部位的蒙皮变形通过四连杆机构的运动来操纵带动 (图6), 而前缘部位的蒙皮变形由鱼骨型钢架结构来控制 (图3)。为了保证机翼弦向中间部位的蒙皮变形达到要求, 驱动四连杆机构运动的主梁需要沿弦向向后移动 18 mm。然而, 在开口设计中得到的结论是, 为保证前缘尖端开口处蒙皮能恰好被收纳在变形后的机翼当中 (图5), 驱动梁需要在电机的驱动下沿弦向向后运动至少 78 mm。如此一来, 结构设计所要的主梁和驱动梁沿弦向的驱动行程不一致, 且存在较大差异。由于二者采用同一单电机驱动且运动路线重合, 故而需要解决驱动行程不一致的问题。为此, 设计了一个“撞块”机构 (图7), 通过对驱动行程进行拆解, 在共用一个电机的情况下实现两种不

一致的驱动行程。如图7所示, 电机仅与驱动梁连接, 驱动梁和主梁的撞块之间预先空出 59 mm 的间隔作为运动缓冲。在电机驱动下, 驱动梁先沿弦向向后运动 (主梁不动), 运动 59 mm 后驱动梁撞块和主梁撞块碰撞接触, 驱动梁带动主梁共同沿弦向向后运动 18 mm。这样一来, 驱动梁的完整行程为 78 mm, 满足前缘尖端开口处蒙皮收回需求, 同时主梁行程为 18 mm, 也满足了前缘蒙皮的变形要求。

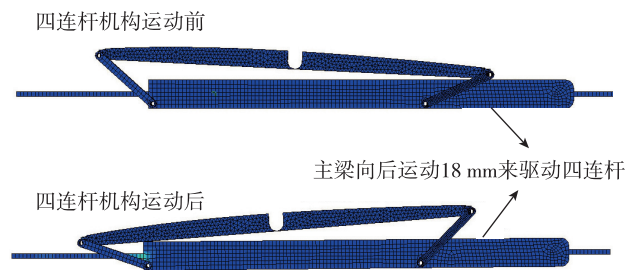


图6 四连杆机构
Fig. 6 Four-bar linkage

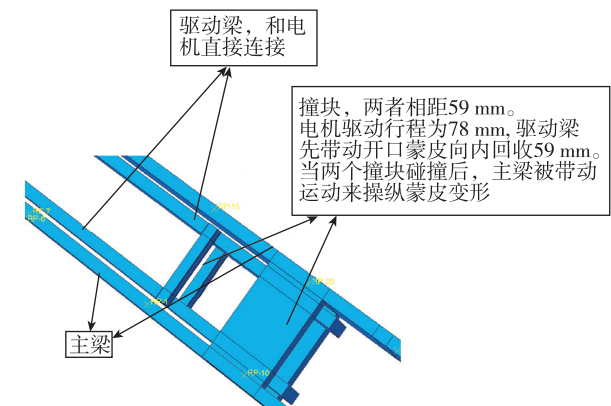


图7 “撞块”机构
Fig. 7 “Collision” mechanism

2.4 方案仿真验证

对上述基于柔顺机构的可变形机翼设计方案进行有限元仿真验证, 获得变形机翼的变形过程如图8所示, 变形后的机翼结构应力云图如图9所示, 计算结果显示整个模型中最大应力是 305 MPa, 位于前段的钢架上, 最大应力值小于许用应力, 满足应力要求。在评估变形误差时, 因机翼沿展向有一定长度, 沿展向各翼型剖面的变形会略有差异, 为此, 分别选取沿展向中面的翼型和最边缘处的翼型剖面, 提取它们变形后的形状与目标翼型形状进行比较, 如图10所示。可见, 翼型剖面

变形后的误差在 4 mm 以内, 满足结构设计的变形要求。变形最大误差位于前缘尖端部位, 主要原因有两个, 一是使开口处蒙皮可以回收至变形后的机翼内, 将前端开口设计的高度略小, 不利于前缘尖端的蒙皮变尖; 二是避免开口处蒙皮在回收过程中与钢架发生碰撞干涉, 无法在前端误差

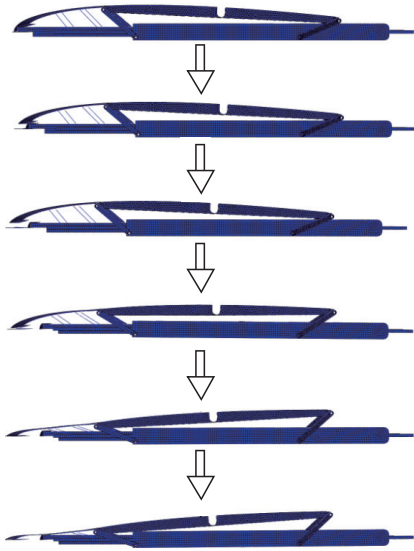


图 8 变形机翼的变形过程

Fig. 8 Deformation process of deformable wing

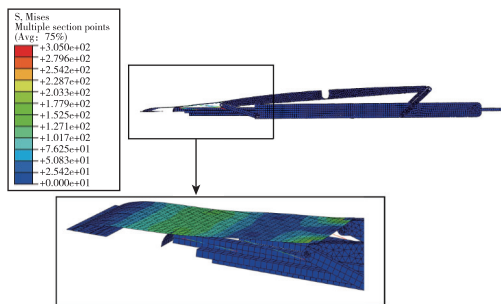


图 9 变形机翼应力云图

Fig. 9 Stress nephogram of deformable wing

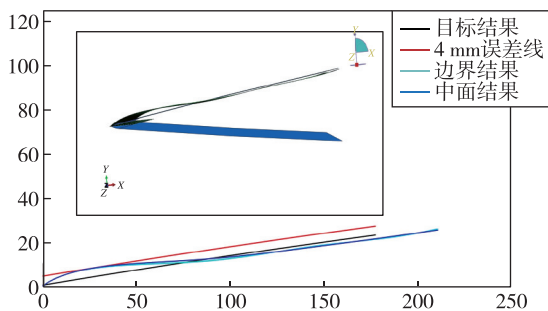


图 10 变形后的机翼和目标翼型的比较

Fig. 10 Comparison of deformable wing and target airfoil

较大处再添加一根钢架梁来对前缘变形进行修正。

最后, 统计了设计方案的质量特性。针对由钝变尖这一设计目标, 完全由液压机构操纵变形的机翼模型, 其总质量为 9 270 g。本文提出的由鱼骨型钢架和四连杆机构的联合操纵变形的机翼模型, 经统计其总质量为 7 961 g, 结构质量减小了 14.1%, 满足设计要求。

3 结论

本文基于有限元建模仿真方法在机翼内部设计了一种新型的柔顺机构用于实现机翼前缘部位由钝变尖的大变形形变设计目标, 该设计方法可以减少设计成本, 提高设计效率。本文设计的柔顺机构可实现机翼精准变形, 翼型剖面最大误差小于 4 mm, 满足设计要求。变形过程中, 变形机翼应力均满足许用应力要求。相较于传统液压驱动的刚性机械装置, 本文设计的柔顺机构具有轻量化、精度高等优点。

后续研究工作将进行机构方案的优化设计, 进一步探讨更优的机构方案。

参考文献

- [1] 王宇, 黄东东, 郭士钧, 等. 变体机翼后缘多学科设计与优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3): 415-424.
- [2] Gomez J C, Garcia E. Morphing unmanned aerial vehicles[J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20(10): 103001.
- [3] Ahmed M R, Sharma S D. An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2005, 29(6): 633-647.
- [4] 杨智春, 解江. 自适应机翼技术的分类和实现途径[J]. 飞行力学, 2008, 26(5): 1-4, 9.
- [5] 谢丹, 黄勇刚. 大挠度欧拉梁三参数曲率模型及其在平面柔顺机构中的应用[J]. 机械工程学报, 2021, 57(13): 144-152.
- [6] Kota S, Ervin G, Osborn R, et al. Design and fabrication of an adaptive leading edge rotor blade[C]. Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Form, Montreal, 2008.
- [7] Monner H, Kintscher M, Lorkowski T, et al. Design of a smart droop nose as leading edge high lift system for transportation aircrafts[R]. AIAA 2009-2128, 2009.

- [8] Kintscher M, Monner H P, Heintze O. Experimental testing of a smart leading edge high lift device for commercial transportation aircrafts[C]. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Nice, France, 2010.
- [9] Di Matteo N, Guo S J, Morishima R. Optimization of leading edge and flap with actuation system for a variable camber wing[R]. AIAA 2012-1609, 2012.
- [10] Monner H P. Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures[J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(7): 445-455.
- [11] Austin F, Rossi M J, Van Nostrand W, et al. Static shape control for adaptive wings[J]. AIAA Journal, 1994, 32(9): 1895-1901.

引用格式: 李政, 麻越垠, 聂旭涛, 等. 基于柔顺机构的新型可变形机翼设计方法研究[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(1): 21-26.

Citation: Li Z, Ma Y Y, Nie X T, et al. A novel design method based on the compliant mechanism for deformable wing [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(1): 21-26.