# 基于"指节"驱动刚柔耦合式变弯度 机翼后缘结构的设计方法



葛文杰,朱楠楠,丁世聪,张驰,王成民,蒋友

西北工业大学,陕西西安 710072

摘 要:利用刚性机构驱动的变形翼,蒙皮易出现不光滑变形的现象,而用柔顺机构设计的变形翼,虽蒙皮曲线光滑,飞机的 稳定性和机动性增强,但难以满足变形与承载双重优化。为此,基于"指节"驱动式仿生刚柔耦合的设计思想,本文设计了一 种瓦特1型六杆驱动的变弯度机翼后缘三"指节"刚性机构,并建立了可承受气动载荷和光滑变形的柔顺机构拓扑优化方 法。先设计了一种由单电机驱动的瓦特1型六杆操控机构,再改进了"指节"式驱动下变形翼后缘的变密度拓扑优化方法, 后求解并给出了一种具有三"指节"式杆驱动特点的变弯度后缘柔顺驱动机构,最后对优化模型进行了刚柔体动力学、空气 动力学以及流固耦合仿真,并搭建了试验平台和样机模型,对柔性变形翼的可行性及其设计方法有效性进行论证,结果表明 该机翼可以光滑、连续地大变形,同时又具有较强的承载能力。

关键词:刚柔耦合;柔顺机构;拓扑优化;变形翼;流固耦合

#### 中图分类号:V224+.5 文献标识码:A

传统的固定翼飞机采用缝翼和襟翼来改变机翼的弯度 和机翼面积[1],但结构笨重,会产生噪声及分流等问题。根 据对鸟儿飞行的认识,相对于以往的固定翼,研究人员提出 了变形翼设计概念。变形机翼能够根据不同的任务和飞行 状态,调整机翼的形状,从而可以大幅度提高飞行器的续航 能力和机动能力[2-3]。

刚性机构变弯度机翼变形较大时,会使蒙皮发生屈 曲,且重量(质量)较大,但其承载性能和稳定性能较好[4]。 在柔性变弯度机翼的研究中,利用柔顺机构设计可以实现 机翼的连续光滑大变形,从而获得极佳的空气动力性能, 提高飞行器的升力系数,但其无法兼顾承载能力[5]。如何 协调柔性变形和承载性能是设计变弯度变形翼时面临的 一个挑战<sup>[6]</sup>。Monner等<sup>[7]</sup>将机翼后缘分为多块,采用连杆 来控制翼肋变形,实现了无缝上下变形。Wang Yue<sup>®</sup>设计 了一款通过三个滑动实现四段机翼运动耦合的全刚性机 构柔性翼,变形连续光滑,但变形角度较小。美国柔性系 统公司Flexsys与美国空军研究实验室(AFRL)<sup>[9]</sup>联合设计 了能够自适应无缝弯曲的变形襟翼,其变形光滑,且承载 性良好,可以给飞机提供稳定的气流。葛文杰等109采用基

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.05.007

于超弹性材料的拓扑优化方法来设计大变形机翼前后缘 内部柔性驱动机构,将机翼前缘蒙皮等效成多组悬臂梁模 型,结合遗传算法设计变截面厚度蒙皮,设计的变形翼具 有良好的连续光滑大变形能力。本文借鉴刚性机构驱动 与柔顺机构驱动各自的优点,探索既满足大变形要求又具 有一定的承载性的变形翼设计方法。采用刚柔耦合方式 设计的柔性机翼将具有变形大、变形光滑连续、满足承载 能力等优势,可以在实现大变形的同时,满足承载能力,保 证飞机稳定可靠飞行。

本文基于"指节"仿生刚柔耦合的设计思想,提出了一 种基于瓦特I型六杆刚性闭链机构驱动的刚柔耦合式变弯 度机翼后缘结构。首先,优化设计机翼后缘中弧线的开链 机构,并通过开链机构上特征点的运动规律来优化刚性闭 链机构,从而驱动机翼的前后缘变形到指定位置。其次,利 用拓扑优化方法设计内部柔性驱动机构。通过三"指节"刚 性驱动机构带动机翼内部柔顺机构,机翼可以光滑、连续地 大变形,同时又具有较强的承载能力。

收稿日期: 2023-10-31; 退修日期: 2024-01-17; 录用日期: 2024-03-15

基金项目: 国家自然科学基金(51375383)

引用格式: Ge Wenjie, Zhu Nannan, Ding Shicong, et al.Design method of trailing edge structure of rigid-flex coupling variable curvature wing based on "knuckle" drive[J].Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(05):82-92. 葛文杰, 朱楠楠, 丁世聪, 等. 基于"指节"驱 动刚柔耦合式变弯度机翼后缘结构的设计方法[J].航空科学技术,2024,35(05):82-92.

## 1 刚性"指节"驱动机构优化设计

## 1.1 刚性"指节"驱动机构模型建立

在机翼变形的同时,机翼的中弧线会发生改变,保证机 翼中弧线变形光滑连续是刚性机构设计的目标。按照"指 节"机构的杆件数量,可分为两杆机构、三杆机构和四杆机 构,具体模型图如图1所示。





两杆机构自由度 F=3×2-2×2=2,可以添加一个连架杆和机架变为四杆机构,其自由度为1,机构简单,易于控制, 但采用两杆机构来逼近机翼的中弧线,误差较大,变形不光 滑<sup>[11]</sup>。三杆机构的自由度 F=3×3-2×3=3,可以增加两个连 杆和一个机架,形成两个串联四杆机构,即瓦特I型六杆机构,如图2所示,使其自由度为1,逼近精度较高,只需一个 电机控制,通过杆件在空间位置的交叉,可以实现设计空间 的缩小。四杆机构的自由度 F=3×4-2×4=4,精度较高,但控 制复杂,会增加机翼的重量。



图 2 瓦特型六杆机构 Fig.2 Watt-type six-bar mechanism

综合上述因素,本节以三杆机构来逼近变形翼的中弧 线,模型如图3所示。其中,A铰链为固定铰链,B、C铰链为 活动铰链,在中弧线和三杆上等距取11个点作为标记点, 通过优化每个杆的长度和各个杆的转动角度,使杆上的标 记点P逼近中弧线上的标记点P\*。通过三杆的转动对初始 翼型中弧线的特征点进行变换,来逼近目标翼型的中弧线, 其目标函数为

$$f(\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \theta_1, \theta_2, \theta_3) = \sum_{i=1}^{11} (x_i - x_i^*)^2 + (y_i - y_i^*)^2$$
(1)

式中, $\gamma_1$ 、 $\gamma_2$ 、 $\gamma_3$ 分别为*AB*杆、*BC*杆、*CM*杆占总长*1*的比例系数, $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 、 $\theta_3$ 分别为各杆各自转动的角度, $(x_i^*, y_i^*)$ 为11个目标点的坐标。





获得开链三杆具体参数后 $(l_1, l_5, l_9)$ ,可通过杆件封闭 形成易于操控的单自由度六杆机构,如图4所示。该机构 由*ABDE*和*BCGF*两个四杆机构通过*B*点连接,组成了瓦特 六杆机构。 $l_2, l_3, l_4, l_6, l_7, l_8$ 杆长未知, $\phi_1, \phi_2, \phi_3$ 分别为三铰 链构件*AFB*、*BDC*、*CGM*的夹角,其中4杆固定为机架。本 次设计目标为通过运动方程求解构件5和9的转动角度使 之与目标值 $\bar{\theta}_5, \bar{\theta}_9$ 不断逼近。该六杆机构的优化目标如下

$$f(l_2, l_3, l_4, l_6, l_7, l_8, \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \theta_4) = \min \sum_{i}^{k} (\theta_5 - \bar{\theta}_5)^2 + (\theta_9 - \bar{\theta}_9)^2$$
(2)





## 1.2 刚性"指节"驱动机构的优化求解

本文采用遗传算法进行机构参数迭代优化,遗传算法 是通过模仿生物进化自然选择的方式进行优化的,可以用 来求解线性和非线性的有约束和无约束问题<sup>[12]</sup>,求解时容 易得出全局最优解。具体步骤是:(1)设置开链三"指节" 机构的变量初始范围,对开链三杆机构优化求解,在全局解 中,找到最优解。(2)设置瓦特型六杆机构的变量范围,见表 1,将开链三"指节"优化的结果与自变量  $l_2$ 、 $l_3$ 、 $l_4$ 、 $l_6$ 、 $l_7$ 、 $l_8$ ,  $\varphi_1$ 、 $\varphi_2$ 、 $\varphi_3$ , $\theta_4$ 、 $\theta_1$ 代入非线性方程组,求解出5杆和9杆的转 动角度,从而获得目标函数值,并通过遗传算法不断迭代优 化得到最优解。

#### 表1 瓦特型六杆机构中各个杆的取值范围



参数	$l_2/l_6/l_8/mm$	l <sub>3</sub> /mm	l <sub>4</sub> /mm	l <sub>7</sub> /mm
取值范围	(0,100)	(0,200)	(0,60)	(0,200)
参数	$\varphi_1/(\circ)$	$\varphi_2/(\circ)$	$\varphi_3/(\circ)$	$\theta_4/(\circ)$
取值范围	(0,90)	(0,90)	(0,90)	(0,60)

开链三"指节"机构的迭代优化过程如图5所示,目标 值经过遗传进化从初始的200降到6.35,满足收敛要求。具 体结果见表2。



图5 开链三杆机构优化迭代过程

Fig.5 Iterative process diagram for optimization of open chain triple rod mechanism

#### 表2 开链式"指节"三杆机构优化结果

Table 2 Optimization results of open chain "knuckle" three-bar mechanism

变量	γ1	$\gamma_2$	γ <sub>3</sub>	$\theta_{\rm l}/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$	$\theta_{3}/(\circ)$
取值	0.32	0.31	0.37	5.49	11.44	17.39

在设计六杆机构时,将每次迭代的次优种群保存,作为 下次优化的初始种群,直到目标函数满足设计要求为止。 经过三次优化,目标函数降到0.004,满足设计要求。经过 迭代的最优解见表3。

求出各杆件参数后,代入运动学公式,通过输入1杆的 初始角度和末位置角度,可以求得各杆件的位置参数,其运

### 表3 瓦特型六杆机构各个参数优化结果

Table 3	Watt's six-rod mechanism optimization results of
	each parameter

杆长/mm	$l_2$	l <sub>3</sub>	$l_4$	$l_6$	$l_7$	l <sub>8</sub>
取值	60	12.45	43.12	21.92	114.6	43.35
角度/(°)	$\varphi_1$	$\varphi_2$	$\varphi_3$	$\theta_4$	_	_
取值	34.57	82.78	62.85	153.9	—	—

动学表示如图6所示,三杆机构初始位置和目标位置与相应状态下的中弧线几乎完全重合,符合设计要求。



Fig.6 Position of Watt's six-bar mechanism movement

## 2 柔顺机构拓扑优化设计

传统的基于单元变密度的拓扑优化方法存在边界不清晰的问题,为此本文以节点密度作为设计变量来改进优化结果的清晰度,从而更准确地得出合理的结构<sup>[13-15]</sup>。

## 2.1 节点变密度拓扑优化方法

如图7所示,基于固体各向同性材料惩罚模型(SIMP) 建立了单元节点密度与材料特性之间的关系,通过惩罚模 型使材料密度值趋于0或者1,0(白色区域)代表该处没有 材料,1(黑色区域)代表该处有材料。



图 7 节点变密度模型 Fig.7 Nodal variable density model

节点变密度即以节点处的密度作为设计变量。单元内 任意一点密度不再是常数,而是通过插值得出,本节设计采 用双线性位移/密度(U4/Q4)插值方案,插值表达式为

$$u_e = \sum_{i=1}^m N_i u_i \tag{3}$$

$$\rho_e = \sum_{i=1}^m N_i \rho_i \tag{4}$$

$$N_{1}(x, y) = \frac{1}{4} \left(1 - \frac{x}{a}\right) \left(1 - \frac{y}{b}\right)$$

$$N_{2}(x, y) = \frac{1}{4} \left(1 + \frac{x}{a}\right) \left(1 - \frac{y}{b}\right)$$

$$N_{3}(x, y) = \frac{1}{4} \left(1 + \frac{x}{a}\right) \left(1 + \frac{y}{b}\right)$$

$$N_{4}(x, y) = \frac{1}{4} \left(1 - \frac{x}{a}\right) \left(1 + \frac{y}{b}\right)$$
(5)

式中,e代表单元个数,u<sub>e</sub>为单元内任意一点位移,u<sub>i</sub>为单元 节点位移,N<sub>i</sub>为单元形函数, ρ<sub>i</sub>为节点密度,N<sub>i</sub>为形函数, ρ<sub>e</sub> 为单元内任意一节点密度,m为单元的节点数。

通过有限元的单元变密度方法与节点变密度方法优化 柔性机构的夹钳设计,来验证节点变密度方法的正确性及 相对于单元变密度方法的优越性。

如图8所示,夹钳的设计区域长为100cm,宽为100cm, 在右端有一个40cm×40cm的钳口,所用材料的弹性模量为 3000,泊松比为0.3,材料体积约束为0.3,输入力F=100N, 输出力F=1N,k<sub>in</sub>=0.3,k<sub>out</sub>=0.03。

本次优化设计采用输出位移最大优化模型,采用优化 准则(OC)法<sup>110</sup>进行优化,若两次迭代设计变量的最大值小 于0.01,则迭代收敛。图9(a)为单元变密度法迭代5步的 结果,图9(b)为迭代100步后的结果。图10(a)为节点变密 度法迭代5步的结果,图10(b)为节点变密度法迭代100步 后的结果,经过对比,节点变密度法具有如下优点:(1)相对 于单元变密度使结构更清晰,减少了中间密度的存在;(2) 迭代收敛速度较快,如图11所示,使用有限单元法200步后





才使得目标函数趋于稳定,结构清晰,而节点变密度法在第 100步时已经出现清晰结构。



(a) 迭代第5步
 (b) 迭代第200步
 图 9 单元变密度的柔性夹钳迭代过程
 Fig.9 Flexible clamp iterative process for unit variable density

(a) 迭代第5步 (b) 迭代第100步 图 10 节点变密度法的柔性夹钳迭代过程



## 2.2 非线性拓扑优化方法

非线性分析时采用 Lagrangian 法来描述物体的运动, 采用 Green 应变来描述应变,采用第二类 Piola-Kirchhoff应 力来描述应力<sup>[17-18]</sup>。求解流程如图 12 所示。

结构优化过程中,经常会出现一些低密度单元,这些单









Fig.12 Flow chart of geometric nonlinear solution

元的存在往往会影响切线刚度矩阵,使迭代无法收敛。为此,本文在优化过程中设置了一个阈值,低于这个阈值的低密度区域采用线性有限元计算,高于这个阈值的区域采用非线性有限元计算,避免了由于低密度区域而产生切线刚度矩阵负正定的问题。其表达式为

$$\begin{cases} \rho_i > 0.001 \begin{cases} \boldsymbol{F} = \boldsymbol{K}_{\mathrm{N}} \boldsymbol{U} \\ \phi(i) = \boldsymbol{K}_{\mathrm{N}} \boldsymbol{U} - \boldsymbol{R} \\ \rho_i \le 0.001 \begin{cases} \boldsymbol{F} = \boldsymbol{K}_{\mathrm{L}} \boldsymbol{U} \\ \phi(i) = \boldsymbol{0} \end{cases} \end{cases}$$
(6)

式中, $K_N$ 为考虑非线性的刚度矩阵; $\phi(i)$ 为i节点处的不平 衡力;R为外力载荷; $\rho_i$ 为i节点的密度; $K_L$ 为线性刚度矩 阵;U为载荷矢量。

以夹钳作为算例,分别计算驱动力为150N时,夹钳的 线性拓扑优化设计和非线性拓扑优化设计,如图13所示, 分析其钳口的变形程度和拓扑构型。



通过对比分析可知:(1)在力比较大时,线性刚度计算 得到的变形程度大于非线性刚度计算得到的变形程度,而 力比较小时,变形几乎一样,这是因为当物体发生大变形 时,线性刚度计算会使单元体积发生膨胀,使位移较大的单 元大于真实形变;(2)基于线性刚度和非线性刚度进行计算 时,夹钳会产生不同的构型。

## 2.3 柔性机翼后缘柔顺机构的拓扑优化

本节提出用刚性杆的位移作为输入条件,通过输入位 移反求驱动杆上的支反力,从而利用拓扑优化方法求出设 计域其他节点的位移以及密度。

设计机翼蒙皮厚度为3mm,中间驱动杆厚度为4mm, 三杆总长为180mm,其中*A*、*B*点固定,*C*点限制蒙皮的*Y*方 向移动,允许*X*方向自由移动,如图14所示。

如图15所示,为某机翼后缘在两种飞行条件下的最优 外形,通过优化内部柔顺机构,在刚性杆的驱动下,机翼后 缘的22个特征点从初始翼型弯曲到目标翼型。以22个特



Fig.14 Boundary conditions and design area diagram of flexible wing



Fig.15 Optimal shape of a wing trailing edge under two flight conditions

征点的位移与目标位移的水平及竖直方向的误差平方和作 为评价指标,建立优化模型,进行优化,优化目标函数为

$$\operatorname{Max} C = \sum_{i=1}^{m} (u_{i,x} - \bar{u}_{i,x})^{2} + (u_{i,y} - \bar{u}_{i,y})^{2}$$
$$\left\{ \begin{array}{l} U_{1} = u_{b} \\ u_{b} = -K_{bb}^{-1}K_{ba}\bar{u} \\ KU_{2} = L \\ \sum_{j=1}^{n} V_{j}x_{j} - V \leq 0 \\ 0 < x_{\min} \leq x_{j} \leq 1 \\ j = 1, 2, 3, \dots, n \end{array} \right.$$
(7)

式中, *ū*为已知点的输入位移, *b*为22个特征点, *u*<sub>b</sub>为设计区 域非约束的节点位移, *K*为系统刚度矩阵, *L*为虚拟载荷, *V* 为体积约束, *V*<sub>i</sub>为节点的体积, *x*<sub>i</sub>为节点处密度。

设计变量对敏度的分析是拓扑优化求解的关键,根据 目标函数及约束条件可求得目标函数对设计变量的敏度为

$$\frac{\partial C}{\partial x_i} = -2(u_{i,x} - \bar{u}_{i,x} + u_{i,y} - \bar{u}_{i,y}) U^{\mathrm{T}} \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} U$$
(8)

柔性机翼的设计首先就是满足变形设计,即标记点的 位移应尽量靠近目标的位移,其次是应该能够承受一定的 空气载荷。从结构分布来说,拓扑结构应该尽可能在蒙皮 周围均匀分布,起到良好的支撑作用。图16(a)为机翼的初 始状态拓扑结果,图16(b)为柔性翼后缘拓扑结构变形图, 红色曲线为机翼轮廓线,蓝色线为目标曲线。由图16可 知,变形基本重合,符合设计要求。图17为标记点的位移 与目标位移对比图,Y方向位移基本与目标位移重合,而X 方向位移越往远处,变形差距越大。



Fig.16 Topology of the wing

## 3 机翼变形及流固耦合仿真分析

## 3.1 刚柔体变形分析

将拓扑优化的结果导入 Solidworks 中进行图形提取。 拓扑优化结果中结构与蒙皮和刚性杆的连接处采用柔性铰 链代替,提取模型如图 18 所示。设计的柔性机翼的驱动部 分为刚性部分,蒙皮为柔性材料。

图19为变形翼在有限元仿真软件中的变形曲线与目



图17 柔性翼后缘特征点位移图

Fig.17 Displacement diagram of the characteristic point of the trailing edge of the flexible wing



图 18 机翼后缘柔顺机构提取图 Fig.18 Extraction diagram of wing trailing edge smoothing mechanism



图 19 位移约束作用下的柔性后缘变形图 Fig.19 Deformation diagram of flexible trailing edge under displacement constraint

标曲线的贴合程度示意图。最大变形处在机翼尾部,变形量为95.708mm,柔性机翼的主要变形在柔性铰链处,刚性驱动杆和拓扑优化结构的杆件主要起到支撑轮廓形状的作用,也能够抵抗外界载荷,起到一定的承载作用。

## 3.2 流固耦合分析

以机翼的后缘蒙皮作为流固耦合面进行单向流固耦合 仿真。以50m/s空气流速下的气动特性,将机翼后缘表面 的空气压强传递到柔性后缘的结构上,验证设计结构在飞 行环境下的承载性能。

流固耦合同时遵循流体与固体的基本守恒准则,除此

之外,在流固耦合的交界之处应满足应力τ、位移d、温度T、 流量q等变量的相等或守恒<sup>119</sup>,用方程可表示为

$$\begin{cases} \tau_{\rm f} \cdot n_{\rm f} = \tau_{\rm s} \cdot n_{\rm s} \\ d_{\rm f} = d_{\rm s} \\ q_{\rm f} = q_{\rm s} \\ T_{\rm f} = T_{\rm s} \end{cases}$$
(9)

定义蒙皮和柔性结构材料均为尼龙,刚性驱动杆材料为铝。导入的气动载荷如图20所示,最大气动载荷在后缘的最上部,后缘下蒙皮和后缘前端压强较小。图21所示为压强作用下蒙皮上端和下端固定时总位移变形图,最大变形量为0.08792mm,承载性能满足要求。



图 20 机翼后缘气动载荷分布示意图



## 4 变形翼样机设计与试验

本文首先设计曲柄滑块驱动机构驱动瓦特型六杆机构,然后利用单个电机通过减速器同时控制蒙皮与六杆机构的运动,最后建立起整个方案的试验平台,并通过 STM32对步进电机的位置进行精确控制。通过观察机翼的变形的初末位置与目标曲线贴合程度验证设计方法与设计方案的可行性。



图 21 机翼后缘位移变形图

Fig.21 Deformation diagram of wing trailing edge displacement

#### 4.1 样机模块设计

(1)曲柄滑块驱动机构

本节首先建立曲柄滑块机构模型,如图22所示,通过 控制滑块运动,使得5杆发生转动,从而驱动整个机构。图 23为曲柄滑块机构运动示意图,其中曲柄即为5杆,虚拟铰 链点*B*与1杆连接,*O*点即为滑块初始位置点,取后缘下蒙 皮初始位置点。



图 22 驱动机构驱动示意图 Fig.22 Drive mechanism drive schematic



图23 曲柄滑块机构模型示意图



由运动学关系可得

$$x_{B} + l_{5} \cos \theta_{5} = x_{O} + l_{10} \cos \theta_{10} \tag{10}$$

$$y_{B} + l_{5}\sin\theta_{5} = y_{O} + l_{10}\sin\theta_{10}$$
(11)

$$x_{p^*} + l_5 \cos \theta_5^* = x_{0^*} + l_{10} \cos \theta_{10}^*$$
(12)

$$y_{B^*} + l_5 \sin \theta_5^* = y_{O^*} + l_{10} \sin \theta_{10}^*$$
(13)

$$y_o = y_{o^*} \tag{14}$$

公式中具体参数见表4,表5中所列为曲柄滑块机构的 未知参数和初始设置。

#### 表4 曲柄滑块机构已知参数



已知参数	数值		
B点初始坐标/mm	(2918.9161, -474.5155)		
B点末位置坐标/mm	(2917.7684,-480.1442)		
构件5的初始位置角度/(°)	8.78		
构件5的末位置角度/(°)	20.22		

#### 表5 曲柄滑块机构未知参数和初始设置

Table 5 Unknown parameters and initial settings of the crank-slider mechanism

未知参数	范围
滑块移动距离/mm	<i>d</i> >0
构件10的长度/mm	(0,200)
滑块O的初始横坐标/mm	$x_O < 0$
滑块O的初始纵坐标/mm	$y_0 = 0$

求解非线性方程组,当滑块初始位置位于蒙皮下缘的 初始点时,BC杆的长度与滑块后退长度如图24(a)所示,随 着杆长的增加,滑块的后退位移在逐渐增加,但增幅较小。 当取杆长为60mm时,滑块的初始位置与滑块移动距离如 图24(b)所示,随着滑块距离与蒙皮下缘初始点距离的增 加,滑块的位移逐渐增加。考虑到设计空间,故取滑块的初 始位置在蒙皮下缘的初始点,BC杆长为60mm,滑块的位移 为6.08mm。

(2)齿轮减速机构

变形翼的驱动由滑块的位移和后缘下蒙皮共同驱动, 本文通过设计齿轮减速机构,可实现单电机同时驱动刚性 杆和后缘蒙皮。

若采用一级减速则会使传动比过大,造成齿轮直径过 大,超出后缘机翼的设计空间。因此,本次设计采用二级减 速,三维设计图如图25所示。

使用高弹性柔性材料制作变形翼的模型,使用刚性 PLA材料制作刚性驱动杆。将刚性三杆分别固定在柔性翼 的中间三杆上,形成刚柔耦合三"指节"变形翼驱动机构。 柔顺机构与蒙皮和刚性三杆的连接采用椭圆铰链,蒙皮上 端与机架固连,蒙皮下端固连方铜螺母,由二级传动齿轮的 丝杠驱动,连接关系如图26所示。

#### 4.2 试验平台设计

试验平台的三维模型如图27所示,在变形翼的侧边设



Fig.24 Slider travel distance change relationship



图 25 二级传动齿轮三维图 Fig.25 3D diagram of the secondary drive gear



图 26 刚柔耦合柔性后缘三维设计图 Fig.26 3D design diagram of rigid-flexible coupling flexible trailing edge

置变形尺度板,可以观察与目标翼型的匹配程度。由控制 器发送脉冲信号驱动柔性翼变形,硬件电路连接以及变形





由变形过程可知,通过控制刚性"三指节"机构与后缘 蒙皮,能够实现机翼后缘光滑连续变形,当后缘蒙皮后退 33mm,刚性"三指节"组合机构的滑块后退6.55mm时,后缘 蒙皮在竖直方向上位移92mm,与理论计算和仿真一致,变 形后的形状符合目标翼型,满足设计要求。

## 5 结束语

本文提出了一种基于"指节"驱动的刚柔耦合式变弯度 机翼后缘。以机翼后缘中弧线的初始和目标曲线为优化对 象,首先,通过遗传算法求解开链三杆机构参数,并通过杆 件封闭形成易于操控的单自由度瓦特型六杆机构;其次,建 立了节点变密度非线性拓扑优化方法,解决了拓扑优化过 程中低密度节点不收敛的问题;最后,通过仿真与试验相结 合的方式,验证了刚柔耦合式机翼的承载及变形性能,结果 表明基于刚柔耦合"指节"式机构驱动的柔性机翼承载性能 和变形情况良好。

## 参考文献

- [1] Koreanschi A, Gabor O S, Acotto J, et al. Optimization and design of an aircraft's morphing wing-tip demonstrator for drag reduction at low speed, Part I: Aerodynamic optimization using genetic, bee colony and gradient descent algorithms[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 149-163.
- [2] Li Xiaofei, Zhang Mengjie, Wang Wenjuan, et al. Research on variable camber wing technology development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(2):12-24.
- [3] Akhter M Z, Ali A R, Omar F K. Aerodynamics of a three-



图 28 控制系统硬件设计图 Fig.28 Control system hardware design diagram

![](_page_9_Picture_3.jpeg)

图 29 柔性后缘变形过程图 Fig.29 Flexible trailing edge deformation process diagram

dimensional bionic morphing flap[J]. Sustainable Energy Technologies and Assessments, 2022, 52: 102286.

- [4] Vasista S, Tong L, Wong K C. Realization of morphing wings: A multidisciplinary challenge[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49 (1): 11-28.
- [5] Tong Xinxing, Ge Wenjie, Sun Chao, et al. Topology optimization of compliant adaptive wing leading edge with composite materials[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(6): 1488-1494.
- [6] Yu Wang, Li Xiang, Wu Tingjia, et al. Multidisciplinary design and optimization of variable camber wing with non-equal chord[J]. Aerospace, 2023, 10(4):336.

- [7] Monner H P. Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures[J]. Aerospace Science & Technology, 2001, 5(7):445-455.
- [8] Wang Yue. Development of flexible-rib morphing wing system[D]. Toronto: University of Toronto,2015.
- [9] Sridhar K. Flight testing of the flexFloil<sup>™</sup> adaptive compliant trailing edge[C].USA 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016:1772-1777.
- [10] Ge Wenjie, Zhang Yonghong, Liu Bo, et al. Structural design of deformable wing based on hyperelastic material topology optimization method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(12):70-80.

- [11] Paul B, Barkan P. Kinematics and dynamics of planar machinery[J]. Prentice-Hall, 1980, 102(4):645.
- [12] Ventura S, Luna M J, Moyano M J. Genetic algorithms[M]. Spain: IntechOpen,2023.
- [13] Paulino G H, Le C H. A modified Q4/Q4 element for topology optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2009, 37: 255-264.
- [14] Guest J K, Prévost J H, Belytschko T. Achieving minimum length scale in topology optimization using nodal design variables and projection functions[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2004, 61(2): 238-254.
- [15] Guest J K. Imposing maximum length scale in topology optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2009, 37: 463-473.

- [16] Chen Zhimin, Gao Liang, Qiu Haobo, et al. Combining genetic algorithms with optimality criteria method for topology optimization[D].Dalian: Dalian University, 2009.
- [17] Daeyoon J, Hae C G. Topology optimization of nonlinear structures[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2004, 40 (11):1417-1427.
- [18] Zhang Yonghong, Zhao Zhenfei, Zhang Yaqing, et al. Topology optimization of compliant mechanisms based on interpolation meshless method and geometric nonlinearity[C]. ASME 2019 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, 2019.
- [19] Kamakoti R, Wei S. Fluid-structure interaction for aeroelastic applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(8): 535-558.

## Design Method of Trailing Edge Structure of Rigid-flex Coupling Variable Curvature Wing Based on "Knuckle" Drive

Ge Wenjie, Zhu Nannan, Ding Shicong, Zhang Chi, Wang Chengmin, Jiang You Northwestern Polytechnical University, Xi' an 710072, China

**Abstract:** The current deformed wing driven by rigid mechanism is prone to the phenomenon of non-smooth deformation of the skin. The deformed wing designed by the flexible mechanism has a smooth skin curve, which enhances the stability and maneuverability of the aircraft, but it is difficult to satisfy the double optimization of deformation and load bearing. In this regard, based on the design idea of "knuckle" -driven bionic rigid-flexible coupling, a three-"knuckle"-driven rigid mechanism of the trailing edge of a variable curvature wing driven by a six-rod of the Watt I type is designed. A topology optimization method of the flexible mechanism that can withstand aerodynamic loads and smooth deformation is also established. Firstly, a Watt I six-bar maneuvering mechanism driven by a single motor is designed. Then a variable density topology optimization method for the trailing edge of a deformed wing with "knuckle" type drive is improved. Next, a flexible trailing edge drive mechanism with three "knuckle" type rods is solved and presented. Finally, the optimized model is simulated with rigid-flexible body dynamics, aerodynamics and fluid-structure coupling. An experimental platform and a prototype model are constructed to demonstrate the feasibility of the flexible deformed wing and the effectiveness of its design method from both simulation and experiment perspectives.

Key Words: rigid-flexible coupling; flexible mechanism; topology optimization; morphing wing; fluid-structure coupling

Received: 2023-10-31; Revised: 2024-01-17; Accepted: 2024-03-15 Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51375383)