

引文格式: 姜秉辰, 宫晓博, 刘彦菊. 变后缘弯度机翼结构与优化[J]. 航空制造技术, 2025, 68(22): 68-77.

JIANG Bingchen, GONG Xiaobo, LIU Yanju. Structural design and optimization of variable camber trailing edge wing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(22): 68-77.

变后缘弯度机翼结构与优化

姜秉辰¹, 宫晓博², 刘彦菊¹

(1. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨工业大学(威海)海洋工程学院, 威海 264209)

[摘要] 为提升某民用固定翼舰载无人机的气动性能, 本文提出一种基于多段式驱动结构的变后缘弯度机翼设计方案, 采用黏性流体 $k-\omega$ 湍流模型, 对传统单段翼型与 2~5 段式变形机翼开展跨迎角气动特性对比分析, 通过升力系数、升阻比等关键参数的量化评估, 确定 3 段式变形机翼为最优气动方案。基于该方案开展机翼结构优化与仿真验证, 结果表明, 针对 3 段式结构建立的运动学模型经仿真验证, 可实现 30° 目标变形角度的精准控制, 各旋转肋协同运动良好, 机翼外形连续光滑无卡滞。有限元强度分析显示, 结构最大 Von-Mises 应力为 287.12 MPa, 安全裕度 3.81 (基于 15-5PH 不锈钢屈服强度 1093 MPa), 满足设计载荷下的强度要求。

关键词: 变后缘弯度机翼; 多段式; 气动特性; 运动学模型; 光滑连续

中图分类号: V279; V211

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.22.068



姜秉辰

博士研究生, 研究方向为变形机翼结构与驱动系统。

近年来, 在海洋强国战略推进下, 民用固定翼无人机凭借灵活部署、低成本的优势, 已广泛应用于海洋环境监测、资源勘探等领域, 有效

弥补了传统装备远海作业中的短板。随着远海作业需求的不断升级, 新型无人机须具备超短距起飞、长航时巡航等能力, 给机翼的气动特性设计带来了新挑战。传统飞行器的机翼在巡航、起降、机动等多工况运行中, 需进行性能折衷, 尤其在宽速域飞行器中, 激波控制需求与低速升力特性间的矛盾更为突出^[1-2]。变体飞行器 (Morphing aircraft) 可通过动态调整机翼形态, 突破传统固定翼构型的性能瓶颈, 升阻比平均提升 4.82%^[3-4], 已成为新一代飞行器设计的核心发展方向^[5]。

当前, 对变形机翼的研究主要分为刚性驱动与柔性变形两大方向。其中, 刚性驱动技术以多连杆等刚性驱动系统研究为主, 该驱动系统通过离散式变形调节, 具备高精度运动控制与高效能传动驱动能力。空客的 ACTE 项目采用复合材料硬质

蒙皮与伸缩襟翼组合设计^[3], 实现了机翼在 $\pm 12^\circ$ 范围内的连续偏转, 气动连续性误差控制在 3% 以内。Parancheerivilakkathil 等^[6]提出了一种多连杆分级传动模型, 借助三级减速机构设计将系统驱动力矩降低 38%, 显著提升了驱动效率。然而, 该刚性驱动系统的构成以金属杆系与运动驱动装置为核心, 其结构复杂度高、质量占比大。DARPA 智能机翼项目 (Smart wing program) 研发了钛合金多连杆系统^[7], 该系统通过高超声速风洞试验验证了其抗热流载荷能力, 可在马赫数 $Ma=2.5$ 工况下保持 0.5° 的偏转控制精度, 然而该系统质量较传统构型增加了 35%。波音公司在 F-14 战斗机上采用可变后掠翼设计^[8], 通过液压驱动机构实现后掠角在 $30^\circ\sim 68^\circ$ 范围内的连续调节, 但其复杂机械结构导致维护成本较基准方案提升了 40%。

同时,离散式变形调节方式产生的机械间隙,严重影响了机翼升力特性。Shi 等^[9]的研究表明,分段式襟翼在 20° 偏转工况下,翼面压力分布出现突变,诱导流动分离区面积占比达 15%,致使升阻比下降 8.7%。此外,可变跨度机翼设计通过翼尖伸缩调节展弦比时^[10],滑轨系统的摩擦阻力导致最大升力系数下降 12%,暴露出机构附加阻力对气动性能的显著影响。Hao 等^[11]的研究表明,在特定迎角范围内,带微小缝道的襟翼结构能显著改善机翼失速特性,但当缝道尺寸超过临界值时,高速气流通过缝道时会诱发湍流或涡流,破坏翼面层流流动并引发气流分离,致使机翼升力系数显著降低。

相较而言,柔性蒙皮可通过全跨度弹性变形消除连接间隙,有效规避流动分离风险,为气动性能优化提供核心支撑。例如, FishBAC 柔性翼方案在升力系数 $C_L=0.8$ 工况下^[12],其升阻比较传统刚性翼型提升 100%;该方案在柔性蒙皮制备过程中,采用定向铺放玻璃纤维的层压成型工艺对硅橡胶基体进行增强,虽然大幅提升蒙皮承载能力,但受限于纤维铺放角度,增强后的蒙皮仅能在一维方向实现有效变形,全方向最大应变为 15%,疲劳寿命仅 500 次循环,在多维度变形需求场景下存在明显局限。Manzo 等^[13]研发的超椭圆弯度翼(HECS)采用柔性复合材料蒙皮,实现 $\pm 30^\circ$ 的连续弯度调节,然而气动弹性耦合效应致使高频振动幅值增加 20%,相较于刚性驱动方案,柔性后缘结构在 $Ma=0.8$ 时阻力系数降低 9.6%^[14],展现出显著的减阻优势。此外,石欣桐等^[15]依据柔性蒙皮变形特点进行分类,详细阐述了各类柔性蒙皮技术的研究现状,为国内柔性蒙皮技术的深入研究提供了借鉴与参考。

然而,柔性结构因抗弯刚度不足,在大变形条件下引发的动态响应滞后与应力集中问题仍不可避免。

段月茹等^[16]提出的梳齿形翼肋驱动结构在智能驱动集成方面具有创新性,通过预成型嵌入工艺将形状记忆合金(Shape memory alloy, SMA)丝嵌入驱动肋型槽内,再经树脂封装工艺固化成型,最终依托 SMA 丝的驱动特性实现机翼在 $\pm 10.75^\circ$ 范围内的稳定偏转驱动,但其驱动响应时间长达 1.2 s,难以满足高超声速飞行器实时姿态调整的动力学要求。Huang 等^[17]基于非均匀梁模型的分析表明,柔性后缘在 25° 弯折工况下,主梁应力峰值达 380 MPa,超出钛合金材料屈服强度阈值。此外,Guo 等^[14]通过 CFD/CSD 耦合仿真进一步验证,相同弯折角度下,柔性后缘主梁应力集中区峰值达 380 MPa,凸显材料强度与结构变形之间的矛盾。

随着变弯度机翼技术的不断演进,刚柔协同设计成为当前连续变形机翼的核心创新路径,该设计通过刚柔特性的耦合作用,可有效整合刚性结构的精准控制能力与轻质柔性材料的连续变形优势,在显著优化机翼升力特性的同时实现了结构轻量化^[18]。柔顺翼(Compliant wing)采用刚性翼肋与弹性铰链耦合设计^[19],在实现 $\pm 20^\circ$ 弯度调节能力的同时,将系统重量的增加量控制在 12% 以内,展现出刚柔复合结构在变形精度与重量效率间的优化平衡。Shi 等^[9]提出的多段旋转翼肋结构通过光纤光栅应变实时监测技术,将变形误差控制在 5% 以内,同时驱动能耗仅为传统液压系统的 40%,相较于 FishBAC 柔性翼方案,该设计将应变监测误差降低 67%,且无须额外增加蒙皮结构厚度,在保证变形精度的同时实现了结构的轻量化。

同时,为突破传统刚性结构在形变适应性与复杂场景应用中的固有局限,满足变形机翼对高性能柔性结构的需求,国内外学者围绕其制造技术展开了系统性研究。NASA 在自适应柔性后缘襟翼(ACTE 襟翼)适航性

专项评估研究中,基于 ACTE 襟翼的关键制造数据(蒙皮表面粗糙度、驱动机构轴径偏差、柔性关节间隙等)^[20],采用蒙特卡洛模拟完成了制造误差不确定性分析,量化了制造误差对气动性能的影响阈值,为后续量产奠定了坚实基础。Fraunhofer IFAM 在 SARISTU 项目中基于硅胶泡沫和硅橡胶材料开发了一种新型弹性组合式蒙皮,该蒙皮在 $-55\sim 80^\circ\text{C}$ 温度范围内,可保持几乎恒定的拉伸与抗疲劳性能^[21]。吴琪等^[22]以力学超材料多模式变构机翼为研究对象,选用熔融沉积成型(Fused deposition modeling, FDM)增材制造技术,结合高性能聚醚醚酮(Polyether ether ketone, PEEK)材料的优异力学特性,依托材料逐层堆积原理完成了超材料机翼结构的成型制造,其制备的机翼不仅可实现超材料单元拓扑结构的精准复刻,更兼具轻量化(比传统金属机翼减重 25% 以上)与高承载特性(抗压强度达 85 MPa),为超材料柔性结构的工程化制备提供了技术参考。

综上所述,变弯度机翼结构主要由驱动系统(含传动)、柔性结构及变形感知系统等构成,其核心在于通过各系统的协同作用实现“机翼可控变形”。随着智能材料与新型传感技术引入驱动系统及变形感知系统,集成型性调控、增材制造等新型制造技术在机翼柔性点阵结构与刚柔耦合界面集成制造的广泛应用,推动了变形机翼技术的深入发展。然而,当前领域仍存在多项待突破的技术瓶颈:基于智能材料的驱动系统存在稳定性与控制精度不足等问题,仍不能根本解决;基于视觉与光纤传感的信号采集方式对应用场景及机翼结构的要求较为严苛,仍无法推广应用;基于制造、装配误差带来的变形精度难以有效控制等问题,仍在持续攻关。

本文以某民用舰载固定翼无人机机翼为研究对象,针对超短距起飞工况下的高升力需求,提出一种集成

驱动系统、刚性传动机构、加强桁架及变形翼肋的变后缘弯度机翼刚性结构方案,同时构建基于约束方程求解与参数拟合的变形机翼结构优化方法。通过建立包含驱动系统位移与速度约束的完整运动学模型,获得该机翼的变形控制模型。基于该控制模型,在驱动器上配置精度为2%的位移传感器,构建指令输入与位置反馈的闭环控制系统,可实现基于目标角度变形的精确控制。通过上述方法,从理论层面实现了变形机翼基于目标角度的光滑连续变形驱动与闭环控制,有效规避了弹性传动系统的非线性问题及运动死区,为变形机翼的工程化应用奠定了基础。

1 变后缘弯度机翼结构方案设计

1.1 传统单翼型结构

本文以NACA0012翼型的固定翼无人机机翼为研究对象。原始构型中,该无人机后缘偏转机翼采用单段翼型结构,偏转轴设置于弦长60%位置处,单襟翼最大下偏角度为30°,翼型横截面结构如图1所示。

1.2 仿真模型验证

采用Fluent软件对原始构型机翼在起飞工况下的流场特性进行数值模拟。数值计算采用标准 $k-\omega$ 湍流模型模拟黏性流动,为验证本文流场仿真模型的准确性,选取文献[23]中流动模型参数进行对比验证。翼型弦长 $C=100\text{ mm}$,迎角 α 从 0° 缓慢增大至 10° ,流域边界设置与文献[23]保持一致,具体模型如图2所示。

翼型的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的仿真结果如图3所示^[23],对比可知,本文仿真结果与文献[23]仿真吻合度较高,表明所建立流动模型能够较好地描述NACA0012翼型的流动特性。

为验证网格尺寸对仿真结果的独立性,考虑到边界层流动分离现象的复杂性,对机翼壁面附近网格进行

加密处理以精确捕捉流动边界层特性,选取网格1~5(网格逐步加密)开展仿真对比,翼型网格划分如图4所示。

按照前文参数设置边界条件,取迎角 $\alpha=5^\circ$,分别对5种网格条件下的升力特性进行仿真模拟,翼型升阻力系数如表1所示。可以看出,网格1和2的计算结果尚未完全收敛,网格3的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 均接近网格4和5的计算值。为兼

顾计算精度与仿真效率,本文最终采用网格3开展后续仿真。

1.3 起飞阶段机翼流场仿真

按照实际工况开展流场仿真,设定机翼后缘处于 30° 最大下偏状态,迎角为 0° ,来流马赫数 $Ma=0.13$,通过调整计算域尺寸使雷诺数 Re 维持在 4.5×10^6 。机翼壁面采用无滑移固定壁面,采用Coupled算法结合高阶项松弛离散格式进行数值求解。

单翼型机翼表面流场仿真结果

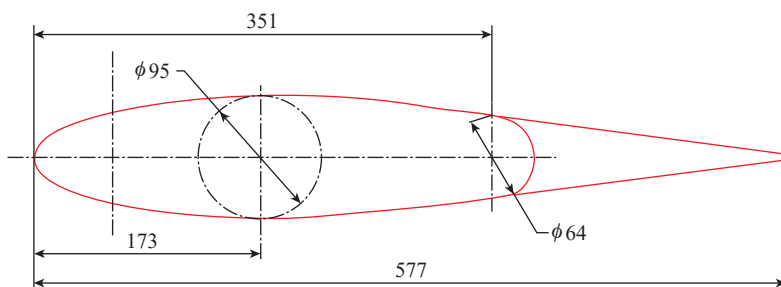


图1 NACA0012翼型剖面尺寸图(mm)

Fig.1 Sectional dimension diagram of NACA0012 airfoil (mm)

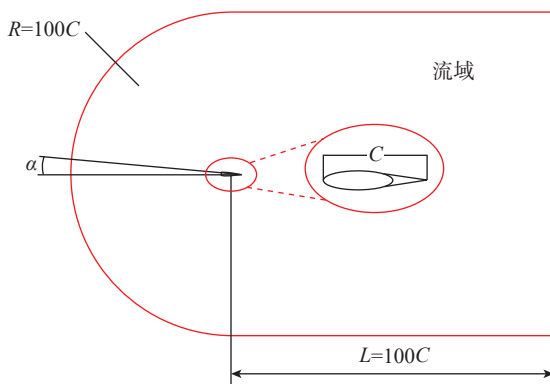
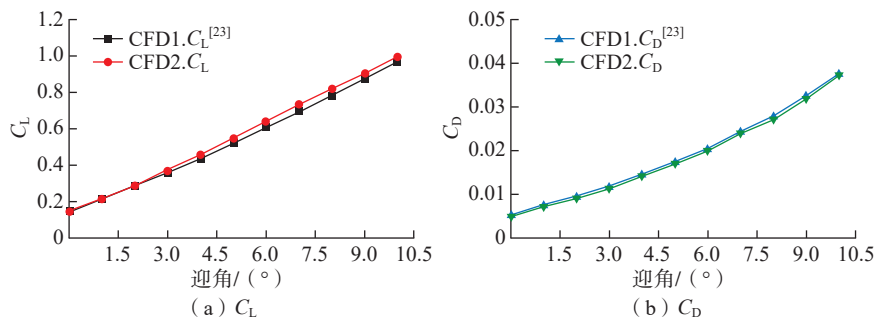


图2 NACA0012翼型流动模型示意图

Fig.2 Schematic diagram of NACA0012 airfoil flow model



注: CFD1为文献[23]仿真值; CFD2为本文流动模型仿真结果。

图3 流动模型验证图

Fig.3 Validation diagram of flow model

如图5所示。数据表明,后缘偏转区域出现明显气流分离现象,气流流经下偏部位后速度急剧衰减,在偏折后缘处形成高强度分离涡,导致机翼后段产生显著涡流区,致使增升效率大幅下降。

经计算,该工况下机翼升力系数为1.294,阻力系数为0.084,升阻比为15.405。仿真结果表明,传统单段后缘结构在下偏时,因翼面型线突变引发剧烈气流分离与涡流效应,导致升力特性显著恶化,难以满足超短距起飞的高升力需求。

1.4 变后缘弯度机翼总体方案设计

基于传统后缘襟翼偏转角度设计参数,本文提出一种可实现连续光滑变形的变后缘弯度机翼结构,旨在相同偏转角度条件下显著提升机翼升力特性。该结构变形起始位置设定在弦长60%处,通过多段偏转机构协同运动实现机翼上下偏转。综合考虑结构尺寸与系统复杂度,选取2~5段变弯度翼型作为研究对象,变形机翼结构如图6所示,定义最后一段下偏翼面与水平面夹角为最大下偏角(本文取 30°)。

为简化分析流程,所有翼型均处于最大下偏角状态,且各段偏转翼采用同步均匀偏转模式(以3段式为例,最大下偏角时各段偏转机构下偏 10°),具体仿真参数设置与单段翼型仿真工况保持一致。

首先,分析2~5段式变形机翼在迎角为 0° 时的流场分布,如图7所示。仿真结果表明,最大下偏角工况下,

随着机翼段数的增加,其后缘下偏部位产生的气流分离越小,机翼尾部产生的涡流越小,机翼的阻力越小。

其次,分别对多段式机翼开展 3° 、 6° 、 9° 、 12° 、 15° 、 18° 迎角工况下的升力特性分析。仿真结果表明,

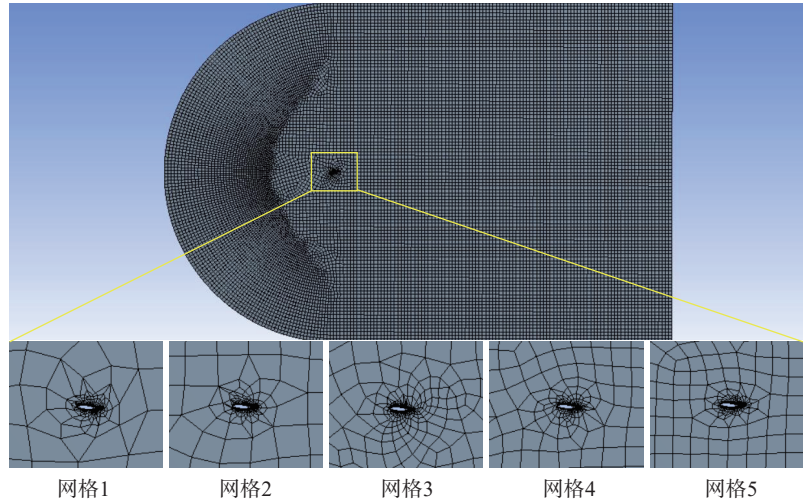


图4 机翼流域网格划分图

Fig.4 Grid generation diagram of wing flow field

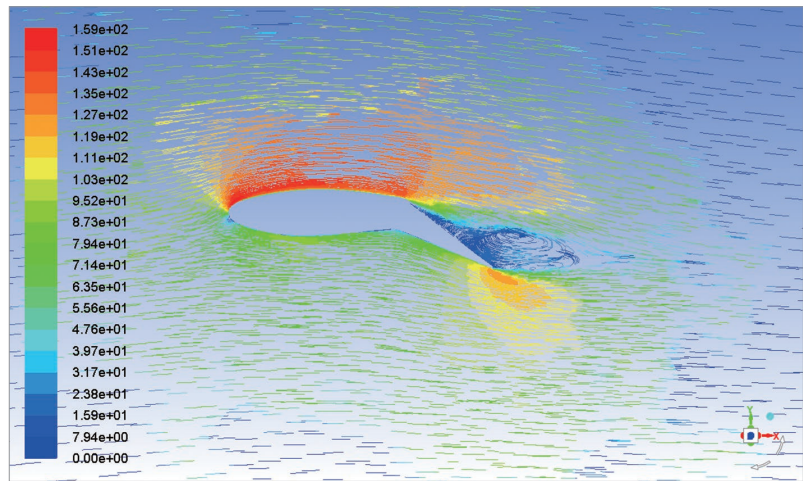


图5 机翼截面流场图

Fig.5 Flow field diagram of wing cross-section

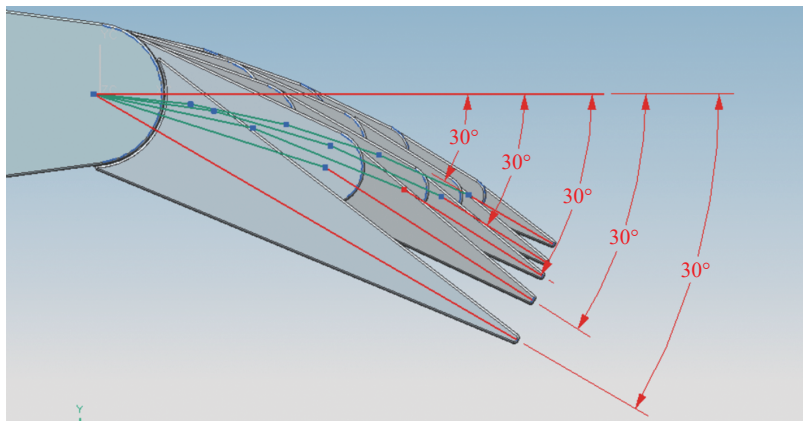


图6 多段式变弯度机翼示意图

Fig.6 Schematic diagram of multi-segment variable camber wing

表1 网格无关性验证

Table 1 Mesh independence verification

网格编号	网格数量	C_L	C_D
网格1	220410	0.5214	0.0457
网格2	334800	0.5347	0.0434
网格3	550188	0.5467	0.0419
网格4	727105	0.5470	0.0416
网格5	904952	0.5471	0.0417

最大下偏角工况下,1~5 段式机翼在不同迎角下的升力特性如图 8 所示。其中,3 段和 4 段翼型在 $0^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 迎角范围内的升力系数显著优于其他翼型,其高升力特性更适应短距起飞需求;机翼阻力系数随段数增加呈现递减趋势;3 段翼型在 $3^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 迎角

区间的升阻比整体更优。

综上所述,在既定无人机机翼外形尺寸约束下,3 段式偏转翼型的升力系数和升阻比综合性能最优,为变后缘机翼的优选结构方案,该方案可有效提升起飞阶段升力特性,后续将针对 3 段式翼型开展结构优化设计。

化设计。

2 变后缘弯度机翼结构设计与优化

2.1 结构设计方案

变后缘弯度机翼结构集成驱动系统、传动机构、3 段式变形翼肋及

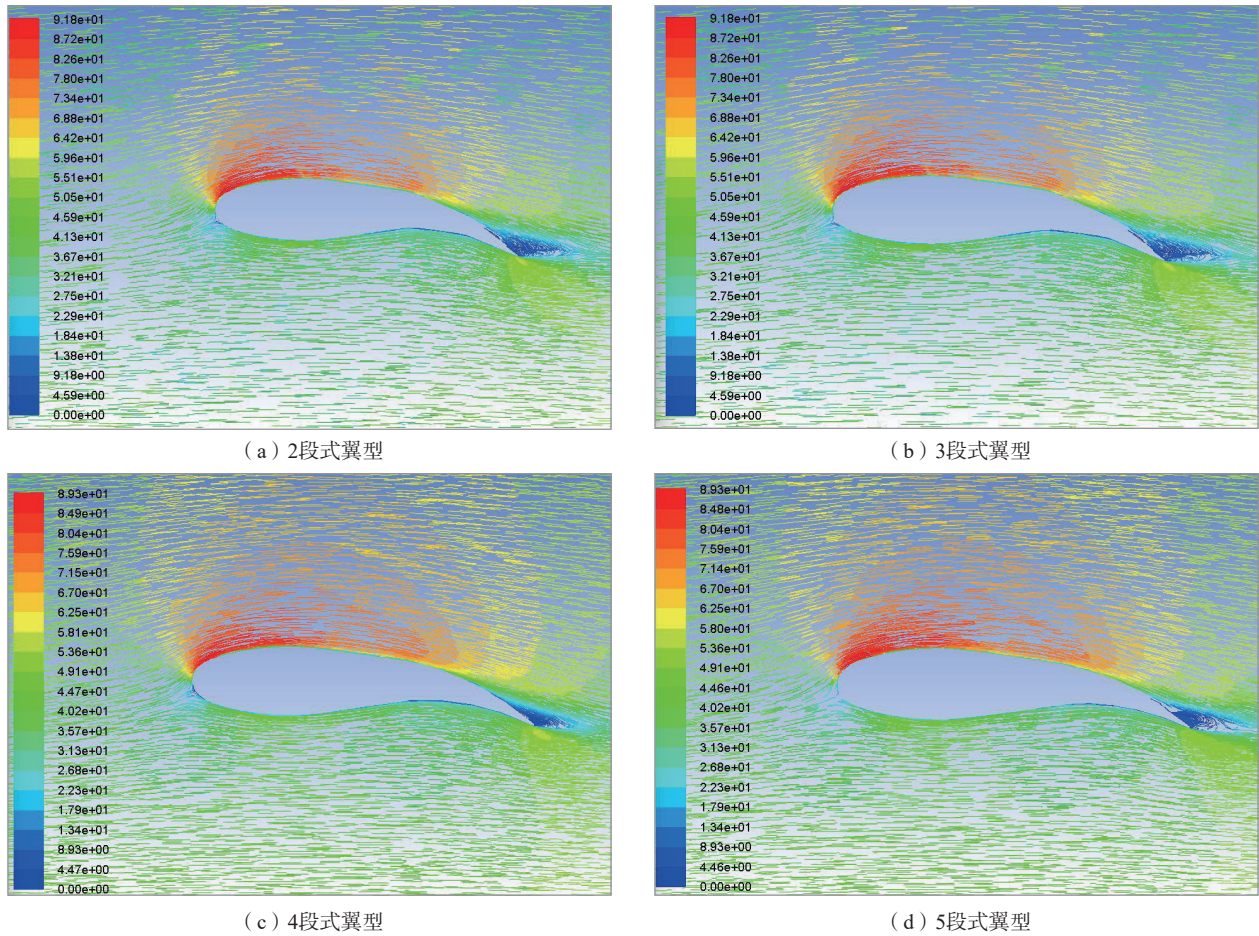


图 7 2~5 段式机翼流场图

Fig.7 Diagrams of flow field of 2-5-segment wings

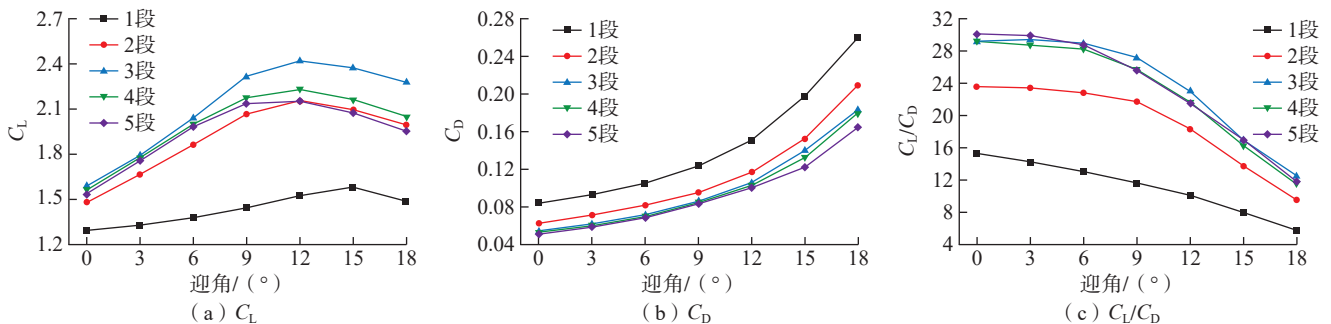


图 8 不同迎角下多段式机翼升力特性图

Fig.8 Lift characteristics diagram of multi-segment wing at different angles of attack

加强桁架,具体组成如图9所示。驱动系统采用压电泵作动器;传动机构由精密杆系构成,通过优化传动比设计实现机翼目标角度偏转;变形翼肋由多组旋转肋与连杆组成,通过对旋转肋轮廓与连杆布局的拓扑优化,确保机翼后缘实现连续光滑变形。

基于前文气动特性分析结果,3段式变后缘弯度机翼结构设计的核心目标是通过变形翼肋结构优化,实现各段偏转肋的同步均匀运动控制。

该3段式偏转机构占据机翼后缘40%弦长区域,由旋转肋1~3通过螺栓铰接组成,肋间采用铝合金连杆铰接实现变形联动(图10)。驱动转轴一端与旋转肋1刚性连接,另一端通过传动机构与驱动装置耦合,形成闭环驱动控制系统,实现机翼弯度的精准调节。

2.2 基本假设

由于刚柔耦合系统中存在柔性骨架变形的非线性特性,以及传动机构摩擦损耗等不确定性因素,建立覆盖全要素的变形机翼精确数学模型面临显著困难,因此建立如下简化假设:

- (1) 忽略刚性铰接部位的运动摩擦损耗;
- (2) 忽略连杆与旋转肋的剪切变形及轴向拉压变形。

2.3 结构分析与优化

变后缘弯度机翼的变形运动通过驱动机构带动旋转肋1绕固定支

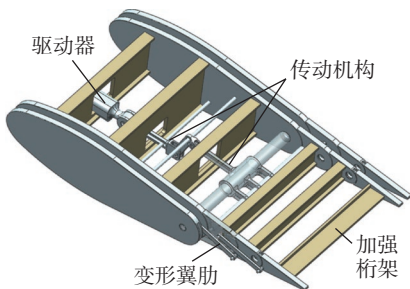


图9 3段式变后缘弯度机翼结构图
Fig.9 Structure diagram of 3-segment variable camber trailing edge wing

点转动,借助旋转肋与连杆组成的传动系统实现各旋转肋的同步下偏运动。基于前文气动仿真结果,需对连杆几何参数及安装位置进行匹配优化,以确保后缘实现30°下偏的同时各段翼肋变形协同均匀,因此需开展传动系统运动学建模,从而揭示机构运动关系并优化传动与旋转结构设计。以旋转肋1与固定肋的铰接点O为坐标原点,取向量 \vec{OA} 为X轴正方向,竖直向下为Y轴正方向,建立运动学分析直角坐标系(图11)。

基于上述假设,刚性传动系统具有2个平动自由度和1个转动自由度。在该坐标系下对变形机构进行运动学分析可知,旋转肋1绕固定支点转动,旋转肋2和3分别绕旋转肋1和2上的铰接点转动,通过连杆1和2实现对旋转肋2~4转动角度的协同控制。分析表明,该系统运动可简化为多杆系运动模型,如图12所示。

根据多杆系长度公式获得系统的位移约束方程。

连杆1:

$$L_4^2 = [L_1 \cdot \cos\theta_1 + d_2 \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2 +$$

$$\alpha) + d_1 \cdot \cos\phi]^2 + [L_1 \cdot \sin\theta_1 + d_2 \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2 + \alpha) + d_1 \cdot \sin\phi]^2 \quad (1)$$

连杆2:

$$L_5^2 = [L_2 \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2) + d_4 \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2 + \theta_3 + \beta) + d_3 \cdot \cos\phi]^2 + [L_2 \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2) + d_4 \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2 + \theta_3 + \beta) + d_3 \cdot \sin\phi]^2 \quad (2)$$

将式(1)和(2)简化后,得到位移约束方程如下。

连杆1:

$$L_4^2 = L_1^2 + d_1^2 + d_2^2 + 2L_1 \cdot d_2 \cdot \cos(\theta_2 + \alpha) + 2L_1 \cdot d_1 \cdot \cos(\theta_1 - \phi) + 2d_1 \cdot d_2 \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2 + \alpha - \phi) \quad (3)$$

连杆2:

$$L_5^2 = L_2^2 + d_3^2 + d_4^2 + 2L_2 \cdot d_4 \cdot \cos(\theta_3 + \beta) + 2L_2 \cdot d_3 \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2 - \phi) + 2d_3 \cdot d_4 \cdot \cos(\theta_1 + \theta_2 + \theta_3 + \beta - \phi) \quad (4)$$

将式(3)和(4)对时间t求导得到系统的速度约束方程如下。

$$0 = -2L_1 \cdot d_2 \cdot \sin(\theta_2 + \alpha) \cdot \theta_2' - 2L_1 \cdot d_1 \cdot \sin(\theta_1 - \phi) \cdot \theta_1' - 2d_1 \cdot d_2 \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2 + \alpha - \phi) \cdot (\theta_1' + \theta_2') \quad (5)$$

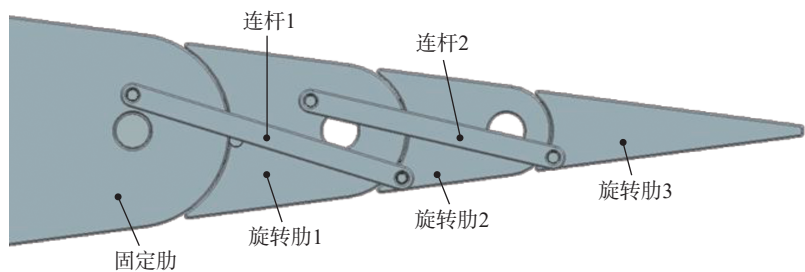


图10 翼肋变形机构示意图

Fig.10 Schematic diagram of wing rib deformation mechanism

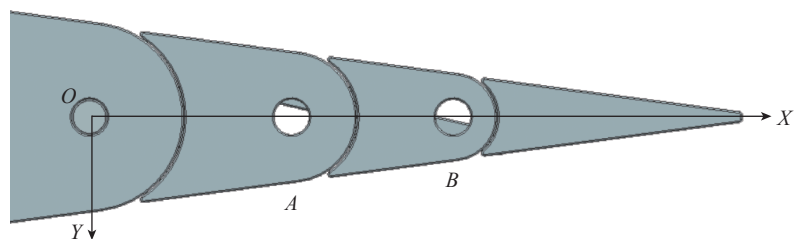


图11 运动学分析坐标系

Fig.11 Coordinate system for kinematic analysis

$$0 = -2L_2 \cdot d_4 \cdot \sin(\theta_3 + \beta) \cdot \theta'_3 - 2L_2 \cdot d_3 \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2 - \varphi) \cdot (\theta'_1 + \theta'_2) - 2d_3 \cdot d_4 \cdot \sin(\theta_1 + \theta_2 + \theta_3 + \beta - \phi) \cdot (\theta'_1 + \theta'_2 + \theta'_3) \quad (6)$$

基于上述分析,建立包含系统位移与速度参数的运动学方程组,据此开展机翼传动机构的优化设计。

在位移-速度约束条件下,结合已知的旋转肋长度参数 L_1, L_2, L_3 ,通过优化连杆1和2的左端安装位置及几何尺寸,实现各旋转肋偏转角度的一致性控制目标。

设定驱动装置作用下各旋转肋以 ω_0 的角速度绕支点匀速转动,其运动学约束条件如下。

$$\theta'_1 = \theta'_2 = \theta'_3 = \omega \text{ (常数)} \quad (7)$$

$$\theta_1 = \theta_2 = \theta_3 = \omega \cdot t \quad (8)$$

令连杆1左端在O点正上方 d_1 (已知)处,此时 $\phi = \frac{\pi}{2}$,将上述约束条件代入式(3)、式(5),可得

$$L_4^2 = L_1^2 + d_1^2 + d_2^2 + 2L_1 \cdot d_2 \cdot \cos(\omega \cdot t + \alpha) + 2L_1 \cdot d_1 \cdot \sin(\omega \cdot t) + 2d_1 \cdot d_2 \cdot \sin(2\omega \cdot t + \alpha) \quad (9)$$

$$0 = -2L_1 \cdot d_2 \cdot \sin(\omega \cdot t + \alpha) \cdot \omega +$$

$$2L_1 \cdot d_1 \cdot \cos(\omega \cdot t) \cdot \omega + 4d_1 \cdot d_2 \cdot \cos(2\omega \cdot t + \alpha) \cdot \omega \quad (10)$$

根据机构运动关系,偏转角 α 与连杆长度 L_4 、距离 d_2 之间存在函数关联,由于 d_2 受限于旋转肋结构尺寸,其取值范围有限,故设 $L_4 = f(\alpha)$,使得该方程在 $L_{\min} \geq d_2 \geq L_{\max}$ 范围内对任意的 θ_1 和 θ_2 近似成立,采用Matlab的插值法求解式(7)~(10),定义式(10)左侧为偏差量 R ,当 $R \approx 0$ 时,获得 α, L_4 与 R 的关系曲线(图13)。

优化结果表明,在约束条件下,连杆1的最优长度 $L_4 = 92.79 \text{ mm}$,其右端点与点A夹角 $\alpha = 43.32^\circ$ 。

将连杆2左端设定在A点左上方 45° 方向距A点 d_3 (已知参数)处,此时方位角 $\phi = \frac{\pi}{4}$ 。同理,将上述几何条件及运动约束方程式(7)和(8)代入式(4)和(6),得

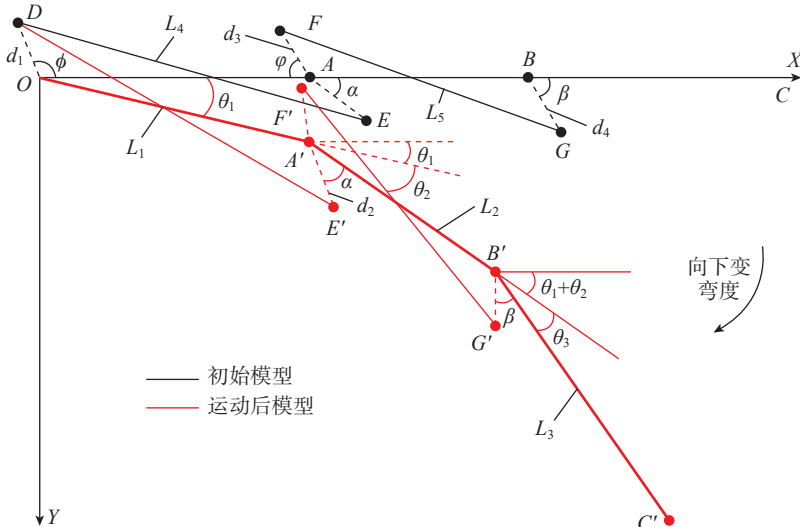
$$L_5^2 = L_2^2 + d_3^2 + d_4^2 + 2L_2 \cdot d_4 \cdot \cos(\omega \cdot t + \beta) + 2L_2 \cdot d_3 \cdot \cos(2\omega \cdot t - \frac{\pi}{4}) + 2d_3 \cdot d_4 \cdot \cos(3\omega \cdot t + \beta - \frac{\pi}{4}) \quad (11)$$

$$0 = -2L_2 \cdot d_4 \cdot \sin(\omega \cdot t + \beta) \cdot \omega - 4L_2 \cdot d_3 \cdot \sin(2\omega \cdot t - \frac{\pi}{4}) \cdot \omega - 6d_3 \cdot d_4 \cdot \sin(3\omega \cdot t + \beta - \frac{\pi}{4}) \cdot \omega \quad (12)$$

采用与连杆1相同的优化方法求解连杆2的结构参数。设 $L_5 = f(\beta)$,使方程在 $L_{\min} \geq d_4 \geq L_{\max}$ 区间内对任意的 θ_1, θ_2 和 θ_3 近似成立,通过Matlab的插值算法求解式(7)、式(8)、式(11)、式(12),定义式(12)左侧为偏差量 T ,当 $T \approx 0$ 时,获得 β 和 L_5 分别与 T 的关系曲线(图14)。优化结果表明,在约束条件下,连杆2的最优长度 $L_5 = 85.67 \text{ mm}$,其右端点与点C夹角 $\beta = 29.2^\circ$ 。

进一步对 $L_4 = f(\alpha), L_5 = f(\beta)$ 进行联合求解,得到参数关系曲线如图15所示。基于曲线特性分析,采用三次多项式回归拟合方法建立函数模型,表达式为

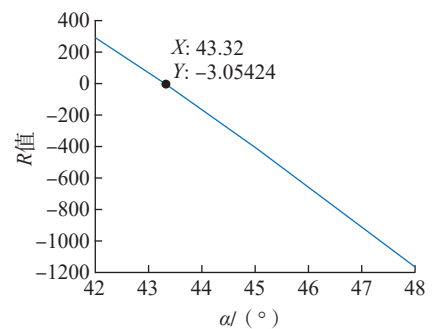
$$L_4 = -0.000368 \times \alpha^3 + 0.01582 \times$$



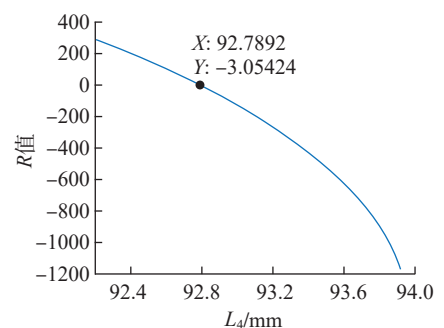
注: L_1, L_2, L_3 分别是将旋转杆1、2、3的长度; L_4, L_5 分别为连杆1、2的长度; d_1, d_2 分别是连杆1端点距离O点和A点的距离; d_3, d_4 分别是连杆2端点距离A点和B点的距离; α 为EA与旋转杆2的夹角; ϕ 为DO与旋转杆1的夹角; ϕ' 为FA与旋转杆1的夹角; β 为BG与旋转杆3的夹角。 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 分别为旋转杆1与X轴、旋转杆2与杆1、旋转杆3与杆2的夹角。

图12 变弯度机翼运动简化模型图

Fig.12 Simplified model diagram of variable camber wing movement



(a) α 与R的关系



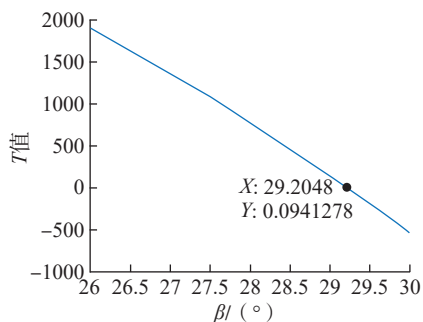
(b) L_4 与R的关系

图13 连杆1尺寸关系图

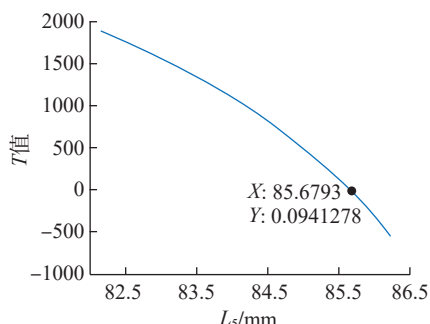
Fig.13 Dimensional relationship diagram of connecting rod 1

$$\alpha^2 + 1.1 \times \alpha + 45.37 \quad (13)$$

$$L_5 = -0.002039 \times \beta^3 + 0.06909 \times \beta^2 + 1.949 \times \beta + 20.62 \quad (14)$$



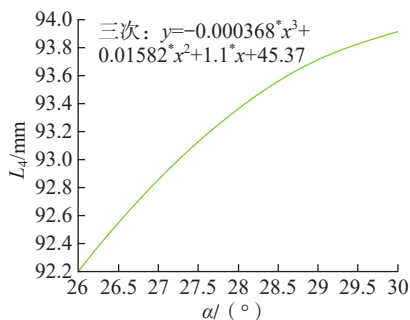
(a) β 与T的关系



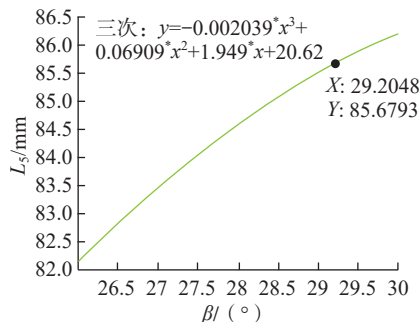
(b) L_5 与T的关系

图 14 连杆 2 尺寸关系图

Fig.14 Dimensional relationship diagram of connecting rod 2



(a) $L_4 = f(\alpha)$



(b) $L_5 = f(\beta)$

图 15 曲线拟合图
Fig.15 Curve fitting plot

2.4 驱动机构运动仿真

基于上述优化参数对驱动机构进行详细设计,采用运动仿真软件对优化后的驱动系统开展运动学仿真验证,仿真结果如图 16 所示,在理想约束条件下(忽略摩擦损耗),3 段式旋转肋机构可实现 30° 最大下偏角,且变形过程光滑连续,未出现运动死区或卡滞现象。

在机翼下偏 30° 过程中,对旋转肋 1、2、3 的转角 θ_1 、 θ_2 、 θ_3 进行实时记录,每 3° 采样一次并进行曲线拟合,结果如图 17 所示。

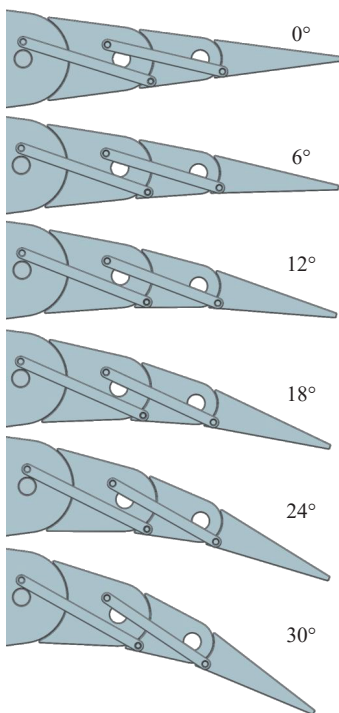


图 16 3 段式变形机翼运动学仿真结果
Fig.16 Kinematic simulation result of 3-segment deformable wing

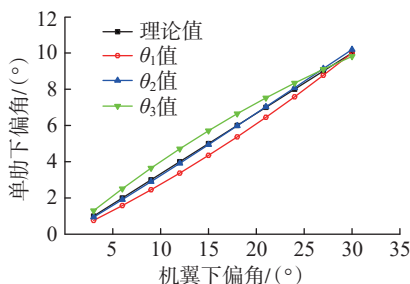


图 17 各旋转肋角度拟合曲线图
Fig.17 Fitting curves diagram for angles of each rotating rib

数据表明,旋转肋 2 的偏转角度 θ_2 与理论值吻合良好;旋转肋 1 的偏转角 θ_1 随机翼下偏量呈非线性递增趋势,旋转肋 3 的偏转角变化趋势与之相反。当机翼完成 30° 下偏时,3 段旋转肋的偏转角均收敛于 10°, 满足结构均匀变形的设计要求。

2.5 小结

系统阐述了变形机翼总体技术方案及驱动机构实施方案,开展了驱动机构参数优化设计,确定了关键结构参数。在此基础上构建了驱动机构运动学分析模型,通过运动仿真模块进行动力学验证。仿真结果表明,驱动机构在运动过程中,各旋转肋的偏转速度与位置协同性良好,可实现机翼后缘连续光滑变形,为变后缘弯度机翼的工程应用提供了理论支撑与技术验证。

3 机翼结构强度分析

采用有限元方法对 3 段式变形机翼结构开展强度分析。将机翼三维模型导入有限元静力学分析模块,采用四面体网格单元对结构进行离散化处理,机翼网格划分情况如图 18 所示。

材料参数设置如下:变形翼肋与加强桁架选用铝合金 2A12-T4 (屈服强度 415 MPa),连杆及驱动机构采用不锈钢 15-5PH (屈服强度 1093 MPa)。

边界条件设置:变形翼肋与加强桁架采用固支约束,变形翼肋与连杆、

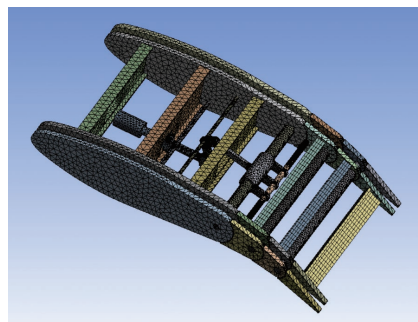


图 18 机翼网格划分图
Fig.18 Diagram of wing mesh generation

驱动转轴间采用铰接约束,所有接触面定义为无摩擦接触。基于CFD仿真获得机翼表面压力分布,对有限元模型施加等效气动载荷,计算得到的Von-Mises等效应力分布如图19所示。

仿真结果表明,最大应力为287.12 MPa,出现在转轴与变形机翼连接部位,安全裕度3.81(按材料15-5PH 不锈钢屈服强度1093 MPa计算),显著低于15-5PH 不锈钢的屈服强度;变形翼肋最大应力为157.44 MPa,安全裕度2.63,低于2A12-T4 铝合金屈服强度;连杆最大应力约为20.505 MPa,远小于对应材料强度阈值。分析显示,气动载荷引起的最大等效应力均小于各部件材料屈服强度,表明该机翼结构设计满足设计载荷下的安全性要求。

4 结论

本文提出一种基于多段式驱动结构的变后缘弯度机翼设计方案,采用黏性流体 $k-\omega$ 湍流模型,对传统单段翼型与2~5段式变形机翼开展跨迎角气动特性对比分析,通过升力系数、升阻比等关键参数的量化评估,确定最优气动方案,基于该方案开展机翼结构优化与仿真分析,得出以下结论。

(1) 通过传统单段翼型与2~5段式机翼的气动性能对比分析,3段式变后缘弯度机翼在 $3^\circ\sim 15^\circ$ 迎角范围内的升阻比整体更优,是气动特性的最优方案。

(2) 建立了基于3段式机翼的运动学模型,基于该模型开展了驱动机构参数优化设计并确定了关键结构参数,经运动仿真验证,该机翼可实现 30° 目标变形角度的精确控制,各旋转肋在变形过程中保持良好的协同一致性,且机翼外形连续光滑,无运动死区及卡滞现象,满足变弯度机翼的运动学设计要求。

(3) 有限元强度分析结果表明,在起飞阶段气动载荷作用下,机

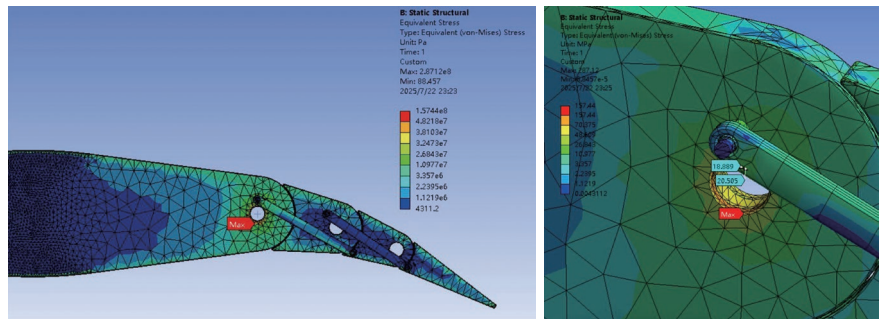


图19 Von-Mises 应力分布图
Fig.19 Von-Mises stress distribution diagram

翼结构最大 Von-Mises 等效应力为287.12 MPa,出现在转轴连接部位,安全裕度达3.81,各部件应力均低于对应材料屈服强度,验证了结构设计在设计载荷下的安全性与可靠性。

综上,本文提出的3段式变后缘弯度机翼方案通过气动-运动-结构多学科设计优化,有效提升了固定翼舰载无人机在超短距起飞场景下的升力特性与结构安全性,相关方法与结论可为同类变体飞行器设计提供理论参考与工程借鉴。

参考文献

[1] PENG W Y, YANG T, FENG Z W, et al. Analysis of morphing modes of hypersonic morphing aircraft and multiobjective trajectory optimization[J]. IEEE Access, 2018, 7: 2244-2255.

[2] 龙腾, 张尧, 史人赫, 等. 面向宽速域变体飞行的高超声速飞行器构型设计优化[J]. 宇航学报, 2025, 46(3): 414-425.

LONG Teng, ZHANG Yao, SHI Renhe, et al. Optimization of hypersonic vehicle configuration design for wide-speed-range morphing flight[J]. Journal of Astronautics, 2025, 46(3): 414-425.

[3] AFONSO F, VALE J, LAU F, et al. Performance based multidisciplinary design optimization of morphing aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 8-12.

[4] GUO L Q, TAO J, WANG C, et al. Fuel efficiency optimization of high-aspect-ratio aircraft via variable camber technology considering aeroelasticity[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2021, 235(7): 782-793.

[5] CHU L L, LI Q, GU F, et al. Design,

modeling, and control of morphing aircraft: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(5): 220-246.

[6] PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, AJAJ R M, KHAN K A. A compliant polymorphing wing for small UAVs[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(10): 2575-2588.

[7] MONTAGNIER O, BOVET L. Optimisation of a solar-powered high altitude long endurance UAV[C]//27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010. Nice: 2010, 1: 177-186.

[8] BOWMAN J, SANDERS B, WEISSHAAR T. Identification of military morphing aircraft missions and morphing technology assessment[J]. International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, 2017: 71-76.

[9] SHI X T, YANG Y, WANG Z G, et al. Design and shape monitoring of a morphing wing trailing edge[J]. Aerospace, 2023, 10(2): 127.

[10] SANTOS P, SOUSA J, GAMBOA P. Variable-span wing development for improved flight performance[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2017, 28(8): 961-978.

[11] HAO L S, GAO Y W, WEI B B. Experimental investigation of flow separation control over airfoil by upper surface flap with a gap[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23(5): 859-869.

[12] WONG A, BIL C, MARINO M. Design and aerodynamic performance of a FishBAC morphing wing[C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. San Diego, CA & Virtual. AIAA, 2022: AIAA2022-1298.

[13] MANZO J, GARCIA E. Demonstration of an in situ morphing hyperelliptical cambered span wing mechanism[J]. Smart Materials and Structures, 2010, 19(2): 025012.

- [14] ZHANG J Y, SHAW A D, WANG C, et al. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111: 106534.
- [15] 石欣桐, 杨宇, 王志刚, 等. 变体机翼中被动变形柔性蒙皮技术的研究现状与展望[J]. 复合材料学报, 2025, 42(8): 4235–4267.
- SHI Xintong, YANG Yu, WANG Zhigang, et al. Research status and prospect of passive deformation flexible skin technology in variant wings[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2025, 42(8): 4235–4267.
- [16] 段月茹, 关世玺. 柔性变体飞行器梳齿形翼肋结构的设计与仿真[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2025, 46(2): 181–187.
- DUAN Yueru, GUAN Shixi. Design and simulation of comb wing rib structure of flexible variant aircraft[J]. Journal of North University of China (Natural Science Edition), 2025, 46(2): 181–187.
- [17] HUANG K, ZHANG J, WANG Q. Natural vibration analysis of two-dimensional flexible wing based on non-uniform beam model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(10): 148–165.
- [18] LI D C, ZHAO S W, DA RONCH A, et al. A review of modelling and analysis of morphing wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 100: 46–62.
- [19] JIA S J, ZHANG Z K, DANG Q, et al. Real-time performance optimization for a camber morphing wing based on domain incremental model under concept drifting[J]. Aerospace, 2023, 10(10): 853.
- [20] HERRERA C Y, ENGINEER A, SPIVEY N D. Aeroelastic airworthiness assessment of the adaptive compliant trailing edge flaps[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2015, 53(1): 15–28.
- [21] ARENA M, NAGEL C, PECORA R, et al. Static and dynamic performance of a morphing trailing edge concept with high-damping elastomeric skin[J]. Aerospace, 2019, 6(2): 22.
- [22] 吴琪, 王志刚, 杨宇, 等. 多模态变构的超材料变形机翼设计与验证[J/OL]. 航空学报, 2025: 1–13. (2025–09–11). <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=HKXB2025082800E&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>.
- WU Qi, WANG Zhigang, YANG Yu, et al. Design and verification of metamaterial deformed wing with multi-modal deformable structure[J/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025: 1–13. (2025–09–11). <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=HKXB2025082800E&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>.
- [23] 王荣超, 高永新, 汪忠明, 等. 火星条件下DBD激励对NACA 0012翼型气动特性的影响[J/OL]. 空气动力学学报, 2025: 1–14. (2025–03–14). <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=KQDX20250311002&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>.
- WANG Rongchao, GAO Yongxin, WANG Zhongming, et al. Effect of DBD plasma excitation on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil[J/OL]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025: 1–14. (2025–03–14). <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=KQDX20250311002&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>.

通信作者: 刘彦菊, 教授, 博士, 研究方向为智能材料与结构。

Structural Design and Optimization of Variable Camber Trailing Edge Wing

JIANG Bingchen¹, GONG Xiaobo², LIU Yanju¹

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Ocean Engineering, Harbin Institute of Technology (Weihai), Weihai 264209, China)

[ABSTRACT] To improve the aerodynamic performance of civil fixed-wing carrier-based UAV, this study presents a variable trailing-edge camber wing design scheme based on a multi-segment drive mechanism. Using the $k-\omega$ turbulence model for viscous fluids, comparative aerodynamic analyses across angles of attack are conducted for traditional single-segment wing structures and 2–5-segment deformable wing structures. Through quantitative evaluation of key parameters such as lift coefficient and lift-to-drag ratio, the 3-segment deformable wing is identified as the optimal aerodynamic configuration. Structural optimization and simulation verification of the wing are carried out based on this scheme. The results show that the kinematic model established for the 3-segment structure achieves precise control of the target deformation angle of 30° through simulation verification, with excellent collaborative motion of each rotating rib and a continuously smooth wing profile without jamming. Finite element strength analysis indicates that the maximum Von-Mises stress in the structure is 287.12 MPa, with a safety margin of 3.81 (based on the yield strength of 1093 MPa for 15–5PH stainless steel), meeting the strength requirements under designed loads. The proposed multi-segment variable trailing-edge camber wing design method provides a complete parameter matching and performance verification system for the engineering implementation of high-lift wings in carrier-based UAVs.

Keywords: Variable camber trailing edge wing; Multi-segment; Aerodynamic characteristics; Kinematic model; Smooth continuity

(责编 七七)