

# 模块化大尺度变形翼机构设计与运动学分析

doi:10.20269/j.cnki.1674-7100.2025.0010

邱梓潼<sup>1</sup> 唐明明<sup>1</sup>

唐嘉昌<sup>1</sup> 刘 涛<sup>1</sup>

王晓鹏<sup>2</sup> 姚齐水<sup>1</sup>

1.湖南工业大学

机械工程学院

湖南 株洲 412007

2.中国运载火箭技术研究院

北京 100076

**摘要:**为提高飞行器机翼的变形灵活度和刚度,使其具备更好的多任务适应能力,提出一种基于平行四边形机构的模块化大尺度变形翼机构,并对其机构组成、自由度与运动学特性进行分析。首先,介绍模块化大尺度变形翼机构的组成,计算机构自由度,分析变形过程;其次,采用闭环矢量法建立其运动学模型,分析杆件角度、角速度和角加速度等运动特性;最后,将运动学模型的数值计算结果与仿真结果进行对比。研究结果表明:仿真结果与数值计算结果高度吻合,验证了运动学理论建模的正确性;所提出的变形翼机构具有确定的相对运动,机构在变形过程中各杆件运动平滑稳定,可实现更高灵活度的大尺度稳定连续变形运动。

**关键词:**大尺度变形翼;平行四边形机构;模块化;运动学分析

**中图分类号:**TH113.2<sup>+2</sup>      **文献标志码:**A

**文章编号:**1674-7100(2025)04-0052-09

**引文格式:**邱梓潼,唐明明,唐嘉昌,等.模块化大尺度变形翼机构设计与运动学分析[J].包装学报,2025,17(4):52-60.

## 1 研究背景

近年来,对飞行器的高机动性、高飞行效率和多任务适应能力等的要求不断提高。显然,传统固定翼飞行器已无法满足复杂多样的任务需求,而变形翼技术的出现为以上问题的解决提供了一种有效途径。变形翼机构变形通常由构件和运动副相对运动来实现<sup>[1]</sup>,变形所带来的性能提升程度随翼变形尺度的增大而提高,因此,相较于中小尺度变形翼,大尺度变形翼具备更优良的飞行性能和更好的任务适应性。在未来飞行器设计与应用中,其具有巨大的潜力和显著的经济效益<sup>[2,3]</sup>。

从20世纪80年代起,以大尺度变形翼机构设计为技术主线,国内外在变体飞行器研究领域进行了大

量探索。李铭琦<sup>[4]</sup>设计了一种剪切式变后掠翼机构,并采用拓扑优化方法对该机构进行轻量化设计。辛涛等<sup>[5]</sup>提出了一种刚柔混合的可变形翼肋设计方案,以实现机翼后缘弯曲度的调节。李强<sup>[6]</sup>提出利用智能材料结构驱动的剪叉机构来实现机翼伸缩,从而达到轻量化的目标。P. Meyer等<sup>[7]</sup>基于压力驱动蜂窝结构的概念,设计了一种自适应翼尖,通过增加蜂窝单元的压力来改变整体形状并实现展向变弯。P. L. Bishay等<sup>[8]</sup>设计了一种通过电机转动驱动碳纤维带牵引尾部鱼骨式结构,进而完成弦向变后掠翼的弯曲。上述变形方案虽然能够实现机翼的变形,但通常只能满足单一方面的需求,且在变形灵活度上存在显著局限。为克服这些问题,肖洪等<sup>[9]</sup>提出了一种可实现扭转与弯曲的变形翼骨架,通过控制线性驱动器的伸缩来调整线性

收稿日期:2025-03-07

基金项目:国家自然科学(企业发展联合)基金重点资助项目(U20B2028)

作者简介:邱梓潼,男,硕士生,主要研究方向为运载装备、关键件设计理论及应用,E-mail:1349295460@qq.com

通信作者:姚齐水,男,教授,博士,主要从事机构学与机械动力学、机械零部件安全服役科学的研究,

E-mail:yaoqishui@126.com

桁架机构的变形。曹广宇<sup>[10]</sup>设计了一种基于并联机构驱动的变形翼, 以实现后缘弯度和弦长的快速调节。胡美娟等<sup>[11]</sup>提出了一种平面折展变形翼机构, 该机构可实现后掠角和机翼面积的变化。P. S. Muhammed 等<sup>[12]</sup>提出了一种能够进行被动俯仰和主动变展长的变形翼, 该机翼通过翼梁上的扭簧实现翼梢的被动俯仰, 利用布置在导轨上的主梁来实现展长变形。随后, P. S. Muhammed 等<sup>[13]</sup>又设计了一种前缘梁固定、后缘梁可动的多维变形翼, 以支撑外部蒙皮并实现光滑变形。上述变形方案将机翼变形从单方面改进至两方面, 使机翼的变形灵活度有所提升。对于变形翼机构的运动学研究, 林正航等<sup>[14]</sup>用闭环矢量法建立了飞行汽车机翼回收与折叠机构的运动学模型。陈博等<sup>[15]</sup>采用闭环矢量法建立了一种双向平板折展单元机构的运动学模型。万子平等<sup>[16]</sup>结合复数矢量法与滞环模型建立了电动缸举升伺服机构的运动学模型。

综上所述, 目前大尺度变形翼的变形方案虽然多样化, 却难以实现机翼更高的变形灵活度。针对上述问题, 本研究拟提出一种基于平行四边形机构的模块化大尺度变形翼机构设计方案, 并运用闭环矢量法构建变形翼机构的运动学模型, 将 ADAMS 仿真结果与 MATLAB 数值计算结果进行系统性对比分析, 以验证运动学理论分析方法的正确性与有效性。该模块化大尺度变形翼机构采用分布式驱动技术, 通过对每个驱动单元实施独立、精准的控制策略, 实现对机构运动的精细化操控和姿态的动态调整。这种设计理念使得该机构能够同时满足机翼的翼面积、后掠角、展弦比 3 个关键参数的协同变形需求, 进而实现高灵活度的大尺度变形运动。这种优异的变形特性, 使变形翼机构能够更好地适应复杂多变的飞行环境, 为提升飞行器在不同工况下的飞行性能和环境适应性提供了有效的技术途径。

## 2 模块化大尺度变形翼机构设计

变体飞行器是指能够在飞行过程中持续调整气动外形, 以适应不同任务需求并优化气动力和飞行效率的飞行器。鉴于绝大部分气动力源自机翼, 研究者通常通过调整机翼的展弦比、后掠角以及翼面积来提升机翼的气动效率。因此, 针对变体飞行器的研究主要聚焦于机翼变形技术。机翼变形主要包括结构变形和机构变形, 其中机构变形通常通过构件和运动副的相对运动来实现。为实现变形翼机构的大尺度灵活变形,

本研究采用模块化设计思路, 以平行四边形机构作为单元机构, 通过一定规律拓展得到变形翼整体机构。

### 2.1 变形翼单元机构

平行四边形机构的三维模型如图 1 所示。该机构由 4 根连杆和 1 根位于对角处的伸缩驱动杆共同构成。伸缩驱动杆分为定长与伸长两部分, 由电机驱动。连杆与连杆、连杆与伸缩驱动杆间都采用铰链转动副连接, 伸缩驱动杆间采用圆柱移动副连接。

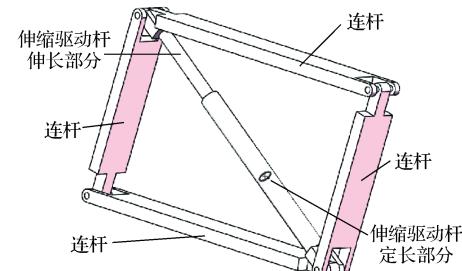
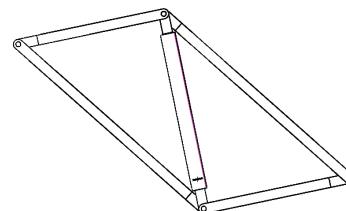


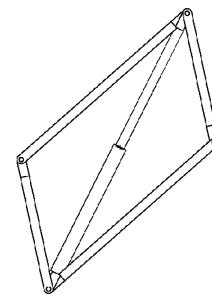
图 1 平行四边形机构三维模型

Fig. 1 3D model of parallelogram mechanism

平行四边形机构的展开过程如图 2 所示。机构展开过程中, 伸缩驱动杆既是驱动构件, 也是支撑杆组, 它将平行四边形单元划分为两个三角形单元, 从而保证机构展开的平稳性。当伸缩驱动杆伸长或缩短时, 平行四边形单元形状相应地变窄或变宽。



a) 机构完全收拢状态



b) 机构完全展开状态

图 2 平行四边形机构收拢和展开图

Fig. 2 Diagram of the contraction and expansion of the parallelogram mechanism

### 2.2 变形翼机构模块化组成原理

目前研究的变形翼多数为整体式结构, 此结构会导致构件尺寸较大, 相应地, 构件刚度较低, 从而影

响变形翼的整体刚度。故采用模块化结构设计，将变形翼机构划分为多个模块，以减小构件尺寸，提高机构强度。变形翼机构至少包含2个平行四边形机构，

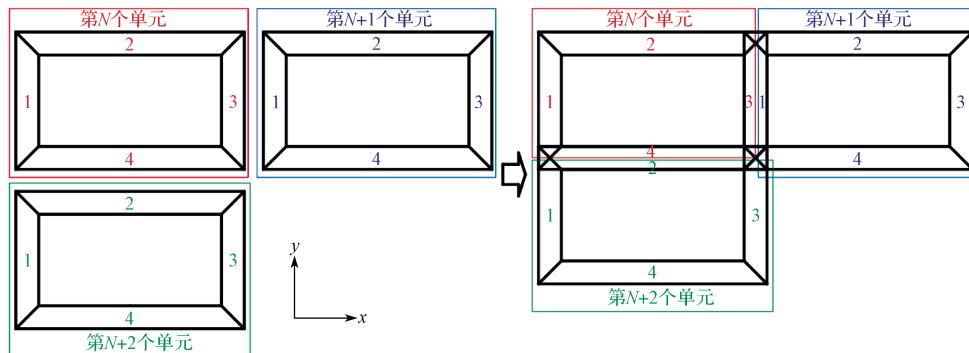


图3 多单元机构拓展原理图

Fig. 3 Schematic diagram of multi-unit mechanism expansion

单元机构通过不同数目的串联可拓展为不同形状及尺寸的变形翼整体机构。模块化变形翼机构机翼部分由5个单元机构组成，如图4所示。单元机构1的短杆固定于机身导轨上，单元机构4通过伸缩杆与机身导轨上的滑块连接，从而使机翼与机身相连；机翼末端的单元机构3与5之间由伸缩杆连接，以便于加装蒙皮，增加整体机构稳定性。

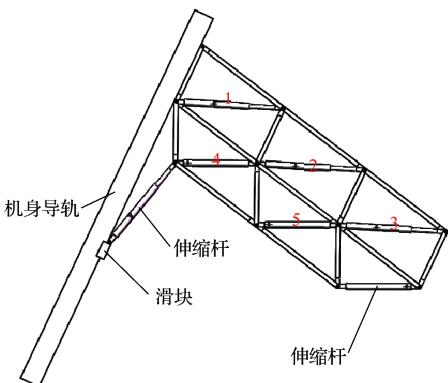


图4 模块化变形翼机构

Fig. 4 Modular deformed wing mechanism

### 2.3 变形翼机构变形过程

为验证变形翼机构同时满足机翼的翼面积、后掠角、展弦比3方面变形的可行性，分析了不同工况下变形翼机构的变形过程。展开与收拢工况下变形翼机构的变形过程如图5所示。由图5可知，随着伸缩杆长度的缩短，机翼的翼面积相应减小。同时，机翼前缘后掠角( $A_1$ )与后缘后掠角( $A_2$ )均呈现增大趋势，其具体变化范围受机构自身尺寸及变形程度的制约。此外，翼展( $X_1$ )亦随之减小，而弦长( $Y_1$ )保持不变，导致展弦比增大。

单元机构沿xy方向拓展。如图3所示，第N个单元的连杆3和连杆4，分别作为x方向第N+1个单元的连杆1和y方向第N+2个单元的连杆2。

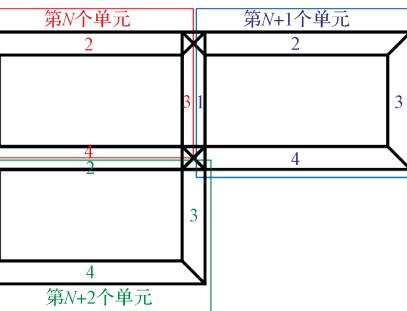


图5 展开与收拢工况下变形翼机构变形过程

Fig. 5 The deformation process of the deformable wing mechanism under the unfolding and retracting conditions

不同后掠角工况下变形翼机构的变形过程如图6所示。两种工况下也是由各单元机构独立驱动引起的变形翼3方面变形，在此不过多赘述。

综上可知，变形翼机构能够同时满足机翼的翼面积、后掠角、展弦比3方面变形。

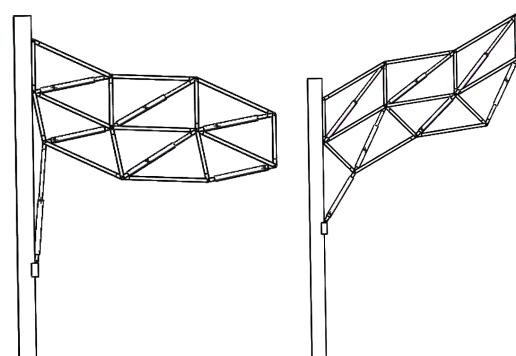


图6 不同后掠角工况下变形翼机构的变形过程

Fig. 6 The deformation process of the deforming wing mechanism under different sweep angle

### 3 变形翼机构自由度分析

机构的自由度与原动件数目密切相关。当机构自由度大于0且与原动件数目相等时, 各构件间的相对运动是确定的, 可确保机械系统在相同的输入条件下输出一致的运动, 避免机构被驱动时出现不确定或随机的运动, 从而保证机构运行的稳定性和可靠性。为验证平行四边形机构各构件间具有确定的相对运动, 对其开展自由度计算。

#### 3.1 变形翼单元机构

平行四边形机构简图如图7所示。其自由度计算公式为

$$F = 3n - 2(p_l + p_h) = 3 \times 5 - 2 \times (7 + 0) = 1, \quad (1)$$

式中:  $n$  为构件数;  $p_l$  为低副数;  $p_h$  为高副数。

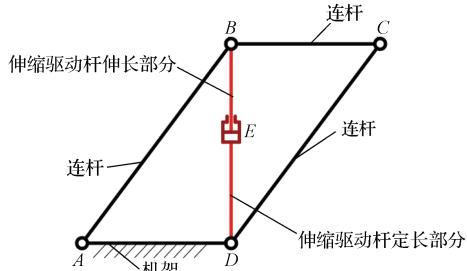


图7 平行四边形机构简图

Fig. 7 Sketch of parallelogram mechanism

平行四边形机构的自由度为1, 且由1个电机驱动, 满足机构自由度大于0且与原动件数相等的条件。这表明, 在电机驱动下, 该机构各构件间具有确定的相对运动, 亦即该机构能够作为构成模块化变形翼整体机构的单元机构。

#### 3.2 变形翼整体机构

变形翼整体机构简图如图8所示。

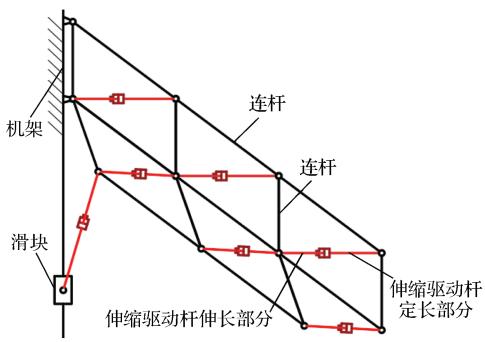


图8 整体机构简图

Fig. 8 Sketch of the overall organization

变形翼整体机构的自由度计算公式为

$$F = 3n - 2(p_l + p_h) = 3 \times 29 - 2 \times (40 + 0) = 7. \quad (2)$$

由式(2)可得, 变形翼整体机构的自由度为7, 且

由7个电机驱动, 满足机构自由度大于0且与原动件数相等的条件。这说明, 在电机驱动下, 该机构各构件间具有确定的相对运动。

### 4 变形翼机构运动学分析

变形翼机构的变形是靠机械传动实现的。该机构由单轴铰链旋转机构、连杆组合机构及滑块和滑轨组合机构组成。影响机构折叠和展开的主要因素有驱动系统、折叠角度和驱动时间等。为实现变形翼机构稳定的连续变形运动, 需保证机构各构件运动过程中角位移、角速度与角加速度变化平稳, 无激增或骤降的现象出现。因此, 为确保该机构各构件的相关运动参数符合预期要求, 在机构设计完成后需对其进行运动学分析。闭环矢量法以其简便、计算精确, 成为解析机构运动状态的有效手段。该方法将机构抽象为封闭的矢量多边形, 并用复数形式表示机构的封闭矢量方程, 再将矢量方程在直角坐标系中取投影。基于此, 本研究选择闭环矢量法进行变形翼机构的运动分析。

#### 4.1 变形翼单元机构

平行四边形由2个封闭三角形单元组成, 同时, 由于其对边平行且相等, 各组对边相应的杆件参数值与角度值相等, 因而变形翼机构中5个平行四边形单元机构可简化为5个三角形基本单元, 分别记为loop1(环ABGF)、loop2(环CFEH)、loop3(环IBCP)、loop4(环NCDM)、loop5(环JINO), 如图9所示。以A为原点, AF为x轴, 建立坐标系xAy,  $l_i$  ( $i=1, 2, \dots, 8$ ) 为杆件参数,  $\theta_i$  ( $i=1, 2, \dots, 10$ ) 为角位移, 规定角度正值为逆时针, 负值为顺时针。

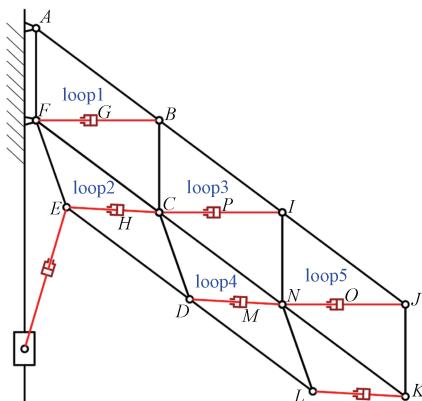


图9 变形翼机构闭环示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the closed loop of the deformed wing mechanism

loop1是由3个转动副和1个移动副组成的四连

杆机构，如图 10 所示。

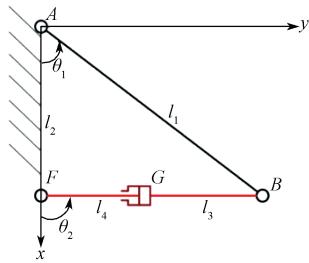


图 10 loop1 示意图

Fig. 10 Schematic diagram of loop1

根据已知的杆件参数，建立 loop1 的封闭矢量方程，即

$$\overrightarrow{AB} = \overrightarrow{AF} + \overrightarrow{FG} + \overrightarrow{GB}。 \quad (3)$$

式 (3) 的复数形式为

$$l_1 e^{i\theta_1} = l_2 + l_4 e^{i\theta_2} + l_3 e^{i\theta_3}。 \quad (4)$$

利用欧拉方程，将式 (4) 的实部和虚部分离，得运动学方程，即

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 = l_2 + (l_4 + l_3) \cos \theta_2, \\ l_1 \sin \theta_1 = (l_4 + l_3) \sin \theta_2。 \end{cases} \quad (5)$$

loop2 是由 3 个转动副和 1 个移动副组成的四连杆机构，如图 11 所示。

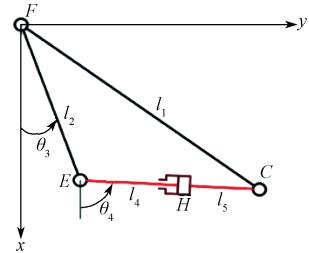


图 11 loop2 示意图

Fig. 11 Schematic diagram of loop2

根据已知的杆件参数，建立 loop2 的封闭矢量方程，即

$$\overrightarrow{FC} = \overrightarrow{FE} + \overrightarrow{EH} + \overrightarrow{HC}。 \quad (6)$$

式 (6) 的复数形式为

$$l_1 e^{i\theta_1} = l_2 e^{i\theta_3} + l_4 e^{i\theta_4} + l_5 e^{i\theta_5}。 \quad (7)$$

利用欧拉方程将式 (7) 的实部和虚部分离，得运动学方程，即

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 = l_2 \cos \theta_3 + (l_5 + l_4) \cos \theta_4, \\ l_1 \sin \theta_1 = l_2 \sin \theta_3 + (l_5 + l_4) \sin \theta_4。 \end{cases} \quad (8)$$

loop3、loop4 和 loop5 的杆件参数和角度变量如图 12 所示，同理可得其相应的封闭矢量方程与运动学方程。

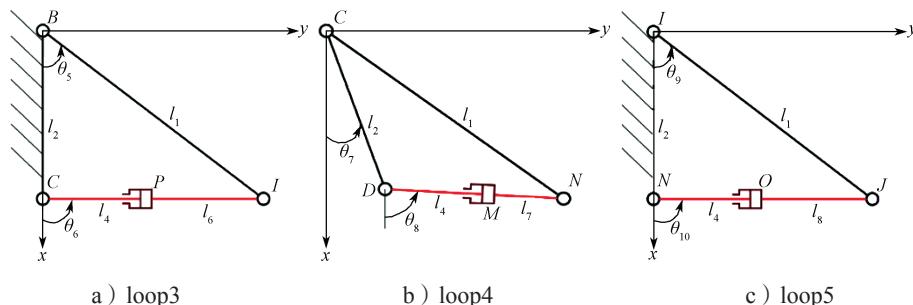


图 12 loop3、loop4 和 loop5 示意图

Fig. 12 Schematic diagrams of loop3, loop4 and loop5

loop3 的封闭矢量方程与运动学方程分别为：

$$\overrightarrow{BI} = \overrightarrow{BC} + \overrightarrow{CP} + \overrightarrow{PI}； \quad (9)$$

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_5 = l_2 + (l_4 + l_6) \cos \theta_6, \\ l_1 \sin \theta_5 = (l_4 + l_6) \sin \theta_6。 \end{cases} \quad (10)$$

loop4 的封闭矢量方程与运动学方程分别为：

$$\overrightarrow{CN} = \overrightarrow{CD} + \overrightarrow{DM} + \overrightarrow{MN}； \quad (11)$$

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_5 = l_2 \cos \theta_7 + (l_7 + l_4) \cos \theta_8, \\ l_1 \sin \theta_5 = l_2 \sin \theta_7 + (l_7 + l_4) \sin \theta_8。 \end{cases} \quad (12)$$

loop5 的封闭矢量方程与运动学方程分别为：

$$\overrightarrow{IJ} = \overrightarrow{IN} + \overrightarrow{NO} + \overrightarrow{OJ}； \quad (13)$$

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_9 = l_2 + (l_4 + l_8) \cos \theta_{10}, \\ l_1 \sin \theta_9 = (l_4 + l_8) \sin \theta_{10}。 \end{cases} \quad (14)$$

#### 4.2 变形翼整体机构运动学模型

loop1 与 loop3、loop5 结构相似，loop2 与 loop4 结构相似，相似结构的运动学模型建立方法相同。因此，仅以 loop1、loop2 双闭环结构为研究对象进行运动学建模分析。 $\omega_i$  ( $i=1, 2, \dots, 4$ ) 为角速度， $\alpha_i$  ( $i=1, 2, \dots, 4$ ) 为角加速度， $v_3$ 、 $v_5$  分别为伸缩驱动杆伸长部分  $GB$ 、 $HC$  的运动速度， $\alpha_3$ 、 $\alpha_5$  分别为伸缩驱动

杆伸长部分  $GB$ 、 $HC$  的运动加速度。

loop1、loop2 双闭环机构为 5 个转动副加 2 个移动副的 8 连杆机构, 如图 13 所示。

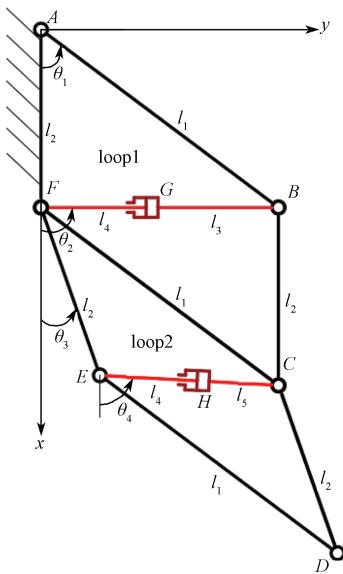


图 13 loop1、loop2 双闭环机构

Fig. 13 loop1, loop2 double closed loop mechanism

由方程组 (5) 和 (8) 求得:

$$\left\{ \begin{array}{l} \theta_1 = \arccos \left[ \frac{l_1^2 + l_2^2 - (l_3 + l_4)^2}{2l_1l_2} \right], \\ \theta_2 = \arccos \left[ \frac{l_1^2 - l_2^2 - (l_3 + l_4)^2}{2l_2(l_3 + l_4)} \right], \\ \theta_3 = \arccos \left[ \frac{l_1^2 + l_2^2 - (l_5 + l_4)^2}{2l_1l_2} \right] - \arccos \left[ \frac{l_1^2 + l_2^2 - (l_5 + l_4)^2}{2l_1l_2} \right], \\ \theta_4 = \arccos \left[ \frac{l_1^2 + l_2^2 - (l_3 + l_4)^2}{2l_1l_2} \right] - \arccos \left[ \frac{l_1^2 - l_2^2 + (l_5 + l_4)^2}{2l_1(l_5 + l_4)} \right]. \end{array} \right. \quad (15)$$

将式 (4) 和 (7) 对驱动时间  $t$  求导, 可得:

$$il_1\omega_1e^{i\theta_1} = il_4\omega_2e^{i\theta_2} + il_3\omega_2e^{i\theta_2} + v_3e^{i\theta_2}, \quad (16)$$

$$il_1\omega_1e^{i\theta_1} = il_2\omega_3e^{i\theta_3} + v_5e^{i\theta_4} + il_5\omega_4e^{i\theta_4} + il_4\omega_4e^{i\theta_4}. \quad (17)$$

利用欧拉方程将式 (16) 和 (17) 的实部和虚部分离, 得:

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 \omega_1 = v_3 \sin \theta_2 + (l_4 + l_3) \cos \theta_2 \omega_2, \\ -l_1 \sin \theta_1 \omega_1 = v_3 \cos \theta_2 - (l_4 + l_3) \sin \theta_2 \omega_2. \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 \omega_1 = v_5 \sin \theta_4 + (l_5 + l_4) \cos \theta_4 \omega_4 + l_2 \cos \theta_3 \omega_3, \\ l_1 \sin \theta_1 \omega_1 = -v_5 \cos \theta_4 + (l_5 + l_4) \sin \theta_4 \omega_4 + l_2 \sin \theta_3 \omega_3. \end{cases} \quad (19)$$

由方程组 (18) 和 (19) 可求得:

$$\begin{cases} \omega_1 = \frac{v_3}{l_1 \sin(\theta_2 - \theta_1)}, \\ \omega_2 = \frac{v_3 \cos(\theta_1 - \theta_2)}{(l_3 + l_4) \sin(\theta_2 - \theta_1)}, \\ \omega_3 = \frac{v_5 + l_1 \omega_1 \sin(\theta_1 - \theta_4)}{l_2 \sin(\theta_3 - \theta_4)}, \\ \omega_4 = \frac{v_5 \cos(\theta_3 - \theta_4) + l_1 \omega_1 \sin(\theta_1 - \theta_3)}{(l_5 + l_4) \sin(\theta_4 - \theta_3)}. \end{cases} \quad (20)$$

将式 (16) 和 (17) 对驱动时间  $t$  求导, 可得:

$$\begin{aligned} il_1\alpha_1e^{i\theta_1} - l_1\omega_1^2e^{i\theta_1} &= il_4\alpha_2e^{i\theta_2} - l_4\omega_2^2e^{i\theta_1} + il_3\alpha_2e^{i\theta_2} - \\ &\quad l_3\omega_2^2e^{i\theta_2} + a_3e^{i\theta_2} + iv_3\omega_2e^{i\theta_2}. \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} l_1e^{i\theta_1}(i\alpha_1 - \omega_1^2) &= l_2e^{i\theta_3}(i\alpha_3 - \omega_3^2) + l_5e^{i\theta_4}(i\alpha_2 - \omega_2^2) + \\ &\quad l_4e^{i\theta_4}(i\alpha_4 - \omega_4^2) + a_2e^{i\theta_4} + iv_5\omega_4e^{i\theta_4}. \end{aligned} \quad (22)$$

利用欧拉方程将式(21)和(22)实部、虚部分离, 即得:

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 \alpha_1 - l_1 \omega_1^2 \sin \theta_1 = l_4 \cos \theta_2 \alpha_2 - l_4 \omega_2^2 \sin \theta_2 + l_3 \cos \theta_2 \alpha_2 - \\ l_3 \omega_2^2 \sin \theta_2 + v_3 \omega_2 \cos \theta_2 + a_3 \sin \theta_2, \\ -l_1 \sin \theta_1 - l_1 \omega_1^2 \cos \theta_1 = -l_4 \sin \theta_2 - l_4 \omega_2^2 \cos \theta_2 + l_3 \sin \theta_2 - \\ l_3 \omega_2^2 \cos \theta_2 + v_3 \omega_2 \sin \theta_2 + a_3 \cos \theta_2. \end{cases} \quad (23)$$

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 \alpha_1 - l_1 \omega_1^2 \sin \theta_1 = l_2 \cos \theta_3 \alpha_3 - l_2 \omega_3^2 \sin \theta_3 + \\ l_5 \cos \theta_4 \alpha_2 - l_5 \omega_2^2 \sin \theta_4 + \\ l_4 \cos \theta_4 \alpha_4 - l_4 \omega_4^2 \sin \theta_4 + \\ v_5 \omega_4 \cos \theta_4 + a_5 \sin \theta_4, \\ -l_1 \sin \theta_1 \alpha_1 - l_1 \omega_1^2 \cos \theta_1 = -l_2 \sin \theta_3 \alpha_3 - l_2 \omega_3^2 \cos \theta_3 - \\ l_5 \sin \theta_4 \alpha_2 - l_5 \omega_2^2 \cos \theta_4 + \\ l_4 \sin \theta_4 \alpha_4 - l_4 \omega_4^2 \cos \theta_4 + \\ v_5 \omega_4 \sin \theta_4 + a_5 \cos \theta_4. \end{cases} \quad (24)$$

由方程组 (23) 和 (24) 可求得:

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha_1 = \frac{a_3 + l_1 \omega_1^2 \cos(\theta_1 - \theta_2) - (l_3 + l_4) \omega_2^2 \sin^2 \theta_2}{l_1 \sin(\theta_2 - \theta_1)}, \\ \alpha_2 = \frac{l_1 \omega_1^2 + \cos(\theta_1 - \theta_2)(a_3 - l_3 \omega_2^2 - l_4 \omega_2^2) - 2v_3 \omega_2 \sin(\theta_2 - \theta_1)}{(l_3 + l_4) \sin(\theta_2 - \theta_1)}, \\ \alpha_3 = \frac{l_1 \omega_1^2 \cos(\theta_1 - \theta_4) + \omega_2 - (l_3 + l_4) \omega_4^2 - l_2 \omega_3^2 \cos(\theta_3 - \theta_4) - l_1 \alpha_1 \sin(\theta_4 - \theta_1)}{l_2 \sin(\theta_3 - \theta_4)}, \\ \alpha_4 = \frac{[\omega_2 - (l_3 + l_4) \omega_4^2] \cos(\theta_3 - \theta_4) - l_1 \alpha_1 \sin(\theta_3 - \theta_1) + l_1 \omega_1^2 \cos(\theta_1 - \theta_3) + 2v_5 \omega_4 \sin(\theta_4 - \theta_3) - l_2 \omega_3^2}{(l_3 + l_4) \sin(\theta_4 - \theta_3)}. \end{array} \right. \quad (25)$$

至此, loop1 和 loop2 中杆件的运动特性已全部求解, 即得双闭环运动学模型。参照 loop1 和 loop2, 可得到其余闭环的角位移、角速度与角加速度的解析解, 即构建变形翼整体机构运动学模型。

## 5 变形翼机构的仿真校验

为验证前文所得到的双闭环机构运动学模型解析解的正确性, 以 loop1、loop2 双单元机构为研究对象, 采用数值计算软件 MATLAB 对各解析解进行数值计算, 采用仿真软件 ADAMS 对实际模型进行仿真分析, 通过对比各自输出数据曲线验证理论分析的合理性。

### 5.1 数值计算与仿真分析

机构各杆件的尺寸如表 1 所示。根据变形翼双闭环机构运动学模型 (式 (15)、(20)、(25)), 利用 MATLAB 软件编写程序对机构角位移、角速度、角加速度解析式进行数值计算。设置机构的驱动时间  $t$  为 0~5 s, 伸缩驱动杆为匀速运动。驱动杆  $l_5$  的运动速度 ( $v_5$ ) 为 20 mm/s, 则驱动杆  $l_5$  的长度为  $v_5 t = 20t$ ; 驱动杆  $l_3$  的运动速度 ( $v_3$ ) 为 40 mm/s, 则驱动杆  $l_3$  的长度为  $v_3 t = 40t$ 。

表 1 杆件尺寸

Table 1 Member sizes

杆件	长度 /mm
$l_1$	500
$l_2$	300
$l_4$	400
$l_3$	$40t$
$l_5$	$20t$

用 ADAMS 软件对机构进行建模和仿真。根据表 1 的杆件尺寸, 设定双单元机构设计变量初始值, 如表 2 所示。建立双单元机构的运动学实体仿真模型如

图 14 所示。设置仿真时间为 5 s, 仿真步数为 300, 驱动杆  $HC$  和  $GB$  的驱动函数分别为  $\text{STEP}(\text{time}, 0, 20, 5, 20)$ 、 $\text{STEP}(\text{time}, 0, 40, 5, 40)$ 。

表 2 双单元机构设计变量初始值

Table 2 Initial values of design variables of two-unit mechanism

杆件名称	初始值 /mm	杆件名称	初始值 /mm
$AB$	500	$HE$	400
$BC$	300	$FE$	300
$GB$	0	$CF$	500
$GF$	400	$DE$	500
$CD$	300	$AF$	300
$HC$	0		

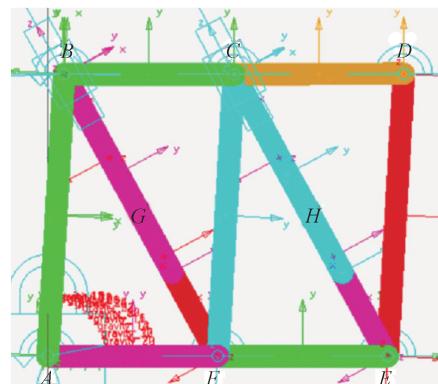


图 14 双单元机构仿真模型

Fig. 14 Simulation model of two-unit mechanism

### 5.2 结果对比

通过 MATLAB 求解和 ADAMS 仿真, 得到变形翼双闭环机构的角位移、角速度及角加速度曲线, 如图 15 所示。由图 15 可知, 各杆件的角位移、角速度及角加速度的仿真曲线与理论曲线高度吻合, 这证明了用闭环矢量法分析机构运动学的正确性。此外, 驱动杆在匀速运动过程中, 各从动杆的角度相关参数并非匀速变化。各杆件的角位移、角速度、角加速度

的曲线均为平滑曲线, 未出现激增或骤降, 无较大波动和突变。这表明该机构各构件的相关运动参数符合预期要求, 可实现平滑稳定运动, 运动特性良好。可见, 该变形翼机构具有较好的工作性能, 能够实现更高灵活度的大尺度变形运动。

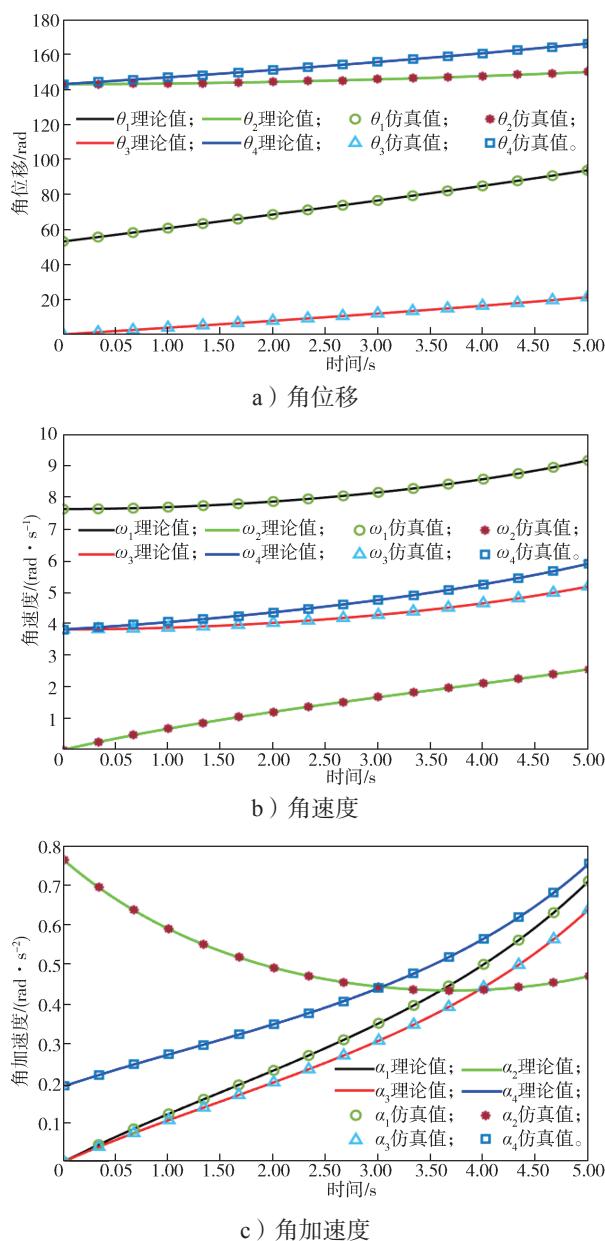


图 15 各杆件的角位移、角速度及角加速度

Fig. 15 Angular displacement, angular velocity and angular acceleration of each bar

## 6 结论

为同时满足机翼的翼面积、后掠角、展弦比 3 方面的变形, 实现机翼更高灵活度的大尺度连续变形运

动, 本研究基于平行四边形机构, 提出了一种新型的模块化大尺度变形翼机构, 并对机构进行了运动学分析与仿真分析。所得结论如下:

1) 平行四边形单元机构沿  $xy$  平面拓展可得到新型模块化变形翼机构。由平面自由度计算公式得到, 单元机构自由度为 1, 整体机构自由度为 7, 机构自由度数与原动件数相等, 这说明在电机驱动下, 变形翼机构各构件间具有确定的相对运动。

2) 用 ADAMS 得到的机构运动学仿真结果与 MATLAB 计算结果高度吻合, 验证了理论分析的正确性。

3) 采用闭环矢量法建立变形翼整体机构的运动学模型。以双单元机构为研究对象的运动学分析结果表明, 在驱动杆件的工作进程中, 机构各杆件的相关运动参数均未出现激增或骤降。因此, 机构结构设计合理, 可实现平滑稳定的连续变形运动。

本研究为新型大尺度变形翼机构的设计提供了一种新构型, 为特殊构型飞行器的设计与研究提供了技术积累。

## 参考文献:

- [1] 肖洪, 杨广, 郭宏伟, 等. 飞行器变形翼研究现状与展望 [J]. 机械工程学报, 2023, 59(19): 1-23.
- [2] 冉茂鹏, 王成才, 刘华华, 等. 变体飞行器控制技术发展现状与展望 [J]. 航空学报, 2022, 43(10): 432-449.
- [3] 周文雅, 张宗宇, 王晓明, 等. 机翼中小尺度主动变形研究进展及关键技术 [J]. 机械工程学报, 2021, 57(2): 121-138.
- [4] 李铭琦. 基于热流固多场耦合分析的剪切式滑动蒙皮变后掠翼设计与优化 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [5] 辛涛, 李斌. 一种刚柔混合弦向变弯度机翼后缘设计 [J]. 兵工学报, 2023, 44(8): 2465-2476.
- [6] 李强. 形状记忆合金作动的伸缩机翼设计研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2022.
- [7] MEYER P, TRAUB H, HÜHNE C. Actuated Adaptive Wingtips on Transport Aircraft: Requirements and Preliminary Design Using Pressure-Actuated Cellular Structures[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 128: 107735.
- [8] BISHAY P, KOK J S, FERRUSQUILLA L J, et al. Design and Analysis of MataMorph-3: A Fully Morphing UAV with Camber-Morphing Wings and Tail

- Stabilizers[J]. Aerospace, 2022, 9(7): 382.
- [9] 肖洪, 郭宏伟, 张蒂, 等. 一种基于四面体单元的变形翼骨架设计与分析[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 417–426.
- [10] 曹广宇. 并联机构驱动式变形翼动力学特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- [11] 胡美娟, 王晓鹏, 唐嘉昌, 等. 平面折展变形翼机构运动学与动力学分析[J]. 包装学报, 2023, 15(2): 94–100.
- [12] MUHAMMED P S, ZAWAR H, AJAJ R M, et al. A Polymorphing Wing Capable of Span Extension and Variable Pitch[J]. Aerospace, 2022, 9(4): 9040205.
- [13] MUHAMMED P S, AJAJ R M, AKHAN K. A Compliant Polymorphing Wing for Small UAVs[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(10): 2575–2588.
- [14] 林正航, 李京阳, 宝音贺西. 飞行汽车机翼折叠系统机构运动学分析[J]. 科学技术与工程, 2024, 24(7): 2994–3003.
- [15] 陈博, 郭路瑶, 梁宝柱, 等. 一种双向平板折展单元机构及其运动过程分析[J]. 航空学报, 2023, 44(2): 308–320.
- [16] 万子平, 刘小旭, 任广安, 等. 电动缸举升伺服机构运动学误差建模与辨识[J]. 兵器装备工程学报, 2024, 45(8): 102–112.

(责任编辑: 邓彬)

## Design and Kinematics Analysis of Modular Large Scale Deformable Wing Mechanism

QIU Zitong<sup>1</sup>, TANG Mingming<sup>1</sup>, TANG Jiachang<sup>1</sup>, LIU Tao<sup>1</sup>, WANG Xiaopeng<sup>2</sup>, YAO Qishui<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Hunan University of Technology, Zhuzhou Hunan 412007, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To enhance the deformable flexibility and stiffness of an aircraft wing and make it more versatile for multiple tasks, a modular large-scale deformable wing mechanism based on a parallelogram mechanism is proposed. The mechanism composition, degrees of freedom, and kinematic characteristics are analyzed. First, a new modular deformable wing mechanism is designed using the parallelogram mechanism. The structure is briefly outlined, the mechanism's degree of freedom is calculated, and its deformation process is analyzed. Next, a kinematic model is established using the closed-loop vector method, and the kinematic characteristics of components, such as angle, angular velocity, and angular acceleration, are studied. Finally, the numerical results of the kinematic model are compared with the simulation data. The comparison shows a strong agreement between the two, confirming the accuracy of the kinematic model. The proposed deformable wing mechanism demonstrates stable and smooth motion, with continuous large-scale deformation that offers higher flexibility and reliability.

**Keywords:** large-scale deformable wing; parallelogram mechanism; modularity; kinematic analysis