

## 弹性效应对Z形折叠翼气动特性的影响

祁武超, 李亚冬, 张梓浩, 田素梅

(沈阳航空航天大学 辽宁省飞行器复合材料结构分析与仿真重点实验室, 沈阳 110136)

**摘要:** 为准确捕捉不同折叠角下Z形折叠翼的气动特性, 考虑不同翼段结构弹性效应的影响, 基于准稳态环境构建了参数化气动-结构耦合模型。在ANSYS Workbench软件中采用RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型和Coupled算法, 对折叠翼在弹性效应作用下的气动特性进行数值模拟, 并与刚性机翼的特性进行对比。此外, 系统探讨了弹性折叠翼在不同飞行环境中的变形规律。结果表明, 在弹性效应作用下, 折叠翼的升力和俯仰力矩绝对值略低于刚性机翼; 且随着折叠角的增大, 弹性变形对机翼整体气动性能的影响趋于平稳。当折叠角度为 $90^\circ$ 时, 弹性与刚性机翼的升力和俯仰力矩仅相差0.93%和0.70%。此外, 在弹性效应影响下, 机翼的最大变形出现在翼尖处, 且随折叠角度的增大, 翼尖变形量逐渐减小。

**关键词:** 折叠翼; 数值模拟; 弹性效应; 气动特性; 准稳态

中图分类号: V211.3, V215.3

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-1248.2025.05.002

## Influence of elastic effect on aerodynamic characteristics of Z-Shaped folding wing

QI Wuchao, LI Yadong, ZHANG Zihao, TIAN Sumei

(Key Laboratory of Liaoning Province for Composite Structural Analysis of Aircraft and Simulation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** To accurately capture the aerodynamic characteristics of Z-shaped folding wing at different folding angles, while considering the influence of the structural elastic effect of different wing segments, a parametric aerodynamic-structural coupling model was constructed based on a quasi-steady state environment. Using ANSYS Workbench software with the RNG  $k-\varepsilon$  turbulence model and the Coupled algorithm, numerical simulation was conducted to analyze the aerodynamic characteristics of the folding wing under the action of elastic effect and the results were compared with those of a rigid wing. Additionally, the deformation laws of the elastic folding wing in different flight environments were systematically explored. The results show that under the influence of elastic effect, the absolute values of lift and pitching moment of the folding wing are slightly lower than those of the rigid wing. As the folding angle increases, the impact of elastic deformation on the overall aerodynamic performance of the wing stabilizes. When the folding angle is  $90^\circ$ , the differences in lift

收稿日期: 2025-01-10 修回日期: 2025-04-11 接受日期: 2025-04-15

基金项目: 辽宁省教育厅面上项目(项目编号: JYTMS20230253, JYTMS20230224)。

作者简介: 祁武超(1982—), 男, 河南漯河人, 教授, 博士, 主要研究方向为飞行器气动弹性设计、可靠性设计、轻量化设计,

E-mail: qiwuchao@sau.edu.cn。

and pitching moment between the elastic and rigid wings are only 0.93% and 0.70% respectively. Furthermore, under the influence of elastic effect, the maximum deformation of the wing occurs at the wingtip. As the folding angle increases, the magnitude of wingtip deformation gradually decreases.

**Key words:** folding wing; numerical simulation; elastic effect; aerodynamic characteristics; quasi-steady state

传统固定翼飞行器难以适应复杂飞行环境和多样化任务需求,为解决这一难题,变形翼技术成为众多学者研究的重点方向之一<sup>[1-3]</sup>。目前,所提出的变形方式有多种,例如可变后掠角机翼、可变展长翼、可变厚度翼及折叠机翼等<sup>[4-6]</sup>。针对变形翼的研究,国内外学者在气动特性领域开展了诸多探索。李军府等<sup>[7]</sup>、段富海等<sup>[8]</sup>、马航等<sup>[9]</sup>对变形翼的研究现状进行了综述,分析了其技术发展和未来应用前景。此外,Ai等<sup>[10]</sup>研究了变形后缘翼型的空气动力学特性。Ma等<sup>[11]</sup>设计了一种性能优良的剪切蒙皮无缝剪切变后掠翼,并验证了剪切变后掠翼,提高了其所能承受的气动载荷。Bac等<sup>[12]</sup>对可变展长的变形翼进行了气动分析,结果表明通过增加展长可减少诱导阻力。Burdette等<sup>[13]</sup>提出了一种在机翼后缘40%处增加变形装置的设计,该自适应后缘装置能够减少5%以上的巡航燃油消耗,并显著减小结构质量、降低机动载荷。

折叠机翼能通过主动折叠灵活来调整飞行性能,以适应复杂的飞行任务和环境需求,从而吸引了大量学者对其气动特性进行深入研究<sup>[14]</sup>。Madhan等<sup>[15]</sup>对柔性飞机的折叠翼尖气动特性进行了初步研究,分析了在不同迎角和折叠角度下的气动性能。张昊哲等<sup>[16]</sup>研究了Z形折叠翼厚度对气动特性的影响。此外,Xu等<sup>[17]</sup>对折叠翼变形过程中的模拟技术进行了研究,比较了升力面法(lifting surface method, LSM)与计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)方法在模拟折叠翼气动特性方面的应用,并指出CFD方法能够提供更精准的气动力和流场分离预测。Li等<sup>[18]</sup>

通过CFD模拟分析了变后掠折叠翼导弹的气动特性。Huang等<sup>[19]</sup>则利用CFD模拟研究了折叠翼的瞬态空气动力学特征,并指出折叠速率的增大会延缓瞬态气动参数的突变。

目前,对折叠翼的研究大多将机翼视为刚体,未充分考虑其材料属性和弹性效应对气动特性的影响。然而,在实际飞行中,机翼在气动力、惯性力及结构载荷的共同作用下会发生显著的弹性变形。这种变形不仅会改变气动力的分布,还可能引发流场的复杂变化,从而进一步影响飞行器的稳定性和操控性。此外,机翼的折叠增加了飞行器动力学模型的复杂性,使折叠角度的变化对气动特性产生显著影响。因此,研究折叠翼在气动与结构耦合效应下的性能变化具有重要意义。本文系统分析了机翼折叠与弹性效应共同作用下的气动特性变化,重点探讨不同飞行条件下弹性变形的规律及其对气动力的影响。

## 1 流固耦合基本理论

流体的耦合计算遵循流体力学的基本假设和相关定律。一般地,可压缩流体遵循的质量守恒定律和动量守恒定律可通过下述控制方程进行描述。

质量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程为

$$\rho \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + \rho(\mathbf{v} \cdot \nabla) \mathbf{v} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} + \rho \mathbf{f} \quad (2)$$

式中: $t$ 为时间; $\mathbf{v}$ 为速度矢量; $\rho$ 为流体密度; $p$ 为流体压力; $\mu$ 为流体动力黏度系数; $\mathbf{f}$ 为流体

体积力矢量。

根据牛顿第二定律推导出固体控制守恒方程,其表达式为

$$\rho_s \ddot{\mathbf{d}}_s = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}_s + \mathbf{f}_s \quad (3)$$

式中: $\rho_s$ 为固体密度; $\boldsymbol{\sigma}_s$ 为柯西应力张量; $\mathbf{f}_s$ 为固体积力矢量; $\ddot{\mathbf{d}}_s$ 为固体域的加速度矢量。

在流固耦合计算中,基本的守恒定律依然适用。因此,在流固耦合交界面上,流体和固体的应力、变形等力学性能都应满足守恒关系,即满足以下方程组(下标 $f$ 和 $s$ 分别代表流体和固体):

$$\begin{cases} \boldsymbol{\sigma}_f \cdot \mathbf{n}_f = \boldsymbol{\sigma}_s \cdot \mathbf{n}_s \\ \mathbf{d}_f = \mathbf{d}_s \\ \mathbf{q}_f = \mathbf{q}_s \\ T_f = T_s \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{n}$ 为单位方向向量; $\mathbf{d}$ 为位移; $\mathbf{q}$ 为热流量; $T$ 为温度。

## 2 计算模型与网格无关性检验

选取标准对称翼型 NACA0008 作为研究对象,基于此翼型构建了6个不同折叠角度的折叠翼参数化模型。6个典型折叠角度分别为 $0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $75^\circ$ 和 $90^\circ$ 。折叠翼由内翼 $\alpha$ 、中段翼 $\beta$ 和外翼 $\gamma$ 三部分组成。其中,中段翼相对内翼绕二者连接处逆时针折叠,并将折叠角度记为 $\theta$ 。半模折叠翼的几何构型及坐标系如图1所示。折叠翼的尺寸如图2所示(单位mm)。

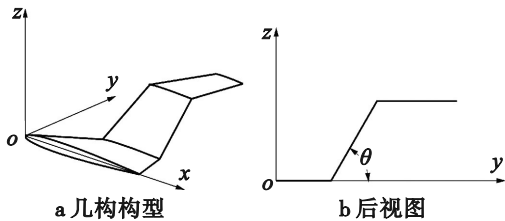


图1 半模折叠翼的几何构型及坐标系

为了在确保计算结果准确的前提下降低计算成本,对流场网格进行了无关性检验。通过增加节点数量来细化机翼表面网格,绘制了

多套网格并基于 RNG  $k-\varepsilon$  模型进行稳态数值计算,同时监测折叠翼的升阻力随网格数量的变化关系,如图3所示。从图3可以看出,当网格数量为330万时,数值结果开始趋于稳定,故后续仿真选择330万网格进行计算。

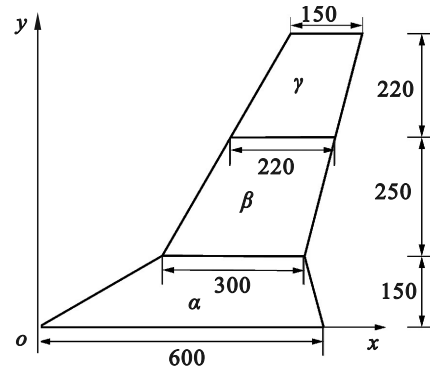


图2 折叠翼的尺寸

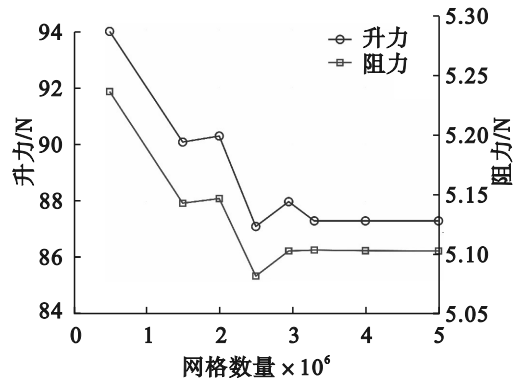


图3 升阻力随网格数量的变化关系

## 3 折叠翼气动特性分析

在不考虑弹性效应的情况下,首先对折叠翼进行准稳态数值模拟,获得了升力随折叠角度变化的关系曲线,并与文献[16]的计算结果进行对比。如图4所示,对比文献与本文计算的升力曲线均随折叠角度的增大呈现出递减的趋势。本文数值模型与对比文献结果具有一致性,表明模型能够合理捕捉折叠翼的气动特性变化规律,验证了该计算方法的可靠性。

### 3.1 升-阻力的变化规律

图5为来流速度为50 m/s时,不同迎角下折叠翼升力和阻力随折叠角度的变化曲线。

由图 5 可知,随着迎角的增大,升力和阻力呈现增大的趋势。此外,升力和阻力均随折叠角度的增大而逐渐减小。

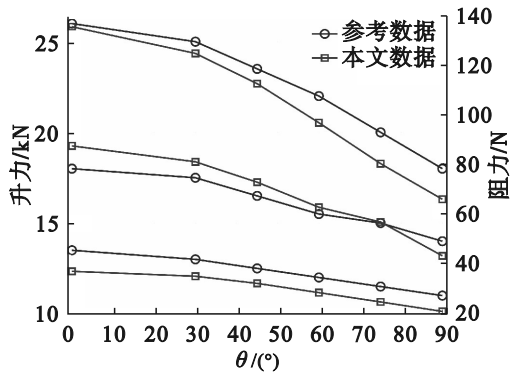


图 4 升力对比曲线

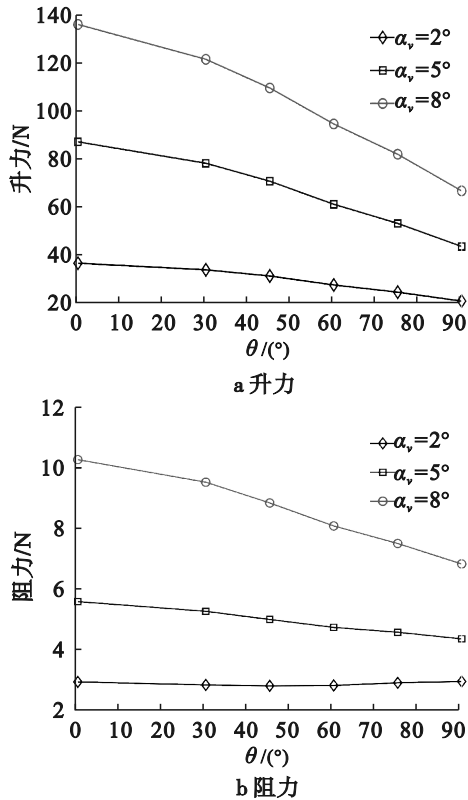


图 5 不同迎角下折叠翼升力和阻力随折叠角度的变化曲线

具体表现为当迎角为 8°、折叠角度从 0°增大到 90°时,机翼升力从 134.98 N 下降到 64.86 N,下降幅度达 51.95%,且随着迎角的增大,这种下降幅度逐渐增大。由图 5b 可知,在迎角为 2°时,机翼阻力对折叠角度的变化并不敏感,仅发生微小的改变。但随着迎角的增

大,阻力随折叠角度的变化幅度逐渐增大。

图 6 为在 10°迎角下不同折叠角度机翼升力和阻力随来流速度的变化曲线。由图 6a 可知,在相同迎角条件下,折叠翼的升力随来流速度的增大呈现逐渐增大的趋势。升力随来流速度的变化幅度与折叠角度有一定关系,当折叠角度为 0°时,机翼升力随来流速度的变化幅度更加明显。当来流速度从 50 m/s 增加至 200 m/s 时,升力增大了约 4 倍。此外,随着折叠角度的增大,机翼的升力逐渐减小。在迎角为 10°、来流速度为 200 m/s 时,机翼折叠角度从 0°变化为 90°时,机翼的升力从 2 623.4 N 减小至 1 382.9 N,下降幅度达 47.29%。

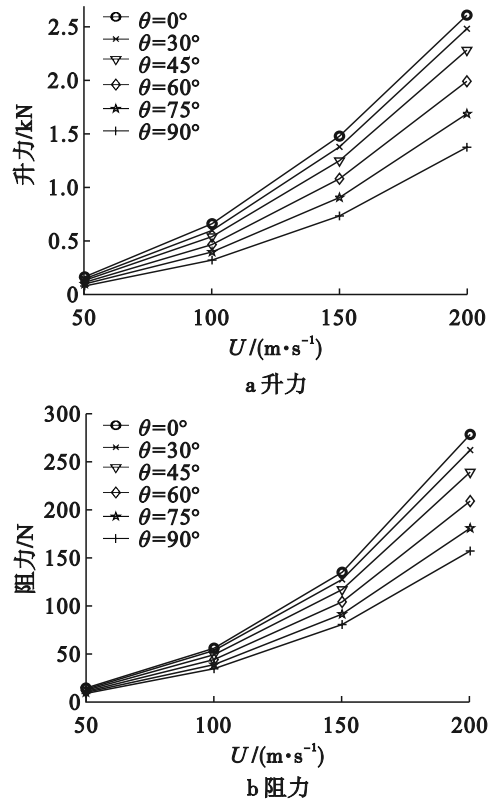


图 6 不同折叠角度机翼升力和阻力随来流速度的变化曲线

与升力曲线类似,阻力随来流速度的增大而逐渐增大。这是由于折叠角度较大时,机翼有效迎风面积减小,从而导致阻力减小。此外,来流速度从 50 m/s 增大到 200 m/s 的过程中,折叠角度越大,阻力变化的幅度越小。

在迎角为 $5^\circ$ 、来流速度为 $150\text{ m/s}$ 条件下,不同折叠角度下机翼的升力系数沿机翼展向的分布曲线如图7所示。由图7可知,升力特性曲线在3个翼段上表现出明显的差异性。随折叠角度的增大,3个翼段的升力系数均随之减小,但折叠角度的变化对中段翼升力的影响更为显著,特别是当折叠角度增大到 $90^\circ$ 时,中段翼产生的升力近乎为0。

### 3.2 俯仰力矩变化规律

在不同折叠角度和来流速度下,俯仰力矩随迎角的变化曲线如图8所示。由图8可知,俯仰力矩曲线随来流速度和迎角的变化呈现线性变化。这主要是由于在小迎角范围内,升力与迎角之间符合线性气动理论,俯仰力矩

因此呈线性变化。同时,此范围内流场以附着流动为主,压力分布均匀稳定,进一步强化了线性特性。此外,来流速度的变化主要影响动态压力的幅值,从而改变俯仰力矩的绝对值,但不会对其增长趋势造成显著影响。

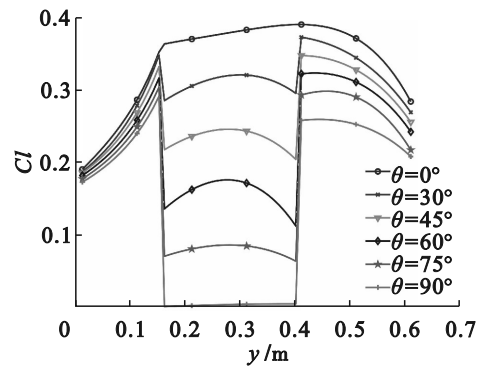


图7 升力系数沿机翼展向的分布曲线

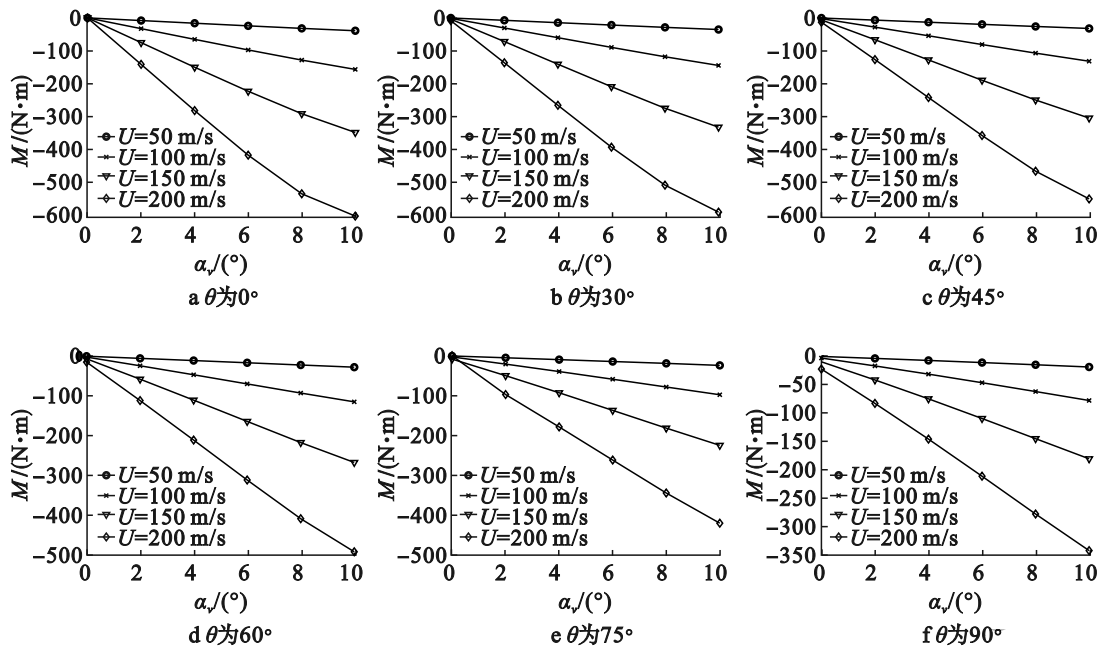


图8 不同折叠角度和来流速度下俯仰力矩随迎角的变化曲线

折叠角度增大导致俯仰力矩的绝对值减小。这种削弱作用主要体现在以下两方面:第一,折叠角度增大时,机翼的有效迎风面积减少,导致升力下降,从而削弱气动力的强度。第二,机翼折叠使气动力作用点向翼根移动,导致力臂显著缩短。

另外,迎角增大导致俯仰力矩呈线性下降趋势,尤其在高迎角情况下,低头力矩的变化

更加剧烈。这是因为迎角增大导致机翼上表面压力分布后移,使升力中心向后移动,从而产生更大的低头力矩。来流速度增大显著增强俯仰力矩的低头效应,且在高速条件下,俯仰力矩的敏感性更强。

### 3.3 弹性与刚性折叠翼气动特性对比

对刚性机翼与弹性机翼的气动参数进行了对比分析,对比结果如图9所示。在升力曲

线中,弹性机翼的升力低于刚性机翼。这是由于翼尖变形引起外翼迎角降低,从而影响机翼的升力。在阻力曲线中,弹性机翼的阻力大于刚性机翼。当折叠角度为 90°时,弹性机翼与刚性机翼的升力和俯仰力矩差距最小。这一

现象表明,在大折叠角度下,弹性变形对整体气动性能的影响趋于平稳。由于折叠翼尺寸较小,折叠翼整体的气动特性受弹性效应的影响有限。

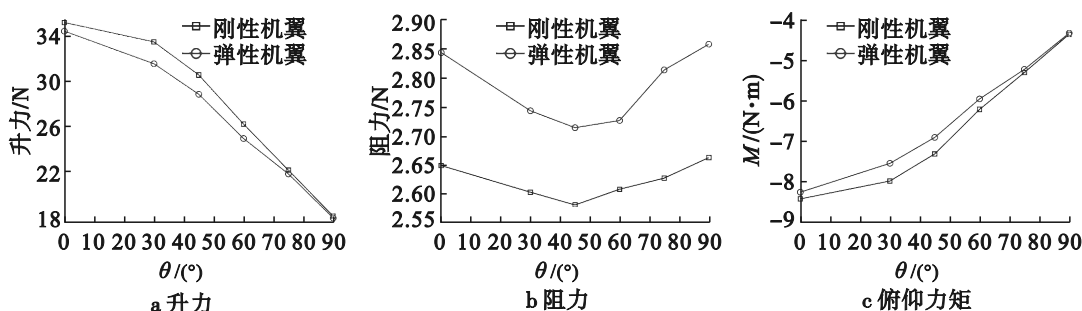


图 9 刚性机翼和弹性机翼的气动参数对比曲线

#### 4 弹性折叠翼变形特性分析

##### 4.1 折叠角度对变形特性的影响

基于数值模拟方法,分析了不同折叠角度下机翼在 50 m/s 来流速度下的气动特性和变形特性。图 10 为不同折叠角度机翼变形图,从图 10 可以清晰观察到折叠翼的变形特点。结果表明,折叠翼的最大变形发生在远离固定支

撑的外翼部分,而翼根处的变形量接近于 0。这一现象主要由于固定支撑结构对翼根区域的约束作用。从翼根到翼尖方向,机翼变形量逐渐增大,最大变形量出现在翼尖处。其中,翼尖处的最大挠度记为  $\delta_{max}$ 。随着折叠角度的增大,机翼的最大变形量逐渐减小。这是由于在较大折叠角度下,气动载荷作用面积减小,导致外翼的变形驱动力下降。

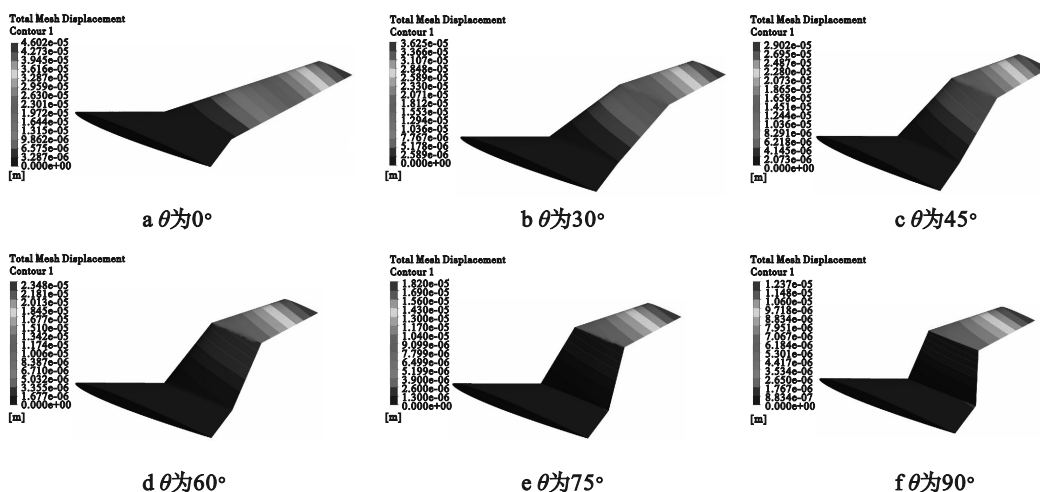


图 10 不同折叠角度机翼变形图

##### 4.2 迎角对弹性变形的影响

通过进一步分析迎角对弹性折叠翼最大

变形量的影响,得到不同折叠角度下翼尖挠度随迎角变化的曲线,如图 11 所示。由图 11 可

知,随着迎角的增大,翼尖的最大挠度也逐渐增大。翼尖最大挠度和迎角之间基本呈现线性变化的关系,同样符合线性气动理论,这表明迎角的变化对翼尖挠度具有显著的影响。

在同一迎角条件下,折叠角度为 $0^\circ$ 时机翼的挠度最大,并且随折叠角度的增大,翼尖挠度逐渐降低。当迎角为 $10^\circ$ 、折叠角度从 $0^\circ$ 增大到 $90^\circ$ 时,翼尖挠度的降低幅度达71.44%,这一结果进一步验证了Z形折叠方式的有效性。由于采用Z形折叠,机翼在大迎角爬升时的变形程度得到了有效控制,从而对其气动效率和结构安全进行了有效保护。

#### 4.3 来流速度对弹性变形的影响

图12为在不同折叠角度机翼的最大挠度在不同来流速度下的变化曲线。由图12可知,

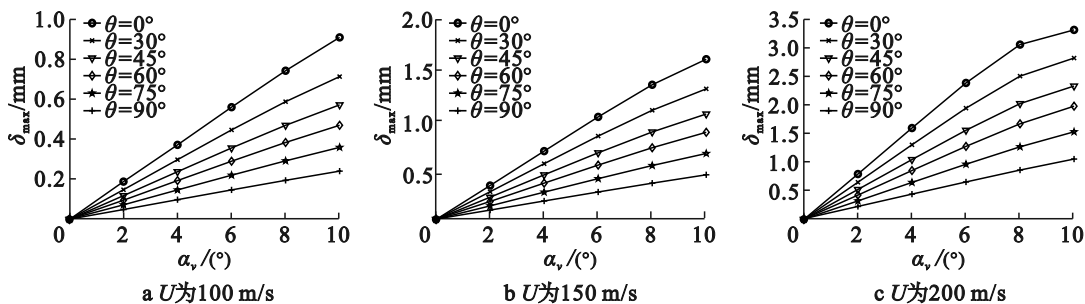


图12 不同折叠角度机翼的最大挠度在不同来流速度下的变化曲线

## 5 结论

对Z形折叠翼无人机的气动特性进行了数值模拟,得到了折叠角度、来流速度和迎角对升力、阻力和俯仰力矩的影响。通过双向流固耦合计算,揭示了弹性折叠翼在多种飞行条件下的气动性能变化规律及其变形规律,得到如下主要结论:

1)在弹性效应作用下,折叠翼的升力和俯仰力矩绝对值略低于刚性机翼,且随着折叠角的增大,弹性变形对机翼整体气动性能的影响趋于平稳。当折叠角度为 $90^\circ$ 时,弹性与刚性

不同来流速度下折叠翼的翼尖挠度随迎角的变化曲线呈现出一致性。这表明来流速度的变化主要影响挠度的幅值,而对挠度随迎角变化的基本规律没有显著影响,并且翼尖最大挠度随来流速度的增大而逐渐增大。

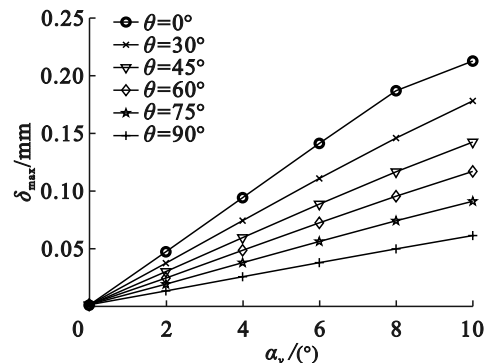


图11 不同折叠角度下翼尖挠度随迎角变化的曲线

机翼的升力和俯仰力矩仅相差0.93%和0.70%。

2)升力特性曲线在三段翼上表现出明显的差异性。折叠角度改变对中段翼升力的影响更为显著,当折叠角度增大到 $90^\circ$ 时,中段翼的升力近乎为0。在迎角为 $10^\circ$ 、来流速度为200 m/s、机翼从 $0^\circ$ 折叠到 $90^\circ$ 时,机翼的升力下降幅度最大,降幅为47.29%。

3)翼尖挠度随着折叠角度的增加而显著减小。同时,随着来流速度的增加,不同折叠角度的机翼下机翼的翼尖挠度幅值也逐渐增大。当来流速度为50 m/s时,折叠角度从 $0^\circ$ 变化到 $90^\circ$ ,翼尖挠度的最大降幅可达71.44%。

**参考文献(References):**

- [1] Zhou C, Wu J H. Kinematics, deformation, and aerodynamics of a flexible flapping rotary wing in hovering flight[J]. *Journal of Bionic Engineering*, 2021, 18(1): 197-209.
- [2] 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.
- [3] Li D C, Zhao S W, Da R A, et al. A review of modelling and analysis of morphing wings[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 100(6): 46-62.
- [4] Ozel C, Ozbek E, Ekici S. A review on applications and effects of morphing wing technology on UAVs [J]. *International Journal of Aviation Science and Technology*, 2020, 1(1): 30-40.
- [5] Ameduri S, Concilio A. Morphing wings review: aims, challenges, and current open issues of a technology [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2023, 237(18): 4112-4130.
- [6] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, 22(9): 823-877.
- [7] 李军府, 艾俊强, 董海锋. 飞机变形技术发展探究[J]. *航空科学技术*, 2009, 20(2): 3-6.
- [8] 段富海, 初雨田, 关文卿, 等. 变形机翼的发展现状综述[J]. *机电工程技术*, 2021, 50(1): 12-18.
- [9] 马航, 宋笔锋, 周忠彬, 等. 多段式变形翼技术发展现状分析[J]. *战术导弹技术*, 2024(1): 75-84, 112.
- [10] Ai Q, Azarpeyvand M, Lachenal X, et al. Aerodynamic and aeroacoustic performance of airfoils with morphing structures [J]. *Wind Energy*, 2016, 19(7): 1325-1339.
- [11] Ma T R, Fan Y D, Chang N, et al. Design of a variable-sweep wing structure with flexible shear skin [J]. *Aerospace Systems*, 2022, 5(1): 37-46.
- [12] Bae J S, Seigler T M, Inman D J. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span morphing wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 528-534.
- [13] Burdette D A, Martins J R R A. Design of a transonic wing with an adaptive morphing trailing edge via aerostructural optimization [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 81: 192-203.
- [14] Zhu J H, Yang J N, Zhang W H, et al. Design and applications of morphing aircraft and their structures [J]. *Frontiers of Mechanical Engineering*, 2023, 18(3): 34.
- [15] Madhan R V, Shah D A, Boomadevi P. Preliminary investigation on the effects of folding wing-tips on the aerodynamics characteristics of flexible aircraft [J]. *International Journal of Ambient Energy*, 2022, 43(1): 362-367.
- [16] 张昊哲, 段富海. Z形折叠翼厚度对其气动特性影响分析[J]. *大连理工大学学报*, 2024, 64(1): 40-47.
- [17] 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(1): 2476196.
- [18] Li Y, Yi L, Ao Y T, et al. Simulation analysis the aerodynamic characteristics of variable sweep wing missile [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, 1570(1): 012073.
- [19] Huang Y C, Guo X Y, Cao D X. Aerodynamic characteristics of a Z-shaped folding wing [J]. *Aerospace*, 2023, 10(9): 10090749.

(责任编辑:吴萍 英文审校:程蕾)