

<http://bhxb.buaa.edu.cn> [jbuaa@buaa.edu.cn](mailto:jbuaa@buaa.edu.cn)

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0064

# 折叠翼飞行器的模型设计与气动特性仿真分析

胡文华<sup>1,2</sup>, 刘文举<sup>1,2</sup>, 吴瑞琴<sup>1,2,\*</sup>, 陈三亚<sup>1,2</sup>, 冯晶晶<sup>1,2</sup>, 吴霞<sup>3</sup>

(1. 天津理工大学 天津市先进机电系统设计与智能控制重点实验室, 天津 300384; 2. 天津理工大学 机电工程国家级实验教学示范中心, 天津 300384; 3. 天津航天机电设备研究所, 天津 300301)

**摘 要:** 变体飞行器在飞行过程中的构型改变、弹性变形及流场之间相互耦合, 其气动特性受到显著影响。针对折叠翼变体飞行器的机翼折展运动导致的气动特性变化和机翼弹性变形问题, 开展折叠翼的气动弹性仿真研究。采用翼身融合的三角翼方案, 建立三维模型并制作实物模型, 验证机翼的构型改变功能。简化模型并划分网格, 设置流固耦合仿真环境, 利用单向流固耦合仿真分析气流迎角、气流速度对折叠翼的升阻力特性和弹性变形的耦合影响, 开展双向流固耦合仿真, 基于机翼剖面压力分析折展运动对机翼表面压力分布的影响, 研究机翼构型改变、弹性变形及流场环境的耦合效应。研究发现: 折叠翼变体飞行器的气动特性及弹性变形与气流迎角、气流速度、机翼折展角度及折展速度都有关; 折展速度对折叠翼的气动特性和弹性变形有重要影响, 快速折展比慢速折展导致更显著的机翼气动特性变化和弹性变形。研究结果对折叠翼变体飞行器的气动特性分析、机翼弹性变形抑制, 以及飞行控制器设计有重要指导意义。

**关键词:** 折叠翼; 流固耦合; 折展运动; 气动特性; 仿真分析

**中图分类号:** V278<sup>+</sup>.1

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2026)04-1028-10

随着材料和飞控手段革新, 航空技术发展迅速<sup>[1]</sup>, 整机气动外形可变的变体飞行器引起了众多学者的关注<sup>[2-3]</sup>。变体飞行器有多种类型, 常见的变体方式是机翼的大幅度变形, 如变后掠翼<sup>[4]</sup>、伸缩翼<sup>[5]</sup>、折叠翼<sup>[6]</sup>等。变形机翼能够主动调节自身形状以改善飞行器任务适应性, 是飞行器设计的研究前沿<sup>[7]</sup>。Parancheerivilakkathil 等<sup>[8]</sup>提出一种综合变展长和变翼梢的多态变体机翼, 并制作了机翼实物。Ashir 等<sup>[9]</sup>利用形状记忆合金和纤维增强塑料开发了自适应可变形机翼, 以电流大小和加热时间作为变量进行了机翼变形实验。田大可等<sup>[10]</sup>基于等边 Bennett 机构提出了变形翼机构设计方案, 建立了三维模型及虚拟样机, 制作了样机并进行了实验。孙冰等<sup>[11]</sup>为一种可变展长和弦长的变体飞行

器设计了俯仰控制系统的时变抗干扰观测器和鲁棒控制器。冯文正等<sup>[12]</sup>通过改变飞行器的后掠角和翼型厚度, 研究了组合变形对机翼气动特性的影响。喻世杰等<sup>[13]</sup>针对后缘连续变弯度的变体机翼颤振问题, 提出了一种参数化气动弹性建模方法。变体飞行器的设计需要综合考虑气动、结构及控制等多个目标, 但其气动特性分析是首要解决的问题<sup>[14]</sup>。

折叠翼飞行器通过机翼折展来改变自身构型, 以适应不同的飞行任务, 是极具发展前景的变体飞行器<sup>[15-16]</sup>。在折展过程中折叠翼发生弹性变形和大幅度构型改变, 使得折叠翼飞行器的动力学特性变得更加复杂, 其弹性变形、构型改变和流场相互耦合<sup>[17]</sup>。偶极子网格法常被用来构建折叠翼的参数

收稿日期: 2024-01-28; 录用日期: 2024-05-24; 网络出版时间: 2024-06-06 11:01

网络出版地址: [link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240605.1337.001](http://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240605.1337.001)

基金项目: 国家自然科学基金(11702188, 12002236, 12072233)

\*通信作者. E-mail: [ruiqinwu@163.com](mailto:ruiqinwu@163.com)

**引用格式:** 胡文华, 刘文举, 吴瑞琴, 等. 折叠翼飞行器的模型设计与气动特性仿真分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2026, 52(4): 1028-1037. HU W H, LIU W J, WU R Q, et al. Model design and aerodynamic characteristics simulation analysis of fold-wing aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2026, 52(4): 1028-1037 (in Chinese).

化气动弹性模型,但其是基于平面假设的方法<sup>[18]</sup>。升力面法也可用于建立折叠翼构型改变运动时的气动力模型,但忽略了机翼厚度的影响<sup>[19]</sup>。变体飞行器的受力和变形情况复杂,其气动特性分析通常需要借助数值方法<sup>[20]</sup>。Ajaj 等<sup>[21]</sup>调研了变形飞行器的气动弹性研究,认为数值方法、仿真软件与实验是常用的有效方法。Huang 等<sup>[22]</sup>给出了折叠翼的参数化气动伺服弹性建模方法,并利用商业软件进行了验证。徐浩等<sup>[23]</sup>整合了机械系统动力学自动分析(automatic dynamic analysis of mechanical systems, ADAMS)、气动力计算程序及飞行控制技术,搭建了折叠翼的气动弹性仿真平台。Wen 等<sup>[24]</sup>利用计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)提出了可随折叠角变化的气动参数模型,研究了折叠翼梢变体飞行器的气动特性。张贺等<sup>[25]</sup>针对变构型飞行器开发了能够与 CFD 求解器联合求解的开源多刚体动力学软件。现有研究工作大多是用近似理论分析变体飞行器的气动弹性问题,或者是关于刚性机翼构型改变时的气动特性和柔性机翼固定构型时的流固耦合(fluid-structure interaction, FSI)特征。折叠翼飞行器在飞行过程中既有机翼固定状态,也有机翼折展运动状态。这 2 种工作状态的气动特性都值得深入研究,尤其是构型改变时,机翼的折展运动、弹性变形及流场不可避免地相互耦合,需要利用双向流固耦合方式分析机翼的气动特性。

折叠翼飞行器是新型飞行器,开展不同工况下折叠翼的气动特性研究,具有重要的工程价值。本文针对机翼折展运动、弹性变形及流场的耦合气动弹性问题,基于三角翼方案建立折叠翼可变体飞行器三维模型,制作实物模型,验证机翼折展功能。简化模型并划分网格,利用单向流固耦合仿真分析机翼的升阻力特性和弹性变形。搭建双向流固耦合仿真环境,添加折展转动函数,调节流场动网格,对机翼折展时的气动特性进行仿真,利用流场压力云图和机翼剖面压力分析机翼压力分布规律,基于云图分析机翼弹性变形,探索机翼折展运动对其气动特性的影响规律。本文研究结果对折叠翼变体飞行器的机翼弹性变形抑制及飞行控制器设计有重要指导意义。

### 1 折叠翼变体飞行器模型

基于三角翼方案,设计如图 1 所示的折叠翼。其中,机身长为 1.1 m,翼展为 1.9 m,后掠角为 33°,翼面积为 0.56 m<sup>2</sup>。令折叠翼的内翼、中翼和外翼之间铰接,内翼段和机身融合。机翼 3 段之间可以

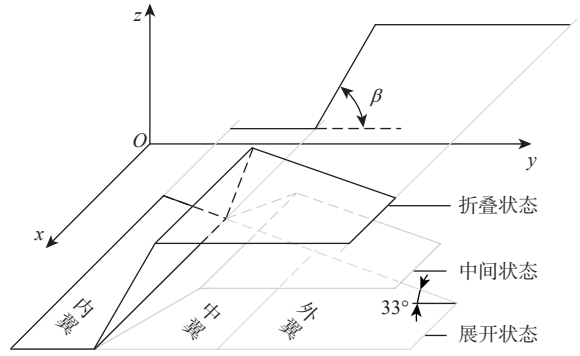


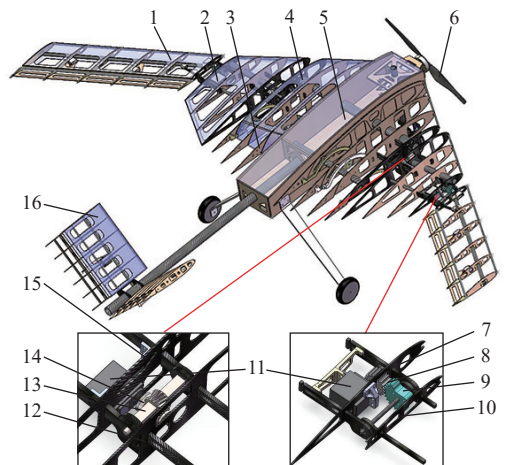
图 1 折叠翼示意图

Fig. 1 Schematic diagram of folding wing

转动,转动时设定外翼和内翼始终平行,呈“Z”字型。令中翼与内翼夹角 $\beta = 0^\circ$ 为折叠翼的完全展开状态, $\beta = 60^\circ$ 时为完全折叠状态。

#### 1.1 三维模型设计

利用 Solidworks 建立变体飞行器的三维模型,如图 2 所示。考虑试飞实验,为增强飞行稳定性,对飞行器模型加装“V”尾结构。飞行器内翼与机身之间通过 2 根碳管固连。关于内翼和中翼之间的折叠机构,考虑到力矩大小、结构紧凑和传动效率等因素,选用蜗轮蜗杆传动方式。安装在内翼侧的舵机通过舵盘连接将力和运动传递给蜗杆,再由蜗杆传递给蜗轮,蜗轮固定在中翼上,进而完成内翼和中翼之间的相对转动。外翼所受载荷较小,因此,中翼和外翼之间采用齿轮传动。舵机带动主动轮旋转,主动轮和从动轮通过啮合完成中翼和外翼之间的相对转动。折叠机构的驱动选用伺服舵机。对舵机进行固定时,在机翼端部使用碳纤维肋板进行加固。



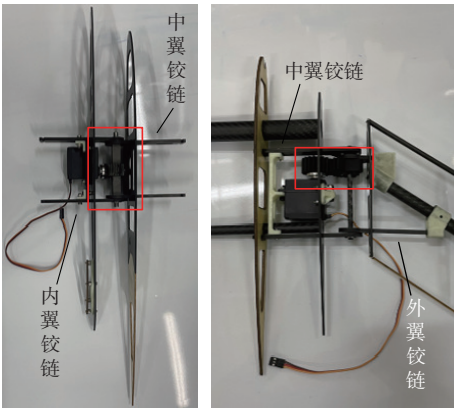
1. 外翼; 2. 中翼; 3. 襟翼; 4. 内翼; 5. 机身; 6. 螺旋桨; 7. 中翼肋板 I; 8. 主动轮; 9. 从动轮; 10. 外翼肋板; 11. 舵机; 12. 中翼肋板 II; 13. 蜗杆; 14. 蜗轮; 15. 内翼肋板; 16. 尾翼。

图 2 折叠翼变体飞行器的三维模型

Fig. 2 3D model of fold-wing morphing aircraft

### 1.2 实物模型制作

实现机翼折展的折展机构是模型制作中的关键部件。蜗轮蜗杆折展机构如图3(a)所示,其中,舵机型号为 Futaba-bls177sv,蜗轮蜗杆利用结构钢进行加工。舵机与舵盘连接,舵盘与蜗杆通过螺栓固定。舵机固定在内翼最外端的碳纤维机翼上面,2个铝合金角铁将舵机完全限位。蜗轮安装在内翼和外翼碳纤维铰链中,与蜗杆进行配合。齿轮折展机构如图3(b)所示,舵机型号为 Power hdlf-20mg,齿轮利用尼龙 Pa66 进行打印。舵机与舵盘连接,舵盘与主动齿轮通过螺栓固定,从动齿轮固定在外翼碳纤维铰链中。



(a) 蜗轮蜗杆折展机构 (b) 齿轮折展机构

图3 折展机构

Fig. 3 Folding mechanism

实物模型组装完成后,在折展过程中令内外翼保持平行,如图4所示。折叠角度 $\beta = 0^\circ$ 时翼展为1.94 m,  $\beta = 60^\circ$ 时翼展为1.72 m。实物模型的机翼折展动作平稳,但折展角速度较大时机身会发生轻微晃动。



(a) 展开状态正面图



(b) 折叠状态背面图

图4 折叠翼飞行器实物模型

Fig. 4 Physical model of fold-wing morphing aircraft

## 2 仿真参数及环境设置

因为结构对称,并且为提高计算效率,对仿真模型进行了简化处理,仅使用半个飞行器并忽略其内部细节,保留其原有外形特征和尺寸。仿真计算主要用到 Ansys Workbench 中的 Geometry、Fluid Flow、Transient Structural 和 System Coupling 这4个模块。

### 2.1 单向流固耦合计算流程

单向流固耦合主要考虑流体运动对固体的作用,可用来分析机翼构型不变时的升阻力特性和弹性变形。将简化模型导入 Fluent 计算出出场压力,再将压力传到结构表面上计算弹性变形,计算流程如图5所示。

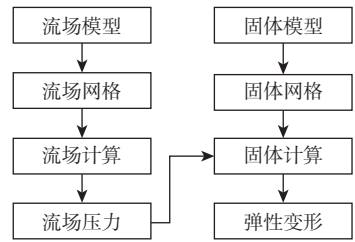


图5 单向流固耦合计算流程

Fig. 5 Calculation flow of unidirectional fluid-solid coupling

### 2.2 双向流固耦合计算流程

双向流固耦合仿真需要将流场数据通过 FSI 传递到固体结构,再将结构分析数据通过动网格技术传回流场,迭代计算直至收敛。机翼折展时的气动特性及结构变形耦合问题可利用双向流固耦合进行求解。流场产生的气动力通过 FSI 传递到机翼表面,机翼的构型改变和弹性变形再通过动网格技术反馈给流场,利用插值和迭代方法实现收敛计算,计算流程如图6所示。

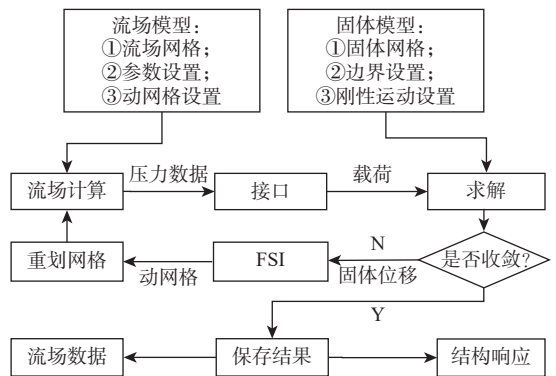


图6 双向流固耦合计算流程

Fig. 6 Calculation flow of bidirectional fluid-solid coupling

### 2.3 仿真参数及网格设置

图7中流场由 $A_1$ 、 $A_2$ 和 $A_3$ 这3部分组成。 $A_1$ 和 $A_3$ 的半径和长度均为8 m,采用结构网格划分。 $A_2$ 的半径和长度分别为8 m和4 m,采用非结构网格划分,机翼区域的网格进行局部加密。机翼结构

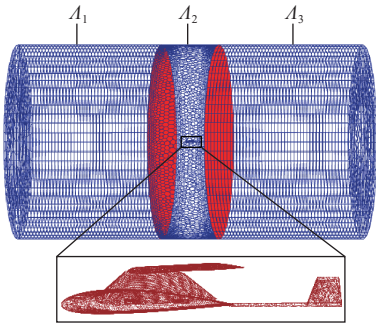


图 7 流场和结构的有限元网格

Fig. 7 Finite element mesh of fluid and solid

采用四面体单元 (Solid187) 进行网格划分。

仿真计算中所使用的流场介质为空气, 湍流模式为  $k-\epsilon$  模式, 机翼材料为铝合金, 流固耦合界面为飞行器表面, 其他主要流场参数和结构参数设定如表 1 所示。

表 1 流场参数和结构参数

Table 1 Flow parameters and structural parameters

参数	取值
流场出口压力/Pa	0
流场密度/( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )	1.225
流场动力黏度/ $10^5$ (Pa·s)	1.79
机翼密度/( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )	2 770
机翼泊松比	0.33
机翼杨氏模量/GPa	71

双向流固耦合仿真与单向流固耦合仿真的主要参数设置及网格划分保持一致, 不同的是双向流固耦合动网格设置为 Smoothing/Remeshing, 以及在瞬态模块中设置了机翼的折展角速度。

### 3 单向流固耦合仿真分析

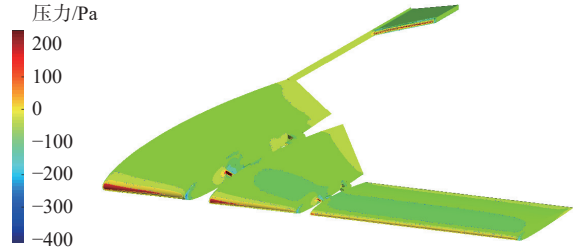
定义迎角  $\alpha$  为来流方向到飞行器纵轴的角度, 逆时针为正, 顺时针为负。令气流速度  $v = 20 \text{ m/s}$ , 以  $\alpha = 0^\circ$  的完全展开机翼为例, 计算流场压力, 将压力数据传递到飞行器表面上, 求解飞行器的弹性变形, 如图 8 所示。可以看出, 机翼前后缘出现较高气动压力, 最大压力出现在内翼前缘部分, 机翼的形变主要发生在外翼翼梢。

图 8 给出了特定迎角、来流速度及折叠角度下飞行器表面的压力分布及其受载后的弹性变形。飞行器的压力分布和弹性变形显然是与迎角、来流速度及折叠角度有关。

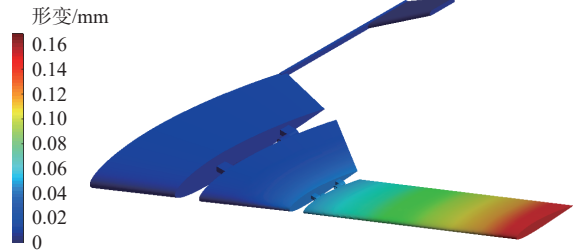
#### 3.1 气流迎角与折叠角度的影响

定义升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_D$  分别为

$$\begin{cases} C_L = \frac{2L}{\rho v^2 A_1} \\ C_D = \frac{2D}{\rho v^2 A_2} \end{cases} \quad (1)$$



(a) 飞行器表面的压力分布



(b) 飞行器的弹性变形

图 8 单向流固耦合算例

Fig. 8 Examples of unidirectional fluid-solid coupling

式中:  $\rho$  为空气密度;  $A_1$  和  $A_2$  分别为飞行器的俯视投影面积和前视投影面积。  $L$  和  $D$  分别为飞行器的升力和阻力。

定义最大弹性变形  $\delta_{\max}$  为

$$\delta_{\max} = \max(\delta_t - \delta_r) \quad (2)$$

式中:  $\delta_t$  和  $\delta_r$  分别为飞行器有限元模型中任一单元节点的总变形及其对应的刚性位移。

设迎角  $\alpha$  分别为  $-10^\circ$ 、 $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$ ,  $\beta$  分别为  $0^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $40^\circ$ 、 $50^\circ$ 、 $60^\circ$ , 得到以上参数各组合状态下的升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_D$  和最大弹性变形  $\delta_{\max}$ , 如图 9 所示。

由图 9(a) 可知, 升力系数  $C_L$  与迎角  $\alpha$  呈正比关系。  $\alpha$  在  $-10^\circ \sim 0^\circ$  范围内,  $C_L$  随折叠角度  $\beta$  增大而增大;  $\alpha$  在  $0^\circ \sim 15^\circ$  范围内,  $C_L$  随  $\beta$  增大而减小。图 9(b) 给出了不同  $\alpha$  和  $\beta$  下的阻力系数  $C_D$ 。随  $\alpha$  增大,  $C_D$  先减小后增大, 并且在  $0^\circ$  迎角附近出现最小值。同一迎角时,  $C_D$  随着  $\beta$  的增大而减小。图 9(c) 是将气动力加载到飞行器表面产生的  $\delta_{\max}$ , 随  $\alpha$  增大,  $\delta_{\max}$  先减小后增大, 并且在  $0^\circ$  迎角附近出现最小值。还可以观察到, 随着  $\beta$  增大,  $\delta_{\max}$  减小。

#### 3.2 气流速度与折叠角度的影响

保持迎角  $\alpha$  不变, 设气流速度为  $5 \text{ m/s}$ 、 $10 \text{ m/s}$ 、 $20 \text{ m/s}$ 、 $50 \text{ m/s}$ 、 $100 \text{ m/s}$ , 分析气流速度  $v$  与折叠角度  $\beta$  对机翼气动特性的影响。如图 10(a) 所示,  $\beta$  固定时,  $C_L$  随  $v$  的增大而升高, 并且当  $v < 20 \text{ m/s}$  时,  $C_L$  随  $v$  的增大而迅速升高, 当  $v > 20 \text{ m/s}$  后,  $C_L$  随  $v$  的增大而平缓上升。图 10(b) 给出了阻力系数  $C_D$  与  $v$  及  $\beta$  的关系。  $\beta$  固定时,  $C_D$  随  $v$  的增大而降低。图 10(c) 显示的是最大弹性变形  $\delta_{\max}$  随  $v$  及  $\beta$  的变化规律。可

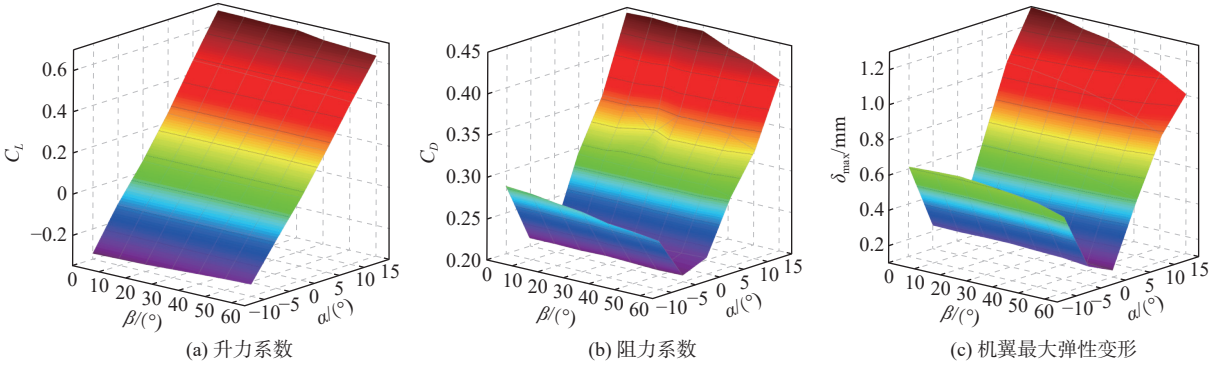


图9 迎角与折叠角度的影响

Fig. 9 Influences of attack angle and folding angle

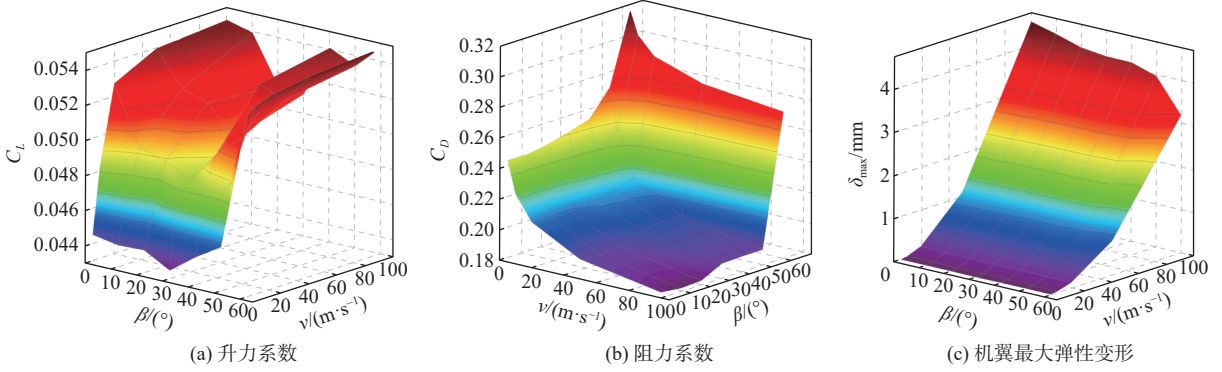


图10 气流速度与折叠角度的影响

Fig. 10 Influences of airflow speed and folding angle

可以看出,  $\delta_{max}$ 随着 $v$ 的增加而增加。

### 4 双向流固耦合仿真分析

机翼折展时,流场会随之发生显著变化,其弹性变形、构型改变和流场相互耦合。设置流场动网格为“Smoothing”、“Remeshing”,令 $\beta$ 初值为 $30^\circ$ ,

添加折展转动函数,使机翼匀速折展。以 $0^\circ$ 迎角下 $\beta$ 减小时的展开过程和 $\beta$ 增大时的折叠过程为例,进行机翼折展过程的气动特性双向流固耦合仿真分析。

#### 4.1 气动特性分析

图11和图12给出了不同折展角速度 $\omega$ 时的机翼压力分布。压力分布情况与折叠角度 $\beta$ 有关,最大

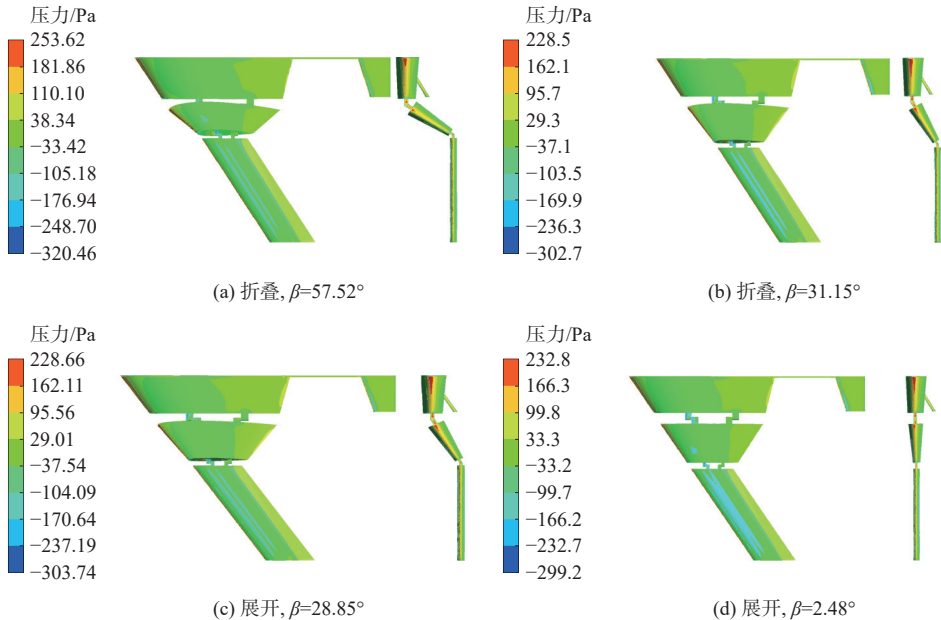


图11 慢速折展过程,  $\omega = 14.33 (\circ)/\text{s}$

Fig. 11 Slow folding progress,  $\omega = 14.33 (\circ)/\text{s}$

压力出现在机翼前缘且其大小与 $\beta$ 相关。对比图 11 和图 12 可知, 相同折叠角度时快速折展的压力分布不同于慢速折展, 而且对应同一折叠角度时快速折展的机翼最大压力均高于慢速折展。折叠角度较大时, 快速折展与慢速折展导致的机翼压力分布有相似性, 折叠角度较小时, 快速折展与慢速折展的机翼压力分布差异更明显。另外, 慢速折展时机

翼前缘一直是高压, 后缘高压分布区域占比较少, 机翼在各折叠角度的表面压力分布变化不明显。快速折展时折叠翼的外翼前缘出现了低压, 而且机翼后缘高压分布区域占比较大, 机翼在各折叠角度的表面压力分布发生了明显变化。这说明快速折展导致机翼表面压力分布变化剧烈且分布情况更为复杂。

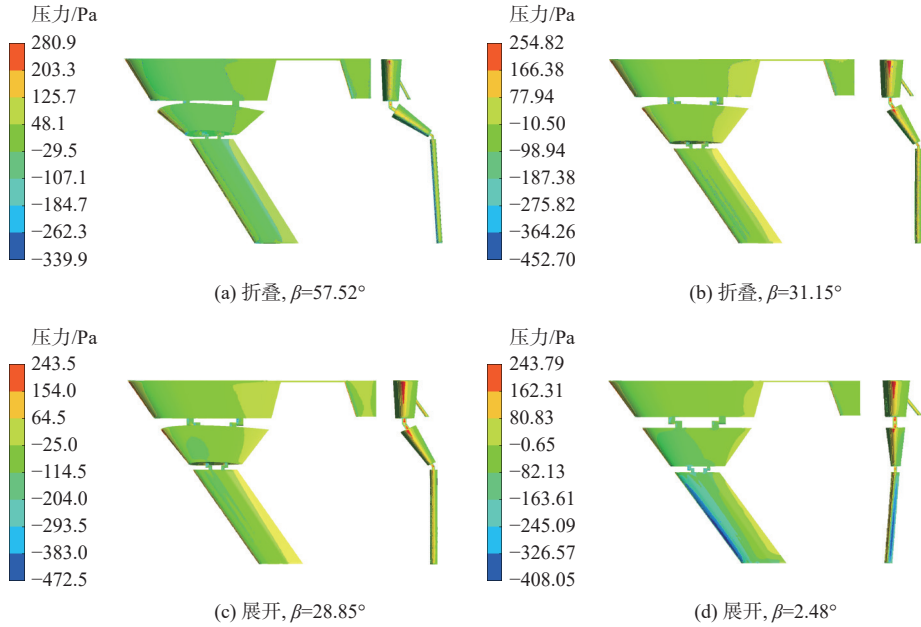


图 12 快速折展过程,  $\omega = 573.25$  ( $^{\circ}$ )/s

Fig. 12 Quick folding progress,  $\omega = 573.25$  ( $^{\circ}$ )/s

为观察机翼压力变化规律, 设置 3 个截面, 如图 13 所示。坐标原点在机翼和中翼的铰链处,  $x$ 轴平行于机身纵轴且指向机头,  $y$ 轴垂直于飞行器对称面。截面  $P_3$  的方程是  $y = 0.4$  m, 其与外翼的交线记为  $S_3$ 。截面  $P_2$  的方程是  $y \cos \beta + z \sin \beta = 0.15$  m, 其与中翼的交线记为  $S_2$ 。截面  $P_1$  的方程为  $y = -0.1$  m, 其对内翼的剖面的压力分布基本无变化。

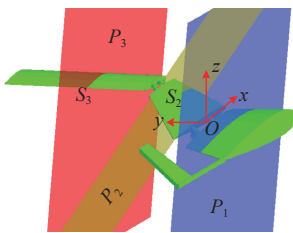


图 13 截面设置示意图

Fig. 13 Schematic diagram of sections

图 14 和图 15 给出了剖面  $S_3$  和  $S_2$  上的点在 3 个不同折叠角度下的压力。对比图 14 中同一交线在 2 种展开速度下的压力曲线, 可以看出, 以  $\omega = 573.25$  ( $^{\circ}$ )/s 展开比以  $\omega = 14.33$  ( $^{\circ}$ )/s 展开时机翼上下表面压差更大, 而且压力变化更显著。图 15 所示的折叠过程也有类似规律。对比在图 14 和图 15

中同种角速度下同一交线的压力曲线, 可以看出, 机翼展开和折叠时的气动分布有相似特征, 但数值上存在较大不同, 而且快速折展比慢速折展导致更大的压力分布差异。

#### 4.2 弹性变形特性分析

折叠翼在折展时的结构变形如图 16 所示。以  $\omega = 14.33$  ( $^{\circ}$ )/s 缓慢折展, 折叠和展开的最大总变形量相近, 约为 118 mm, 此时机翼近似于刚性折展; 以  $\omega = 573.25$  ( $^{\circ}$ )/s 迅速折展, 折叠和展开的最大总变形量有显著差异, 且明显大于慢速折展。原因是快速折展时机翼有较大弹性变形, 外翼外端沿  $z$  轴上下摆动。这表明机翼折展越快其变形量越大, 且弹性变形越显著。机翼在折展角度改变时的应力如图 17 所示。可以看出, 迅速折展后的最大应力远大于缓慢折展后的最大应力。最大应力主要集中在各翼段之间的铰链连接处。

为观察机翼的弹性变形与折展角速度  $\omega$  之间的关系, 提取机翼最大相对弹性变形  $\zeta_{\max}$  为

$$\zeta_{\max} = \max \left( \frac{\delta_t - \delta_r}{\delta_r} \right) \quad (3)$$

图 18 中, 横坐标是以  $30^{\circ}$  为初值时的折叠角度

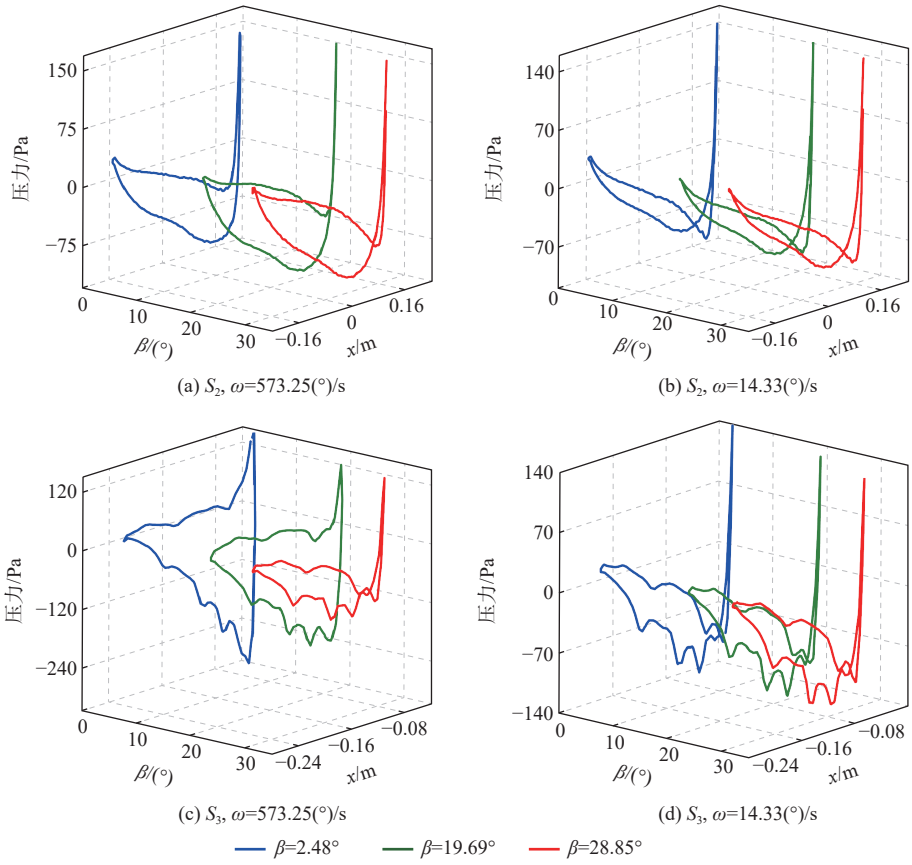


图 14 展开过程剖线的压力分布

Fig. 14 Pressure of section lines during unfolding process

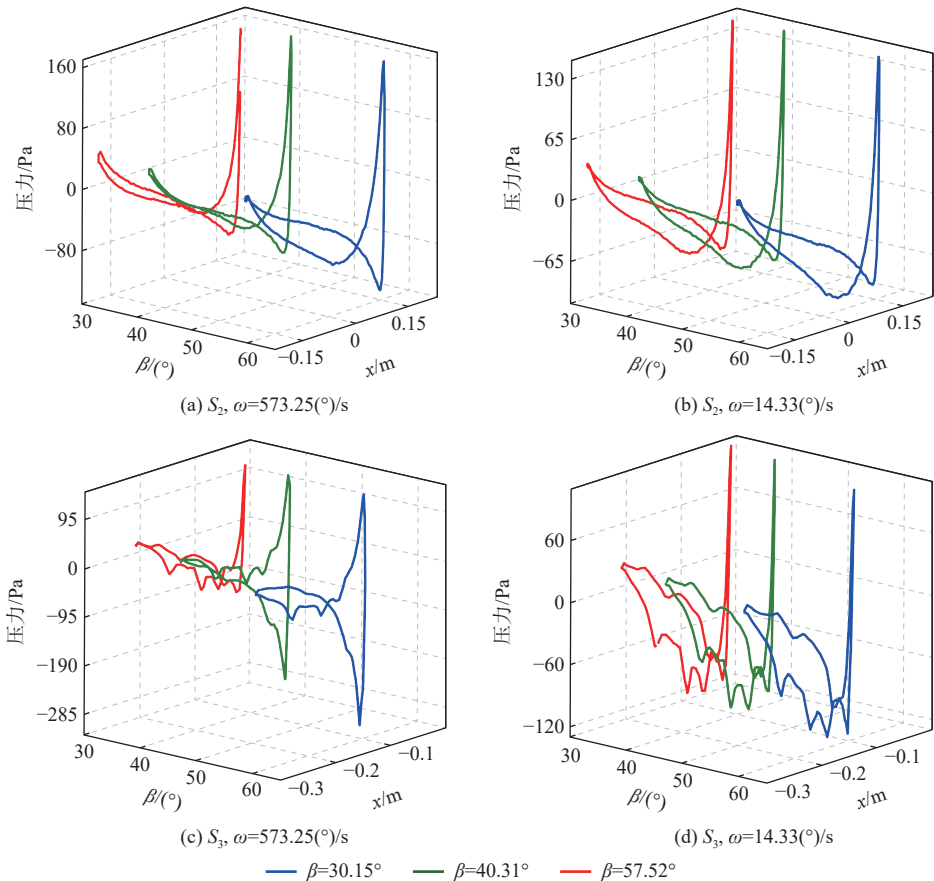


图 15 折叠过程剖线的压力分布

Fig. 15 Pressure of section lines during folding process

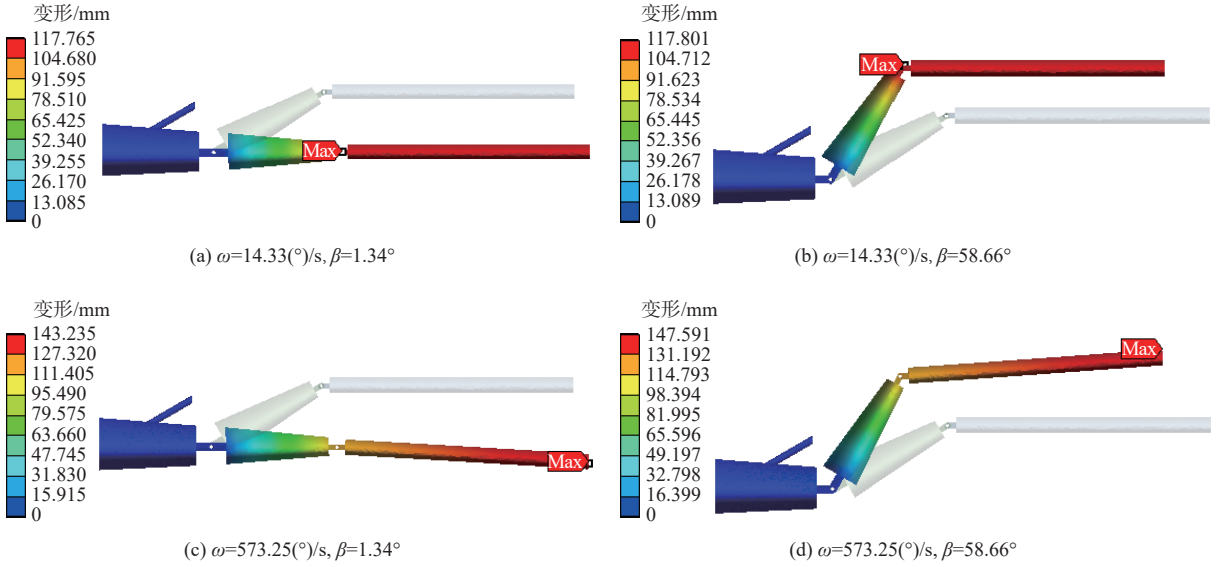


图 16 机翼的变形

Fig. 16 Deformation of wing

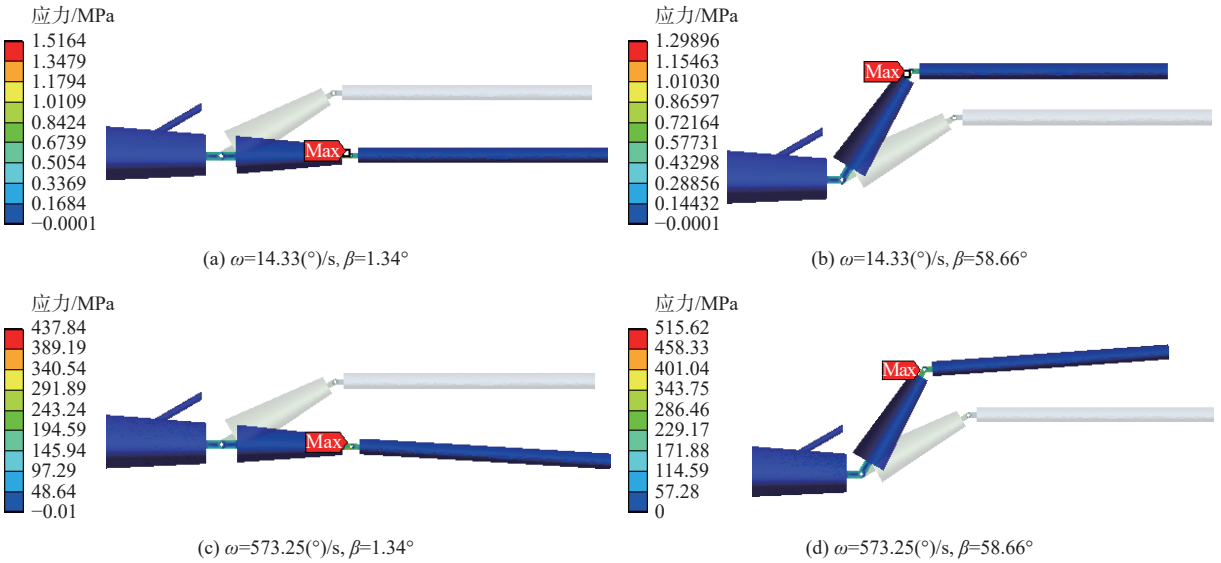


图 17 机翼的应力

Fig. 17 Stress of wing

改变量 $\bar{\beta}$ , 右向箭头和左向箭头分别表示机翼的折叠和展开过程。相同角速度下折叠和展开时 $\zeta_{\max}$ 的变化趋势相同, 振荡幅值和周期相似, 而且 $\zeta_{\max}$ 的振荡幅度随 $\bar{\beta}$ 增大而增大。另外, 从图中可以看出, 在

$\omega$ 较小的慢速折展过程中, 机翼的弹性变形也较小。以 $\omega = 14.33$  (°)/s为例, 此时机翼弹性变形很小, 机翼折展近似于刚性运动。折展角速度 $\omega$ 越大, 机翼折展运动的振荡现象越明显, 振荡的幅值更大。以 $\omega = 573.25$  (°)/s为例, 开始阶段, 弹性变形导致机翼折展滞后于其刚性运动, 一段时间后, 机翼折展产生过冲, 总变形超过刚性位移, 随后机翼在其刚性位移附近振荡。

### 5 结 论

设计折叠翼变体飞行器的三维模型, 进行了气动弹性仿真分析, 主要结论如下:

1) 在折叠翼构型固定的单向流固耦合仿真中, 折叠翼飞行器的升阻力及弹性形变与折叠角度、气

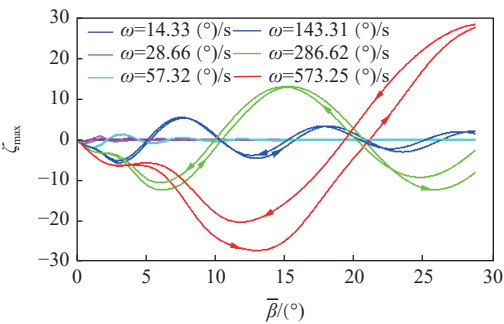


图 18 机翼折展过程中的相对形变

Fig. 18 The relative deformation during folding progress

流迎角和速度有关,且呈现出不同特点。折叠角度与气流速度不变时,随迎角增大,飞行器的升力系数增大,而阻力系数与最大弹性变形都是先减小后增大。迎角与气流速度不变时,随着折叠角度增大,飞行器的升力系数在负迎角时增大而在正迎角时减小,阻力系数与最大弹性变形都是减小。迎角与折叠角度不变时,随着气流速度增大,飞行器的阻力系数减小,升力系数与最大弹性变形都增大。

2) 在折叠翼构型变化的双向流固耦合仿真中,折叠翼的表面压力分布和弹性变形不仅与折叠角度有关,还与折展角速度相关。对应同一折叠角度时快速折展的机翼最大压力均高于慢速折展。折叠角度较大时,快速折展与慢速折展导致的机翼压力分布有相似性,折叠角度较小时,快速折展与慢速折展的机翼压力分布差异更明显。快速折展导致机翼表面压力分布变化剧烈且分布情况更复杂,同时,机翼剖面上下边界的压力分布差异也更大。

3) 构型变化时,折叠翼的弹性变形和应力都与折叠角度及折展角速度相关。折展越快,机翼的最大总变形量越大,最大应力也更大。最大总变形量发生在翼梢处,最大应力发生在各翼段的连接处。机翼的最大相对弹性变形随着折展运动呈现出振荡现象,而且幅值随着折叠角度改变量增大而增大。

### 参考文献 (References)

- [1] 白鹏,陈钱,徐国武,等.智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J].空气动力学学报,2019,37(3):426-443.  
BAI P, CHEN Q, XU G W, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 426-443(in Chinese).
- [2] 祝连庆,孙广开,李红,等.智能柔性变形机翼技术的应用与发展[J].机械工程学报,2018,54(14):28-42.  
ZHU L Q, SUN G K, LI H, et al. Intelligent and flexible morphing wing technology: a review[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 28-42(in Chinese).
- [3] WEISSHAAR T A. Morphing aircraft systems: historical perspectives and future challenges[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 337-353.
- [4] 都显琛,刘学翱,董洋,等.可变后掠翼联动驱动机构设计与尺寸综合[J].北京航空航天大学学报,2022,48(12):2502-2509.  
DU X C, LIU X A, DONG Y, et al. Design and dimensional synthesis of a variable wing sweep mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(12): 2502-2509 (in Chinese).
- [5] TARABI A, GHASEMLOO S, MANI M. Experimental investigation of a variable-span morphing wing model for an unmanned aerial vehicle[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2016, 38(7): 1833-1841.
- [6] 宋慧心,金磊.折叠翼飞行器的动力学建模与稳定控制[J].力学学报,2020,52(6):1548-1559.  
SONG H X, JIN L. Dynamic modeling and stability control of folding wing aircraft[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(6): 1548-1559(in Chinese).
- [7] 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.  
ZHOU W Y, ZHANG Z Y, WANG X M, et al. Research progress and key techniques of active morphing wing at medium and small scales[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(2): 121-138 (in Chinese).
- [8] PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, HAIDER Z, AJAJ R M, et al. A polymorphing wing capable of span extension and variable pitch[J]. Aerospace, 2022, 9(4): 205.
- [9] ASHIR M, HINDAHL J, NOCKE A, et al. Development of an adaptive morphing wing based on fiber-reinforced plastics and shape memory alloys[J]. Journal of Industrial Textiles, 2020, 50(1): 114-129.
- [10] 田大可,张珺威,金路,等.基于等边 Bennett 机构的变形翼机构设计与分析[J].北京航空航天大学学报,2025,51(3):742-752.  
TTIAN D K, ZHANG J W, JIN L, et al. Design and analysis of morphing wing mechanism based on equilateral Bennett mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(3): 742-752(in Chinese).
- [11] 孙冰,陈伟.基于时变观测器的变体飞行器有限时间鲁棒控制[J/OL].北京航空航天大学学报,(2024-03-07)[2024-04-16].  
<https://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1726.004>.  
SUN B, CHEN W. Finite time robust control of morphing aircraft based on time-varying gain observer[J/OL] Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, (2024-03-07)[2024-04-16].  
<https://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1726.004>(in Chinese).
- [12] 冯文正,于菲,姜涛,等.变后掠角与变翼型厚度机翼的气动特性分析[J].飞行力学,2023,41(1):9-13.  
FENG W Z, YU F, JIANG T, et al. Analysis of aerodynamic characteristics of a wing with variable sweep angle and variable airfoil thickness[J]. Flight Dynamics, 2023, 41(1): 9-13(in Chinese).
- [13] 喻世杰,周兴华,黄锐.变弯度机翼参数化气动弹性建模与颤振特性分析[J].航空学报,2023,44(8):227346.  
YU S J, ZHOU X H, HUANG R. Parametric aeroelastic modeling and flutter characteristic analysis of variable camber wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(8): 227346(in Chinese).
- [14] AFONSO F, VALE J, LAU F, et al. Performance based multidisciplinary design optimization of morphing aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 1-12.
- [15] 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.
- [16] 甄子洋,刘攀,陆宇平.变体飞行器智能变形与飞行控制技术研究进展[J].南京航空航天大学学报,2022,54(6):995-1006.  
ZHEN Z Y, LIU P, LU Y P. Research progress on intelligent deformation and flight control technology of morphing aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(6): 995-1006(in Chinese).
- [17] 郭秋亭,张来平,常兴华,等.变形飞机动态气动特性数值模拟研究[J].空气动力学学报,2011,29(6):744-750.  
GUO Q T, ZHANG L P, CHANG X H, et al. Numerical simulation

- of dynamic aerodynamic characteristics of a morphing aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(6): 744-750(in Chinese).
- [18] ZHANG W, LV S L, NI Y G. Parametric aeroelastic modeling based on component modal synthesis and stability analysis for horizontally folding wing with hinge joints[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2018, 92(2): 169-179.
- [19] XU H, HAN J L, XI Y, et al. Comparative study of lifting surface and CFD methods in the simulation of morphing process of folding wing[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2022, 2022: 2476196.
- [20] 徐伟, 段富海. 折叠翼飞机有限元和流固耦合 ANSYS 分析[J]. *机电工程技术*, 2020, 49(12): 6-9.
- XU W, DUAN F H. Finite element and fluid-structure interaction analysis of folding wing aircraft based on ANSYS[J]. *Mechanical & Electrical Engineering Technology*, 2020, 49(12): 6-9(in Chinese).
- [21] AJAJ R M, PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, AMOOZGAR M, et al. Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2021, 120: 100682.
- [22] HUANG R, YANG Z J, YAO X J, et al. Parameterized modeling methodology for efficient aeroservoelastic analysis of a morphing wing[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(12): 5543-5552.
- [23] 徐浩, 韩景龙, 奚勇, 等. 折叠翼飞行器气动弹性变体飞行仿真平台[J]. *北京航空航天大学学报*, 2024, 50(6): 1921-1930.
- XU H, HAN J L, XI Y, et al. Aeroelastic morphing flight simulation platform for a folding wing aircraft[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2024, 50(6): 1921-1930(in Chinese).
- [24] WEN L Y, REN Q P, YANG J, et al. Longitudinal modeling and aerodynamic evaluation of morphing aircraft with symmetric folding wing tips[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2023, 40(4): 382-400.
- [25] 张贺, 刘清扬, 李留刚, 等. 变构型飞行器多刚体非定常仿真技术[J]. *航空学报*, 2023, 44(S2): 729421.
- ZHANG H, LIU Q Y, LI L G, et al. Multibody system unsteady simulation technology for morphing aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(S2): 729421(in Chinese).

## Model design and aerodynamic characteristics simulation analysis of fold-wing aircraft

HU Wenhua<sup>1,2</sup>, LIU Wenju<sup>1,2</sup>, WU Ruiqin<sup>1,2,\*</sup>, CHEN Sanya<sup>1,2</sup>, FENG Jingjing<sup>1,2</sup>, WU Xia<sup>3</sup>

- (1. Tianjin Key Laboratory for Advanced Mechatronic System Design and Intelligent Control, Tianjin University of Technology, Tianjin 300384, China;
2. National Demonstration Center for Experimental Mechanical and Electrical Engineering Education, Tianjin University of Technology, Tianjin 300384, China;
3. Tianjin Institute of Aerospace Mechanical and Electrical Equipment, Tianjin 300301, China)

**Abstract:** The coupling of configuration change, elastic deformation, and the flow field significantly affects the aerodynamic characteristics of morphing aircraft during flight. Aeroelastic simulations were carried out to take into account the alteration in aerodynamics and elastic deformation of a wing brought about by the folding motion of a fold-wing morphing aircraft. A delta-wing scheme with a blend-wing-body configuration was used to establish a three-dimensional model. A physical model of the fold-wing aircraft was made and the wing's morphing function was verified. Subsequently, a simplified and meshed model was set up for aerodynamic simulations. Using unidirectional fluid-solid coupling simulations, the coupling effects of airflow angle of attack and airflow velocity on the aerodynamic properties and elastic deformation of folding wings were examined. Moreover, a bidirectional fluid-solid coupling simulation was carried out to analyze the influence of folding motion on aerodynamic characteristics of aircraft based on the pressure of the section lines of wings, and to study the coupling effects of changes in wing configuration, flexible deformation and flow field. The research revealed that the aerodynamic characteristics and elastic deformation of a fold-wing morphing aircraft are related to its flow angle of attack, flow velocity, folding angle and folding speed. Additionally, the folding velocity played a crucial role in shaping the aerodynamic characteristics and flexible deformation of the folding wings, with rapid folding leading to more distinct changes than slow folding. These results are of great significance for analyzing aerodynamic characteristics, suppressing flexible deformation, and designing flight controllers for fold-wing morphing aircraft.

**Keywords:** folding wing; fluid-solid coupling; folding motion; aerodynamic characteristics; simulation analysis

Received: 2024-01-28; Accepted: 2024-05-24; Published Online: 2024-06-06 11:01

URL: [link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240605.1337.001](http://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240605.1337.001)

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11702188,12002236,12072233)

\* Corresponding author. E-mail: [ruiqinwu@163.com](mailto:ruiqinwu@163.com)