

# 鱼骨式变体机翼的能量平衡驱动系统设计与验证

赵岩<sup>1)</sup>, 王晨<sup>1)</sup>✉, 何子懿<sup>1)</sup>, 蔡纪旭<sup>1)</sup>, 张雨<sup>1)</sup>, 沈星<sup>1)</sup>, 张家应<sup>2)</sup>

1) 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016 2) 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

✉ 通信作者, 王晨, E-mail: [cwangaero@nuaa.edu.cn](mailto:cwangaero@nuaa.edu.cn):

**摘要** 变体机翼具有改善飞行器气动效能, 扩大任务包线等功能; 基于变体结构的弹性变形, 可以实现机翼形状连续光滑变形, 是变体机翼技术的重要设计与实现方法之一。然而, 弹性变形需要消耗较高的驱动能量, 可能造成驱动系统重量增加, 抵消变体机翼的性能收益。针对此问题, 本文设计并验证了一种基于能量平衡原理的驱动系统, 可以减少驱动能量消耗, 降低驱动系统的尺寸和重量。本文首先设计了一种基于螺旋轮的负刚度机构, 建立了该机构的运动学模型, 并开展了分析和优化; 然后, 为进一步提高负刚度机构的适用范围, 设计并引入了一套刚度调节机构, 验证了刚度调节原理; 最后, 制作了一套用于鱼骨式变体机翼的能量平衡驱动系统, 开展了驱动实验; 实验结果显示驱动器能量消耗降低了约 45%, 能量平衡方法具有大幅度降低驱动系统能量消耗潜力; 同时, 验证了刚度调节机构, 表明其具备更好地满足能量平衡需求的能力。

**关键词** 能量平衡; 负刚度; 变体机翼; 驱动系统; 变体飞行器; 刚度调节机构

**分类号** V224+.4

## Design and verification of energy balance actuation system for fishbone morphing wings

ZHAO Yan<sup>1)</sup>, WANG Chen<sup>1)</sup>✉, HE Ziyi<sup>1)</sup>, CAI Jixu<sup>1)</sup>, ZHANG Yu<sup>1)</sup>, SHEN Xing<sup>1)</sup>, ZHANG Jiaying<sup>2)</sup>

1) College of Aerospace Engineering of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2) School of Aviation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

✉ Corresponding author, WANG Chen E-mail: [cwangaero@nuaa.edu.cn](mailto:cwangaero@nuaa.edu.cn):

**ABSTRACT** Morphing wing can improve the aerodynamic performance of aircrafts and expand the mission envelope. Elastic deformation of the morphing structure can enable continuous and smooth shape change of the morphing aircraft, which is an important approach for morphing technologies. However, airframe structures need to resist aerodynamic loads and the elastic deformation requires high energy consumption during the morphing process, which will lead to additional weight and size of the actuation system, and causes the penalty to the morphing benefits. To solve the problem, the actuation system based on the energy balancing principle can be applied, which can reduce the energy consumption requirement of the morphing wing and thus reduce its weight and size. The energy balancing principle is achieved by making use of the elastic strain energy of the structural deformation during morphing. Since the structural deformation corresponding to morphing is elastic, the strain energy can be recycled, which will definitely reduce the energy requirement. The recovery and utilization of elastic strain energy can be achieved by arranging the energy storage element in the actuation mechanism. Theoretically, if no friction is considered, the actuation energy to deform the structure can be completely provided by energy storage element, without the consumption of the external energy, which will make the overall system in the energy balancing state and reduce the energy consumption significantly. Also, from the perspective of the stiffness, the energy balancing state suggest a quasi-zero overall stiffness of the actuation system and a negative stiffness mechanism associated to the structural stiffness will be needed to create a quasi-zero overall stiffness. In the current study, a negative stiffness mechanism based on the spiral pulley mechanism is designed firstly. The stiffness

provided by the spiral pulley mechanism can balance the structural stiffness required for structural deformation, which will create a quasi-zero stiffness system and reduce the requirement of the actuation force since the overall stiffness of the system could be close to zero. A pre-stretched spring is used as energy storage element, and a kinematic model is established to analyse the motion process. The moment output and the magnitude of the negative stiffness generated during the motion process are derived. The stiffness of the deformed structure is measured, and the negative stiffness mechanism is optimised using a genetic algorithm. The optimisation results show that the negative stiffness system can reduce the energy requirement significantly. However, the stiffness of the morphing wing structure varies from the design point due to manufacturing, assembly, and other factors. With the disturbances and uncertainties of the system taken into consideration, a stiffness tuning mechanism is introduced to enhance the adaptability of the negative stiffness mechanism. By changing the position of the connection point of the spring, the negative stiffness and the overall stiffness can be adjusted the overall stiffness. Theoretical analysis shows that the range of overall stiffness is expanded allowing the system to better satisfy the energy balancing requirements under different structural stiffnesses. Finally, the actuation system is integrated into a fishbone morphing wing and the experiment platform is established. Actuation experiments were conducted and the currents of the servo actuator was measured through the current sensor. The experiment results show that the energy balancing system can reduce the energy consumption by 45%, which indicate that the energy balancing method has the potential to reduce energy consumption significantly. In addition to that, it has been verified that the stiffness tuning mechanism can adjust the structural stiffness by tuning of connection point position, which can improve the capability of the energy balancing system.

**KEY WORDS** energy balancing; negative stiffness; morphing wing; actuation system; morphing aircraft; stiffness adjustment mechanism

变体飞行器能够根据不同的飞行工况，自适应地改变自身外形；相比于传统控制面<sup>[1, 2]</sup>，可以有效提高飞行性能，降低油耗，从而实现更经济、更绿色的航空运输<sup>[3]</sup>。然而，结构变形需要抵抗气动载荷，对变体飞行器的驱动系统提出了更高的设计要求<sup>[4-6]</sup>，造成驱动系统尺寸和重量的增加<sup>[7]</sup>；因此，降低驱动系统的能量消耗，从而降低驱动系统的尺寸和重量，对变体飞行器的发展至关重要<sup>[8]</sup>。

目前，根据变形的实现方式，变体机翼主要可分为传统机械驱动变形、基于新材料特性的驱动变形和基于刚柔混合结构的驱动变形。传统机械驱动方式中，以 NASA(National Aeronautics and Space Administration)的 MAW (Mission Adaptive Wing)项目<sup>[9]</sup>为例，采用液压驱动传动机构实现机翼弯度变化。然而，传统驱动系统的尺寸和重量较大，提高了系统的重量、成本和复杂性<sup>[10]</sup>。

相应地，基于新材料的驱动系统利用材料特性实现驱动变形，有助于降低驱动系统的尺寸和重量。例如，在 NASA 的 SAW (Spanwise Adaptive Wing)项目中，使用形状记忆合金驱动器替代了传统液压驱动器，大幅度降低了驱动系统的重量；欧盟的 SMS(Smart Morphing and Sensing)项目<sup>[11]</sup>采用压电作动器和形状记忆合金来实现了机翼后缘的弯度变化，有助于降低油耗和噪声。然而，这些技术在实际应用中仍面临使用寿命和可靠性等问题的限制<sup>[12]</sup>。

基于刚柔混合结构的驱动变形方法综合利用了变体飞行器中柔性结构的弹性变形及刚性机构的机械变形实现气动外形的改变<sup>[13]</sup>。以鱼骨式变体机翼<sup>[14-16]</sup>为例，通过合理的刚度设计，既可保持较高的刚度以承受气动载荷，又可以降低变形方向的刚度从而降低对驱动系统的要求<sup>[17]</sup>。

从能量角度来看，在柔性结构的弹性变形过程中，驱动系统输入的能量转变为结构的弹性

---

**基金项目：**国家自然科学基金资助项目(52305262, 92271104)；航空科学基金资助项目(2024Z009052003)；北京市自然科学基金资助项目(1232014)

应变能。考虑到每个变形周期均需要驱动系统供能，系统消耗的能量较高。由于柔性结构的变形为弹性变形，如果在驱动系统中布置储能元件，实现对弹性应变能的回收和利用，将降低驱动系统的能量消耗，从而减小系统所需的外部能量输入。

从受力平衡角度来看，为了实现对结构弹性应变能的利用，需要引入一套传动机构，通过与变形结构耦合，构成一套准“零”刚度系统，达到力学平衡。此时，引入的机构相对于结构刚度呈现负刚度，并且在整体上降低了结构变形对驱动系统的驱动力要求，如图 1 所示。

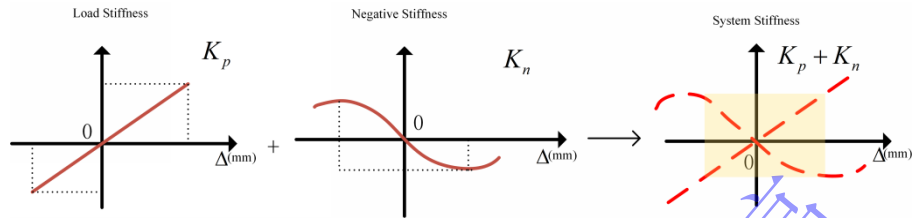


图 1 力学平衡示意图

Fig.1 Mechanical equilibrium schematics

如果机构负刚度可以完全抵消结构正刚度，理论上除了克服系统耗散，不需要额外的能量输入；结构变形所需能量将由储能元件提供，从而实现能量平衡，极大降低系统能量消耗<sup>[18]</sup>，如图 2 所示。

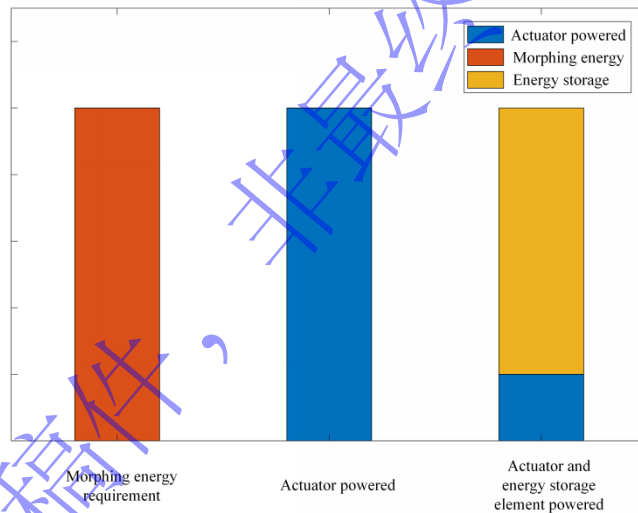


图 2 能量平衡示意图

Fig.2 Energy balance schematics

由此可见，基于能量平衡原理的驱动系统需要负刚度机构具备合适的刚度特性和合理的储能元件设计参数。Clingman 等<sup>[19]</sup>采用负刚度非线性偏心连杆扭转实现机翼偏转，利用预压缩弹簧中储存的能量驱动输出轴旋转，使得变形所需扭矩减少了 50%，但其可设计性受限，适用性较低。Zhang 等<sup>[20]</sup>设计了基于曲柄滑块机构的负刚度机构，应用于具有非对称刚度的翼尖折叠结构，并进行了初步的验证工作，但未考虑实际应用中对驱动系统的要求。Woods 等<sup>[21]</sup>设计了一种基于螺线轮的负刚度机构，并根据变形结构的刚度对螺线轮的几何外形进行了优化，但未考虑结构刚度由于制造或装配等不确定性产生的偏差，限制了负刚度机构应用场景的扩大和工作效率的提升。

为此本文提出了一套刚度调节机构以提高负刚度机构的工作效率，并将能量平衡驱动系统集成到鱼骨式变体机翼中进行了实验验证。本文首先在之前工作的基础<sup>[22-25]</sup>上，对螺线轮的运

动过程开展了分析，同时引入了一套调节机构，分析了其刚度调节原理和能力；之后，为满足鱼骨式变体机翼的驱动需要开展了负刚度机构的优化设计，分析了刚度调节机构的工作效率，并初步估算了鱼骨式变体机翼的应力分布和疲劳寿命；最后，制作了演示模型并搭建了实验平台，通过实验初步证明了能量平衡驱动系统降低能量消耗的潜力，并验证了所提出调节机构的刚度调节能力。

## 1 负刚度机构设计和运动学分析

本节主要阐述了负刚度机构的设计和组成，开展了运动学分析，并阐述了刚度调节机构的工作原理。

### 1.1 机构组成

本文设计了一种基于负刚度机构的能量平衡驱动系统。能量平衡驱动系统包括①齿轮系、②刚度调节机构、③储能弹簧、④螺线轮、⑤负载轮、⑥绳索机构，如图3所示。鱼骨式变体机翼基于柔性结构设计，包含脊柱腹板和连接在腹板上的一系列纵墙；其中，脊柱腹板弦向弯曲刚度较小，仅需提供较小的驱动能量即可实现中弦线较大幅度的弯曲。储能弹簧经过预拉伸处理，通过绳索与螺线轮连接；绳索的另一端缠绕在螺线轮上，运动过程中绳索与螺线轮外部轮廓保持相切。

在螺线轮转动过程中，一方面力臂随着螺线轮的转动而变化；另一方面，储能弹簧的拉力也会随转动改变。因此，通过对螺线轮几何外形和储能弹簧进行合理设计，可以调节负刚度机构的扭矩输出。螺线轮与负载轮使用齿轮传动，负载轮通过绳索连接到鱼骨式变体机翼末端驱动其变形。

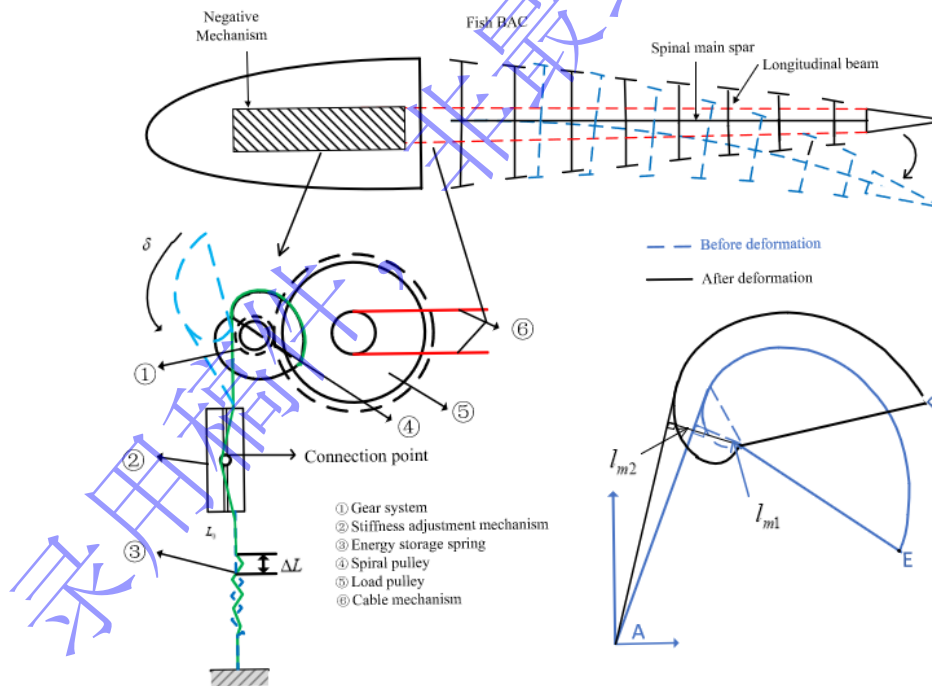


图 3 能量平衡驱动系统整体图

Fig.3 Energy balance actuation system diagram

### 1.2 负刚度机构运动学分析

如图4所示，为满足变体机翼后缘上下变形的需求，将螺线轮进行对称设计，可使得后缘上下偏转时均实现能量平衡。

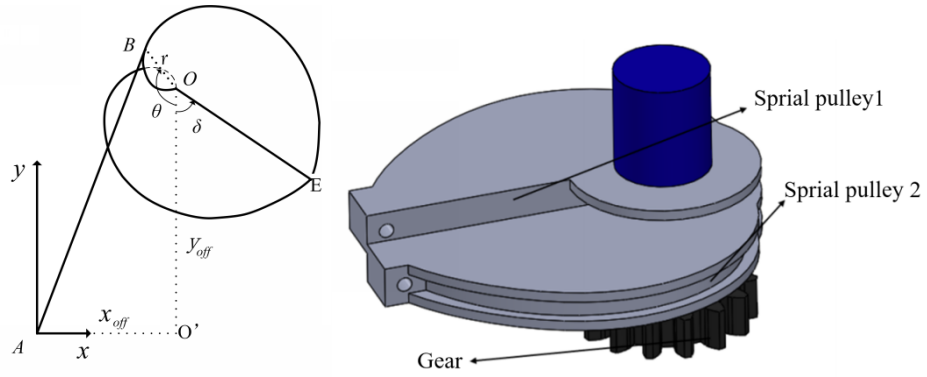


图4 螺线轮外形

Fig.4 Spiral pulley profile

绳索的一端固定在螺线轮的安装孔，另一端连接预拉伸弹簧。对螺线轮的运动过程进行了分析，螺线轮外形的极坐标形式为

$$r_s = r_0 + k_1 e^{k_2(\theta + \delta)} \quad (1)$$

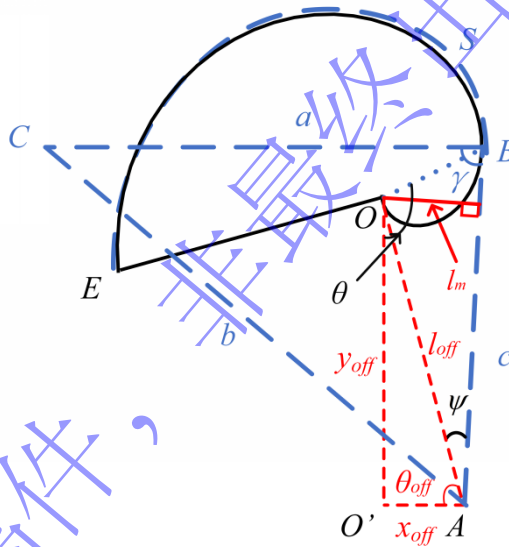


图5 螺线轮运动学分析过程

Fig. 5 Spiral pulley kinematic analysis process

沿螺线轮剖面任意点 B 的坐标(原点在 O' 点)可由下式求得

$$\begin{aligned} x_B &= x_{off} - r \sin(\pi - \theta) \\ y_B &= y_{off} + r \cos(\pi - \theta) \end{aligned} \quad (2)$$

从 B 点到 A 点的绳索长度  $c$  为

$$c = \sqrt{(x_B - x_{off})^2 + (y_B - y_{off})^2} \quad (3)$$

C 点在 B 点的水平线上， $a$  是两点之间的距离，此处取为 50 mm。

$$\begin{aligned} x_C &= x_B - a, y_C = y_B \\ b &= \sqrt{(x_C - x_{off})^2 + (y_C - y_{off})^2} \end{aligned} \quad (4)$$

点 B 和 A 之间的绳长为  $c$ ，绕在螺线轮上的绳索从 B 点到固定点 E 的弧长  $S$  可由弧长公

式的一般形式求得，总长度  $L_c$  为

$$L_c = c + S$$

$$S = \int_{\theta(B)}^{\theta(E)} \sqrt{r^2 + \left(\frac{dr}{d\theta}\right)^2} d\theta = \int_{\theta(B)}^{\theta(E)} \sqrt{\left(r_0 + k_1 e^{k_2(\theta+\delta_0)}\right)^2 + \left(k_2 k_1 e^{k_2(\theta+\delta_0)}\right)^2} d\theta \quad (5)$$

力臂  $l_m$  定义为过点 O 垂直于 AB 的长度。现在已知  $a$ 、 $b$  和  $c$ ，使用余弦定律可得

$$\gamma = \beta = \cos^{-1} \left[ \frac{a^2 + b^2 - c^2}{2ab} \right], \theta_{off} = \tan^{-1} \left( \frac{y_{off}}{x_{off}} \right) \quad (6)$$

求得  $\gamma$  和  $\theta_{off}$  后，力臂角  $\psi$  为

$$\psi = \pi - \gamma - \theta_{off} \quad (7)$$

已知 OA 的长度  $l_{off}$ ，通过上式求得力臂角  $\psi$  后，力臂  $l_m$  为

$$l_{off} = \sqrt{x_{off}^2 + y_{off}^2}, l_m = l_{off} \sin \psi \quad (8)$$

然而，在转动过程中，只有一个点会与螺线轮的轮廓接触，即绳索的直线部分 AB 与螺线轮表面相切的点。相切点出现角  $\gamma$  最小时。 $\theta$  在切点  $\theta_{min\gamma}$  处的值可对  $\theta$  求导并设为 0 求得

$$\left. \frac{d\gamma}{d\theta} \right|_{\theta_{min\gamma}} = 0 \quad (9)$$

储能弹簧预拉伸量  $L_0$ ，刚度为  $K_d$ ，其随螺线轮的转动会产生的扭矩为

$$T_d = F_d \cdot l_m, F_d = K_d (L_0 - \Delta L) \quad (10)$$

最初位于 A 点和储能弹簧之间的绳索部分与此分析无关，因为它的长度基本上是恒定的，对储能弹簧的长度变化没有贡献。初始情况下，螺线轮旋转角度为  $\delta_0$ ，此时的总绳长减去当前螺线轮旋转角度为  $\delta$  时的绳长，即为弹簧的长度变化。本文中螺线轮初始旋转角度  $\delta_0$  为 0

$$\Delta L = L_c \Big|_{\delta_0} - L_c \Big|_{\delta} \quad (11)$$

双向设计的螺线轮可实现后缘的上下偏转，但也导致一侧弹簧在释放弹性势能时，另一侧的弹簧会储存弹性势能，对侧弹簧产生的扭矩为

$$T_{bi} = F_{bi} r_{bi} = K_d r_{bi}^2 \delta \quad (12)$$

其中  $r_{bi}$  是转轴半径，传动比为  $G$ ，从螺线轮传递到负载轮的扭矩为

$$T_{Drive} = (T_d - T_{bi}) \cdot G \quad (13)$$

结构刚度为  $k_l$ ，负载扭矩  $T_l$  是使结构变形所需的扭矩，驱动系统需要外部输入的扭矩为

$$T_l = k_l \cdot \delta / G, T_{External} = T_l - T_{Drive} \quad (14)$$

此时系统的总刚度  $k_t$ ，为系统原刚度  $k_l$  减去机构产生的负刚度  $k_n$

$$k_n = \frac{T_{Drive}}{\delta}, k_t = k_l - k_n \quad (15)$$

为了实现整体刚度的调节，对负刚度机构进行进一步的运动学分析，发现改变弹簧连接点 A 的位置会使得负刚度机构产生的扭矩发生变化，改变负刚度的大小从而引起整体刚度的变化。连接点变化导致的力臂变化过程，如图 6(a)所示

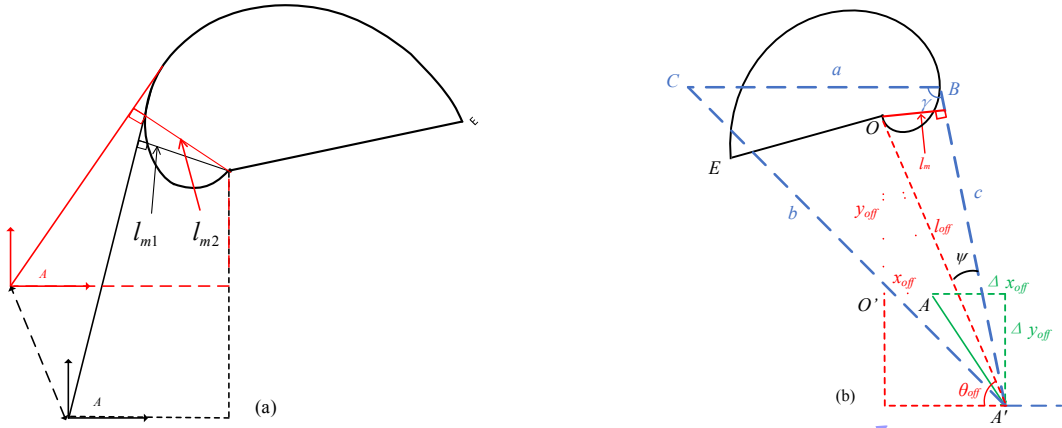


图 6 (a) 力臂变化示意图; (b) 刚度调节原理

Fig.6 (a) moment arm variation; (b) principle of stiffness adjustment

螺旋轮的外部轮廓坐标不变，原点仍在  $O'$  点。此时的绳索与弹簧的连接点为  $A'$ ，其坐标为

$$\begin{aligned} x_{A'} &= x_{off} + \Delta x_{off} \\ y_{A'} &= y_{off} - \Delta y_{off} \end{aligned} \quad (16)$$

力臂  $l_m$  和预拉伸弹簧变化量  $\Delta L$  均会发生变化

$$\begin{aligned} c &= \sqrt{(x_B - x_{A'})^2 + (y_B - y_{A'})^2}, L_c = c + S \\ l_{off} &= \sqrt{(x_{off} + \Delta x_{off})^2 + (y_{off} + \Delta y_{off})^2}, l_m = l_{off} \sin \psi \end{aligned} \quad (17)$$

负刚度机构的扭矩与两者均相关，故在 2.1 中基于优化后的参数进行了后续分析。

## 2 负刚度机构优化

本节对负刚度机构进行了优化，基于优化后的参数得出了刚度调节机构的刚度调节范围，并对鱼骨式变体机翼开展了有限元分析。

### 2.1 机构优化

构建能量平衡系统需要负刚度与结构刚度相抵消，实现“净零”刚度，为此需要精确测定变形结构的刚度。由于安装过程中绳索的弹性变形无法避免，会导致实验测量误差。为此设计张紧机构，使得绳索在紧绷状态下与变形结构相连。通过扭力扳手加载，记录扭矩和负载轮转动角度。

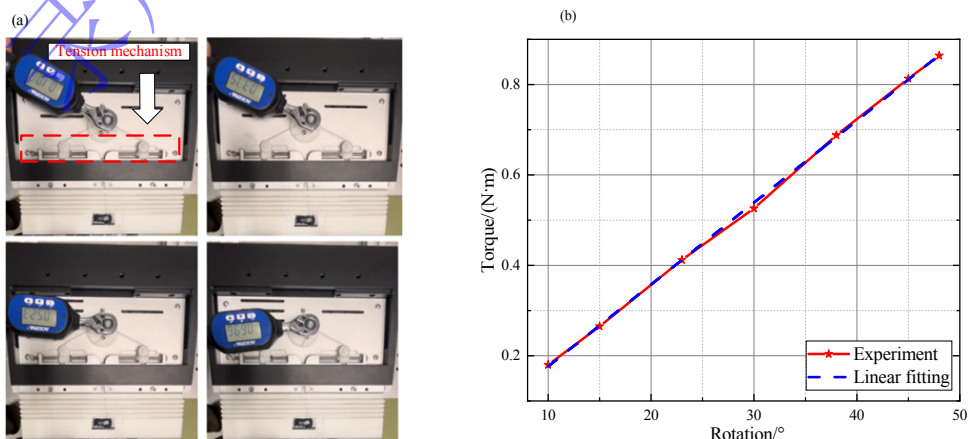


图 7 (a) 刚度测定过程; (b) 刚度测量结果

Fig.7 (a) stiffness measurement process; (b) stiffness measurement result

对测量结果进行线性拟合，可得结构刚度为  $0.018 \text{ N}\cdot\text{m}/(\text{deg})^{-1}$ 。基于刚度测量结果对负刚度机构进行优化，当所需的外部能量输入越少，意味着驱动系统自身能量利用效率越高。故优化目标是

$$\min \eta_e = \frac{E_{ex}}{E_r}, T_{External} = T_l - T_{Drive} \quad (18)$$

$$E_{ex} = \int_0^{\delta} |T_{External}| d\delta, E_r = \int_0^{\delta} |T_l| d\delta$$

其中， $E_{ex}$  是外部能量输入， $E_r$  代表变形结构所需的能量。由于集成在机翼内部中，各参数需满足相关几何约束，确保螺旋轮和负载轮在变形过程中不会有几何干涉，并且满足力学性能要求。几何约束为

$$r_{max} < r_{lim} \quad (19)$$

此处， $r_{max}$  指螺旋轮的最大半径， $r_{lim}$  指不发生干涉的限制半径。根据上述运动分析，使用遗传算法进行优化。设定遗传算法的种群大小 50，终止进化代数 200，交叉概率 0.6，突变概率 0.001。优化的相关参数范围和优化结果如表 1 所示。

表 1 负刚度机构参数设计区间和优化参数

Table 1 Design interval and optimum parameters of negative stiffness mechanism parameters

Parameters	Range	Results
Initial radius/m	$-0.03 \leq r_0 \leq 0.01$	-0.0189
Spiral profile index 1	$-0.001 \leq k_1 \leq 0.02$	0.02
Spiral profile index 2	$0 \leq k_2 \leq 1$	0.24
Connection point location/m	$0.03 \leq x_{off} \leq 0.09$	0.078
Pre-stretching length/m	$0.005 \leq L_0 \leq 0.08$	0.0313
Spring stiffness/(N·m)	$100 \leq K_d \leq 1500$	1482.5
Rod radius/m	$r_{bi} \geq 0.0025$	0.0045

根据优化后的参数，对负刚度机构进行分析，获得其能量消耗和扭矩输出，如图 8 所示。

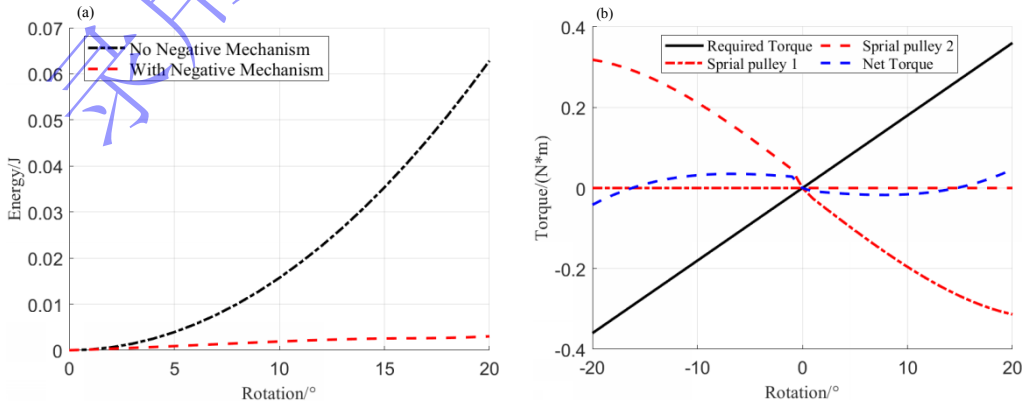


图 8 (a) 外部能量需求对比; (b) “扭矩-转动角度”关系



Fig.8 (a) comparison of external energy requirements; (b) "torque-rotation " relationship

对比分析能量效率可以看出，在负刚度机构的作用下能量消耗由 0.064 J 下降到了 0.004 J，能量消耗减少了 90 %，这是因为负刚度机构的耦合使得系统刚度近似为 0，并且储能弹簧为变形供能，使得变形所需外部能量大幅降低，体现了负刚度机构显著提高能量利用效率的能力。分析扭矩输出，螺线轮 1、2 对应于后缘的上下偏转，可以看出在沿不同方向转动的过程中，螺线轮输出的扭矩与结构变形所需扭矩相抵消，双向螺线轮的净扭矩在整个旋转期间接近为零。体现了负刚度机构降低驱动力矩需求的能力。为验证刚度调节能力，进一步分析改变连接点位置时系统整体刚度的变化。

改变连接点位置后，螺线轮输出的扭矩变化，如图 9(a)所示。随着连接点位置的增大，负刚度机构输出的扭矩从 0.75 N·m 降低到 0.61 N·m，证明改变连接点位置具有改变扭矩输出的潜力。

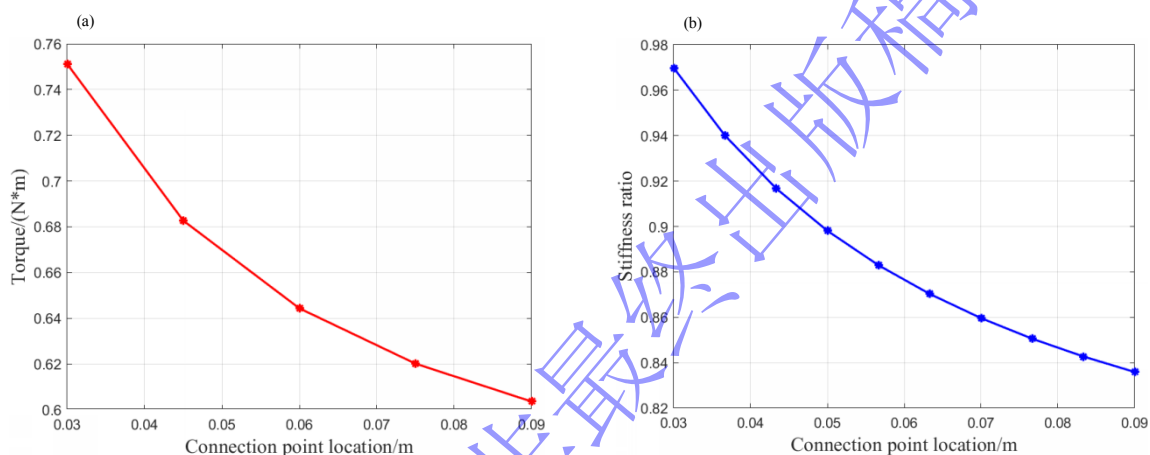


图 9 (a) 连接点对输出扭矩的影响; (b) 刚度调节机构的刚度调节能力

Fig.9 (a) the influence of connection point on torque output; (b) the stiffness capability of the stiffness adjustment mechanism

考虑到机翼内部空间限制，在容许的变化范围内，分析连接点位置改变引起的刚度变化，从图中可以看出随着连接点位置的增大，负刚度与原刚度的比值由 97 %降低到 83 %。由此，验证了刚度调节机构改变系统整体刚度的能力。

## 2.2 刚度调节机构设计与分析

设计了一套调节机构，集成于机翼内部，满足连接点位置连续变化的需要，如图 10 所示。刚度调节机构由两套丝杆机构组成，连接点固定于丝杆的滑台上，可随丝杆转动实现平移。丝杆机构的驱动由外部上位机控制，可通过编程实现不同情况下的驱动要求，使得螺线轮在转动过程中连接点也可改变，从而实现系统刚度的实时调节。

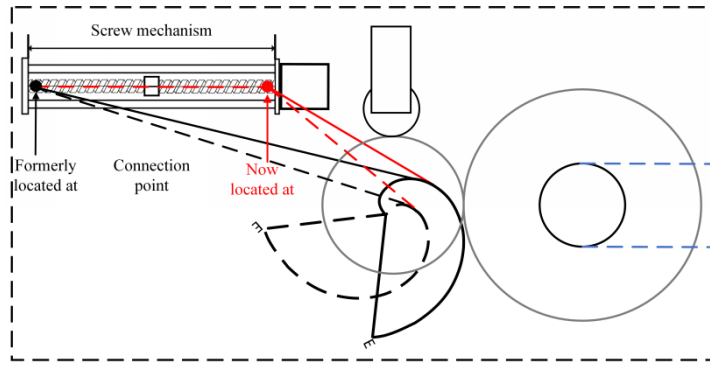


图 10 刚度调节机构总体设计

Fig.10 General design of stiffness adjustment mechanism

在运动工程中，其连接点位置受到预拉伸弹簧作用，过大的弹簧拉力会影响连接点的位置，不利于刚度调节机构的使用。考虑到运动过程的稳定性，对刚度调节机构的驱动能力进行验证。

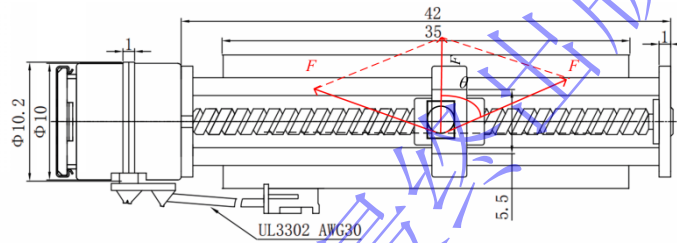


图 11 调节机构运动过程受力图

Fig.11 Force diagram during the movement process of the stiffness adjustment mechanism

对运动过程中进行受力分析，如图 11 所示。根据预拉伸弹簧的参数可以求得，垂直于运动方向的最大受力为 83 N，结合丝杠剖面形状和摩擦系数，所需的驱动力矩为 2.2 N·m。根据机构设计手册，在秒脉冲为 10-100 Hz 时，驱动力矩大于 4.5 N·m，满足驱动要求。

### 2.3 鱼骨式变体机翼有限元分析

能量平衡驱动系统的总体设计如图 12(a)所示。鱼骨式变体机翼展长 270 mm，弦长 140 mm，翼型为 NACA 23012。实验采用的鱼骨式变体机翼通过 3D 打印方式制造，材料为光敏树脂；为防止其发生断裂失效，使用商用有限元软件 Abaqus 建立机翼模型，开展了仿真分析。

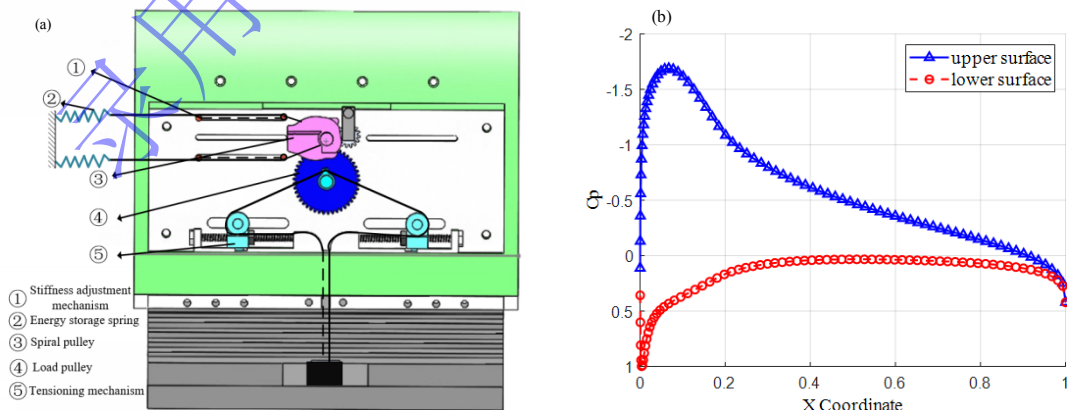


图 12 (a) 驱动系统总体设计; (b) 压力系数分布

Fig.12 (a) overall design of drive system; (b)  $C_p$  distribution

为验证气动载荷下的变体机翼强度，使用涡格法分析软件 XFOil 进行仿真分析。根据输入的翼型和表 2 中的来流参数进行分析，获得其压力系数分布，如图 12(b)所示。

表 2 来流参数

Table 2 Incoming flow parameters	
Parameters	
Velocity of uniform incoming flow $V_\infty$ infinity /(m/s)	40
Reynolds number $Re$	240000
Angle of attack $\alpha/^\circ$	5

将输出的表面压力导入到有限元模型中，对鱼骨式变体机翼开展仿真分析。经过网格收敛性分析验证，得到网格尺寸为 5 mm，最终使用 16613 个 C3D10 四面体单元。对后缘表面添加耦合约束，对耦合处施加大小为 50 N 的作用力产生变形。材料参数与文献<sup>[27]</sup>中保持一致，文献<sup>[27]</sup>通过准静态压缩和拉伸试验测得的光敏树脂压缩屈服强度为 40 MPa。本仿真中对耦合处加载得到的模型最大位移为 48 mm。最大应力为 36.5 MPa，小于屈服强度。

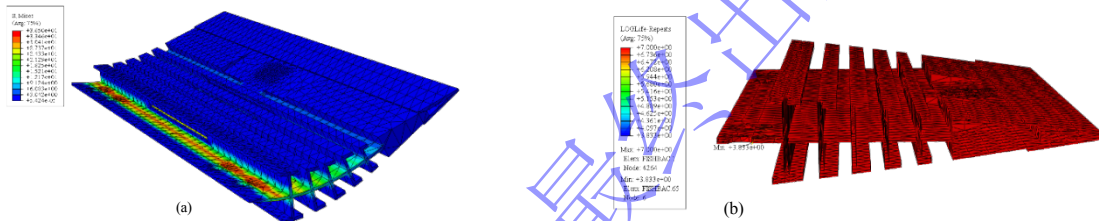


图 13 (a) 鱼骨式变体机翼的应力分布; (b) 鱼骨式变体机翼疲劳特性

Fig.13 (a) stress distribution of fishbone morphing wing; (b) fatigue characteristics of fishbone morphing wing

考虑到机翼的使用寿命，对其疲劳特性进行了初步分析。采用商业软件 Fe-safe，将静力学分析求得的应力分布导入到 Fe-safe 中进行疲劳分析。由于光敏树脂的韧性较低，易发生折断，因此采用适合于高周期疲劳和由弹性主导的 S-N 法，设置表面粗糙度为  $0.6 < RA < 1.6$ 。采用 Gerber 方法进行平均应力修正。结果显示，鱼骨式变体机翼在固定端的应力较为集中，此处疲劳寿命为  $10^{3.8}$  次，寿命为 6807 次应力循环。

### 3 驱动系统实验验证

本节介绍了实验平台的搭建及实验结果。通过对比安装和未安装负刚度机构的舵机电流和能量消耗，验证了负刚度机构降低能耗的能力，同时验证了刚度调节机构的有效性。

#### 3.1 实验平台搭建

为了验证能量平衡驱动系统的有效性，搭建了实验平台，如图 14 所示。

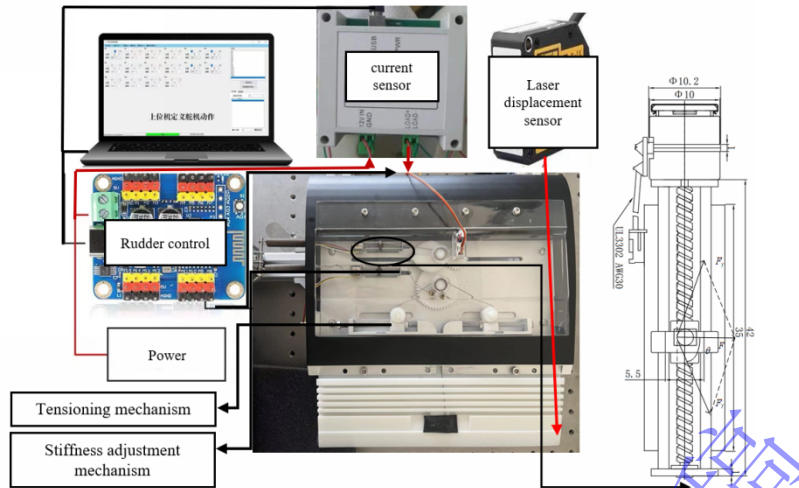


图 14 实验平台

Fig.14 Experimental platform

能量平衡驱动系统根据优化后的参数进行安装；刚度调节机构安装于螺线轮与预拉伸弹簧之间，使用微型舵机驱动螺线轮转动，螺线轮通过齿轮带动负载轮转动，负载轮与机翼后缘通过绳索连接，从而驱动鱼骨式变体机翼变形。微型舵机使用恒压源供电，采用上位机控制，使用电流传感器测量实时电流。电流传感器内含有一个高精度微电阻，当电机工作时会引起很小的电压变化，从而可以通过对应的电压变化测量电流。通过计算储存值的均方根对电流进行了平均，测试时采样频率为 100 Hz。使用激光位移传感器测量机翼后缘的变形位移。

### 3.2 实验结果与分析

首先，分别在安装负刚度机构和未安装负刚度机构的情况下进行实验，使用高精度电流传感器实时读取舵机电流并记录，对比分析螺线轮转动相同角度时的电流变化；图 15(b)记录了机翼偏转角度为 13°时的电流测量结果，此时舵机转动角速度为 72 deg·s<sup>-1</sup>，舵机转动行程为 60°。

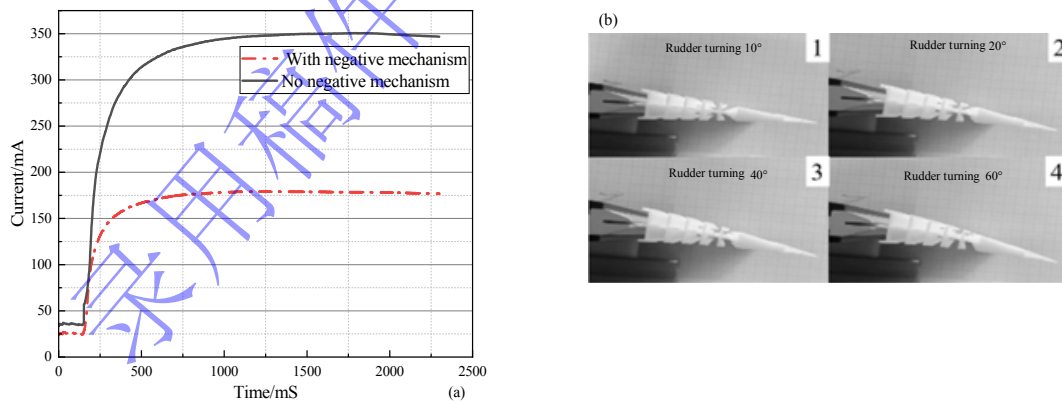


图 15 (a) 安装负刚度机构前后的舵机电流对比; (b) 鱼骨式变体机翼变形

Fig.15 (a) comparison of rudder current before and after installation of negative stiffness mechanism; (b) deflection of fishbone morphing wing

安装负刚度驱动系统后，电机电流的初始值从 50 mA 下降为 40 mA，稳定值从 370 mA 下降为 200 mA，如图 15(a)所示。

$$E = U \cdot \int Idt \quad (20)$$

实验过程的电压  $U$  为恒定 8.4 v，通过公式(20)计算总能耗  $E$  得，安装负刚度机构后，能量消耗从 7.494 J 下降为 4.156 J，降幅达到约 45%，大量节省了驱动系统的能量消耗。

为验证刚度调节机构的调节能力，首先通过理论分析得到了不同连接点位置对应的变形结构刚度，如图 16(a)所示。可以看出，连接点位置与变形结构刚度基本呈线性趋势，连接点距离越大对应的变形结构刚度越小，该结果与前文的刚度调节原理结果一致。

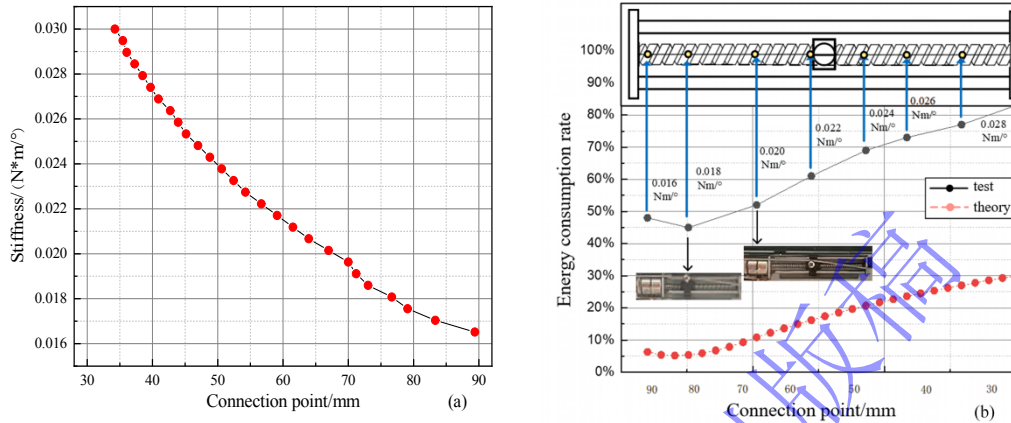


图 16 (a) 连接点与对应的最优化变形结构刚度; (b) 刚度调节机构适配不同变形结构刚度

Fig.16 (a) the connection point and the corresponding optimized structural stiffness; (b) stiffness adjustment mechanism to accommodate different structural stiffness

使用刚度调节机构改变连接点位置，同时安装对应刚度的变体机翼进行多次实验，测定电机电流。为了方便数据对比，能量消耗均进行归一化处理。随着连接点位置的改变，实验中对应的优化刚度按照理论分析的趋势变化，表明刚度调节机构通过改变连接点位置，改变了系统的整体刚度。

在优化设计点，即刚度为  $0.018 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot (\text{deg})^{-1}$  时，系统能量消耗最低，此时负刚度与结构正刚度的耦合效果最佳；改变连接点位置后，能耗均有增加但归一化后的能量消耗仍低于无负刚度机构下的能量消耗，如图 16(b)所示。这表明刚度调节机构使得负刚度机构可以用于不同刚度的变形结构，拓宽了负刚度机构的适用范围，提高了工作效率。

若是无刚度调节机构，当变形结构刚度减小时，负刚度机构会有多余的能量消耗到自身平衡；当变形结构刚度增大时，机构无法提供对应的负刚度达成“净零”刚度系统。变形结构刚度增大和减小均会导致系统能量消耗比消耗大。

采用刚度调节机构，改变连接点位置可使得不同变形结构刚度下的能量消耗均低于无负刚度机构下的能量消耗。实验测试时的能量消耗率比理论值高，是由于实验过程中运动的摩擦和装配误差等因素，但两者变化规律相同。测试结果表明，刚度调节机构可以实现对整体刚度的调节，具备在不同变形结构刚度下均保持能量平衡的潜力。

## 4 结论

针对变体机翼面临的驱动力要求高、能量消耗大等难题，本文研究了一种基于能量平衡原理的驱动系统；通过驱动系统中的负刚度机构与变体结构实现刚度平衡，从而降低驱动系统的能量消耗。本文可以得出以下结论：(1)针对不同工况使用场景，设计提出了一套刚度调节机构；通过运动学分析，阐述了刚度调节机构的原理，并对其调节能力开展了分析。(2)针对鱼骨式变体机翼，开展了负刚度机构的优化设计，对变体机翼的进行了详细设计与分析；制备了用于驱动系统实验的变体机翼模型，并搭建了驱动实验平台。(3)实验数据表明，能量平衡驱动系统可以大幅度降低驱动系统能量消耗，驱动系统能量消耗降低幅度达到了 45%；同时，对刚度调节

机构进行了验证，证明了刚度调节机构可以拓宽驱动系统的使用范围。

未来工作中，将进一步考虑气动弹性特性的影响，提升能量平衡驱动系统的性能；并进一步研究驱动系统的可靠性，提高系统成熟度。

#### 参考文献

- [1] ZHANG J Y, HUANG K, WANG C, et al. Key Technologies and Research Progress of Variant Aircraft Structures. *Electron. Opt. Controll*, 2023,15:1.  
(张家应, 黄可, 王晨, 等. 变体飞行器结构关键技术及研究进展. 电光与控制, 2023, 15:1)
- [2] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, et al. "A review of morphing aircraft," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, 2011,22(9): 823.
- [3] CHEN S S, JIA M L, LIU Y X, et al. Deformation modes and key technologies of aerodynamic layout design for morphing aircraft: Review. *J. Aeronaut*, 2024,45(6):629595.  
(陈树生, 贾苜梁, 刘衍旭, 等. 变体飞行器变形方式及气动布局设计关键技术研究进展. 航空学报, 2024, 45 (6) : 629595)
- [4] XIAO H, YANG G, GUO H, et al. Research Status and Prospects of Aircraft Deformable Wings. *J. Mech. Eng. (China)*, 2023,59 (19): 1.  
(肖洪, 杨广, 郭宏伟, 等. 飞行器变形翼研究现状与展望. 机械工程学报, 2023, 59(19) :1)
- [5] WANG B W, YANG Y, QIAN Z S, et al. Research progress on wing deflection technology. *J. Aeronaut*, 2022, 43 (1): 25.  
(王彬文, 杨宇, 钱战森, 等. 机翼变弯度技术研究进展. 航空学报, 2022, 43(1) :25)
- [6] J. Sun, Q. Guan, Y. Liu, et al. "Morphing aircraft based on smart materials and structures: A state-of-the-art review," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, 2016,27(17): 2289.
- [7] M. ZHAO, X. ZHANG, Q. FU, et al. "Research progress on the energy consumption of bionic flapping-wing aerial vehicles," *Chin. J. Eng.*, 2022,44(12):2111.
- [8] LI P, ZHAO Y, WU X G, et al., "Progress of research on aviation kerosene preparation using bioethanol," *Chin. J. Eng.*, 2024,47:1.
- [9] A. Marouf, N. Simiriotis, J. B. Tô, et al., "Smart Morphing and Sensing for the Wings of the Future," *Adv. Comput. Meth. Technol. Aeronaut. Ind.*: Springer, 2022:17.
- [10] Daochun Li, Shiwei Zhao, Andrea Da Ronch, et al., "A review of modelling and analysis of morphing wings," *Prog. Aerosp. Sci.*, 2018,(100): 46.
- [11] S. B. Cumming, M. S. Smith, A. Ali, et al., "Aerodynamic flight test results for the adaptive compliant trailing edge," *AIAA Atmos. Flight Mech. Conf.*, 2016:3855.
- [12] WU B, DU X Z, WANG J X. Progress in Intelligent Structure Technology for Variant Aircraft. *Aerospace Sci. Technol.*, 2022, 33 (12):12.  
(吴斌, 杜旭朕, 汪嘉兴. 变体飞机智能结构技术进展. 航空科学技术, 2022, 33(12) :12)
- [13] Y. FU, A. XIAO, B. LIU, et al., "Boundary control for an unmanned aerial vehicle with a nonhomogeneous rigid-flexible coupling wing," *Chin. J. Eng.*, 2024,46(9):1574.
- [14] B. K. Woods and M. I. Friswell, "Structural characterization of the fish bone active camber morphing airfoil," *22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conf.*, 2014:1122.
- [15] B. K. Woods, I. Dayyani, and M. I. Friswell, "Fluid/structure-interaction analysis of the fish-bone-active-camber morphing concept," *J. Aircraft*, 2015,52(1):307.
- [16] B. K. Woods, J. H. Fincham, and M. I. Friswell, "Aerodynamic modelling of the fish bone active camber morphing concept," *Proc. RAeS Appl. Aerodyn. Conf. Bristol, UK*, 2014:2224.
- [17] B. K. Woods and M. I. Friswell, "Multi-objective geometry optimization of the Fish Bone Active Camber

- morphing airfoil," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, 2016,27(6):808.
- [18] A. D. Shaw, J. Zhang, C. Wang, *et al.*, "System-Level Optimization of Passive Energy Balancing," *AIAA J.*, 2022,60(9):5570.
- [19] D. J. Clingman and R. T. Ruggeri, "Mechanical strain energy shuttle for aircraft morphing via wing twist or structural deformation," *Smart Struct. Mater. 2004: Ind. & Comm. Appl. Smart Struct. Technol.*, 2004, 5388:288.
- [20] J. Zhang, C. Wang, A. D. Shaw, *et al.*, "Passive energy balancing design for a linear actuated morphing wingtip structure," *Aerospace Sci. Technol.*, 2020,107:106279.
- [21] B. K. Woods and M. I. Friswell, "Spiral pulley negative stiffness mechanism for passive energy balancing," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, 2016,27(12):1673.
- [22] J. Zhang, A. D. Shaw, A. Mohammadreza, *et al.*, "Spiral pulley negative stiffness mechanism for morphing aircraft actuation," *IDETC/CIE*, Quebec 2018, vol. 5B.
- [23] J. Zhang, A. D. Shaw, C. Wang, *et al.*, "Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing," *Aerospace Sci. Technol.*, 2021,111:106534.
- [24] C. Wang, J. Zhang, M. Amoozgar, *et al.*, "Passive Energy Balancing for Morphing Rotorcraft Actuation: Integration and optimisation," *AIAA SciTech Forum 2020*:1303.
- [25] C. Wang, Y. Zhao, K. Huang, *et al.*, "Integration of the passive energy balancing based actuation system into a camber morphing design," *Aerospace Sci. Technol.*, 2024:155.
- [26] HUANG K, ZHANG J Y, WANG C. Equivalent structure model of fish bone active camber morphing concept and analysis of aeroelastic characteristics. *J. Nanjing Univ. Aeronaut. Astronaut.* 2024,56 (3) : 516.  
(黄可, 张家应, 王晨. 鱼骨柔性翼等效结构建模及其气动弹性特性分析. 南京航空航天大学学报, 2024, 56 (3) : 516.)
- [27] WU B C, LU Y B. Study on the mechanical properties of three-dimensional laser formed cured photosensitive resin. *J. Southw. Univ. Sci. Technol*, 2015, 30 (3):1.  
(伍璧超, 卢玉斌. 三维激光成型固化光敏树脂的力学性能研究. 西南科技大学学报, 2015, 30(3):1)