

扑翼飞行器转弯机动非定常气动特性与流场演化研究

浦先鹏¹, 张嘉易^{1*}, 郝永平^{1,2}, 赵洪力³, 李 畅¹

¹沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

²沈阳理工大学装备工程学院, 辽宁 沈阳

³辽沈工业集团有限公司, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年9月14日; 录用日期: 2026年10月7日; 发布日期: 2026年10月13日

摘 要

为揭示仿生扑翼飞行器在复杂机动中的非定常气动与流场重构机理, 本文以空间曲柄摇杆传动的扑翼飞行器为对象, 利用ANSYS Fluent结合UDF与重叠网格技术, 模拟了其由平飞向90°侧风大角度转弯的时空耦合过程。分析连续6个扑动周期内的气动载荷与Q准则三维涡系拓扑表明: 转向启动期, 外侧翼维持强附着前缘涡(LEV), 左右翼压差失衡产生向心滚转与偏航力矩; 持续转弯期, 曲线轨迹诱导尾迹涡侧向弯曲, 大侧滑角导致迎/背风翼解耦, 背风翼因机身遮挡引发前缘涡剥离; 至90°侧风极限工况, 横向气流使双翼上表面被高压覆盖($\Delta P < 0$)并产生剧烈负升力, 规则展向涡瓦解为大尺度钝体分离与深度失速。研究揭示了极限横风对扑翼气动特性的破坏机制, 可为扑翼飞行器控制律设计与外形优化提供新思路。

关键词

扑翼飞行器, 空间曲柄摇杆机构, 非定常气动特性, 重叠网格, 转弯机动, 流场演化

Study on Unsteady Aerodynamic Characteristics and Flow Field Evolution of a Flapping-Wing Vehicle during Turning Maneuvers

Xianpeng Pu¹, Jiayi Zhang^{1*}, Yongping Hao^{1,2}, Hongli Zhao³, Chang Li¹

¹School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

²School of Equipment Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

³Liaoshen Industrial Group Co., Ltd., Shenyang Liaoning

*通讯作者。

文章引用: 浦先鹏, 张嘉易, 郝永平, 赵洪力, 李畅. 扑翼飞行器转弯机动非定常气动特性与流场演化研究[J]. 建模与仿真, 2026, 15(10): 38-50. DOI: 10.12677/mos.2026.1510143

Received: September 14, 2026; accepted: October 7, 2026; published: October 13, 2026

Abstract

To reveal the unsteady aerodynamic responses and flow field reconstruction of bionic flapping-wing vehicles during complex maneuvers, a vehicle driven by a spatial crank-rocker mechanism was investigated. Using ANSYS Fluent integrated with UDF and overset grid techniques, the spatio-temporal coupled flight transition from level flight to a 90° crosswind sharp turn was simulated. Analysis of the aerodynamic loads and three-dimensional vortex topology visualized using the Q-criterion over six consecutive flapping cycles reveals that, during turn initiation, the outer wing maintains a strong attached leading-edge vortex (LEV), while the pressure imbalance between the two wings generates rolling and yawing moments toward the turn center. During sustained turning, the curved flight trajectory induces lateral bending of the wake vortices. A large sideslip angle leads to aerodynamic decoupling between the windward and leeward wings, with fuselage shielding causing LEV detachment from the leeward wing. Under the limiting condition of a 90° sideslip angle, crossflow produces high-pressure regions over the upper surfaces of both wings ($\Delta P < 0$), resulting in substantial negative lift. The organized spanwise vortices break down, giving way to large-scale bluff-body separation and deep stall. These findings elucidate how extreme crosswinds degrade flapping-wing aerodynamic performance and provide insights into control-law design and aerodynamic shape optimization for flapping-wing aircraft.

Keywords

Flapping-Wing Vehicle, Spatial Crank-Rocker Mechanism, Unsteady Aerodynamic Characteristics, Overset Grid, Turning Maneuver, Flow Field Evolution

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

根据飞行器升力与推力产生原理的不同, 微型飞行器(MAV, Micro Air Vehicle)主要可分为固定翼型、旋翼型和扑翼型三大类[1]。其中, 仿生扑翼飞行器作为一种前沿的创新构型, 通过模拟鸟类及昆虫的扑翼动作实现飞行, 旨在复现自然界生物的卓越气动效率与机动灵活性, 是当前航空领域的研究热点。然而, 与传统的固定翼或旋翼飞行器相比, 扑翼飞行器的飞行机理更为复杂, 其完全依赖非定常空气动力学效应产生动力, 导致气动力与力矩呈现出高度非线性、强耦合性以及时变性的显著特征, 这为精确的动力学建模与稳定飞行控制带来了巨大挑战[2]。扑翼飞行器的核心工作原理在于其两侧主翼的频繁高频扑动, 这一过程是生成飞行所需升力与推力的关键物理根源。因此, 深入探究扑翼的非定常气动特性, 对于优化飞行器结构设计并全面提升其整体飞行性能而言, 具有至关重要的意义。

随着扑翼飞行器需求和功能要求的上升, 建立合适的模型对仿生飞行器的气动力进行计算, 对扑翼飞行器的设计和应用具有重要意义。早期研究以准定常模型为主, 如叶素法(blade element momentum, BEM), 简化模型计算出瞬时攻角后可快速估算气动力数值[3]。Banazadeh 等[4]基于准定常气动模型将自适应滑模法应用于扑翼模型的姿态和位置控制, 但由于模型和算法各自的局限性以及相互匹配程度不足, 计算结果不够准确。随着计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)技术的发展, 非定常扑翼流场的数值模拟成为可能, 这为扑翼飞行器的气动特性研究带来突破性进展。此外, 由于扑翼产生的气动

力与尾翼产生的控制力矩存在高度非线性，且易受外界扰动影响，设计具备强鲁棒性的飞行控制器成为关键。彭召伟等[5]提出的串级比例-积分-微分(PID)控制方法在外界扰动时稳定性欠佳；为此，Liang 等[6]提出了自抗扰控制方法以实现着陆姿态控制，Liu 等[7]则设计了基于神经网络的非线性动态系统控制器，以期获得良好的控制效果。

在探明飞行控制痛点的同时，国内外学者利用 CFD 技术在微观非定常气动特性与机理方面展开了大量探究。Gao 等[8]提炼了用于估算气动力的经验公式；Tuncer [9]深入剖析了扑翼动作过程的气动特性复杂机理；Smith [10]结合高精度有限元模型模拟了扑翼的柔性变形特性；Platzer [11]采用重叠网格法分析了扑动-俯仰运动的流场并优化了相位角；Istogai 等[12]分析了动态失速特性及相位差对推进效率的影响；这些研究为探索复杂空间机动下的气动力演化奠定了坚实的理论基础。

为了进一步提升飞行器的推进效率并逼近真实生物的高效飞行，近年来的研究重心开始向“多自由度耦合运动”转移。相关学者采用重叠网格法分析了“扑动-俯仰”运动的非定常流场，并证实了幅值、扑俯相位差是调控动态失速及推进力的关键参数尽管上述规则耦合运动的研究初步阐明了其力学机制，但目前大多局限于“对称、定常的前飞状态”或简化的双自由度层面。真实的生物在执行复杂战术机动(如急速拉升、直飞向盘旋过渡、非对称侧滑转弯)时，往往伴随着机身滚转(Roll)、偏航(Yaw)、俯仰(Pitch)以及双侧机翼非对称剧烈扑动等多自由度姿态的强烈耦合。在这种典型的“剧烈非对称机动”期间，瞬态流场的空间重构机理与非定常气动载荷的突变特征目前仍缺乏系统性的定量研究。

针对上述理论研究的局限性与工程迫切需求，本文以一款采用空间曲柄摇杆传动机构的仿生扑翼飞行器为研究对象，利用 FLUENT 软件构建了全机三维高保真非定常仿真模型。在典型低雷诺数工况下，通过编写用户自定义函数 UDF (User-Defined Function)，实现了机身与双翼在转弯这一非对称机动过程中的空间姿态时空耦合精确控制。本文重点从气动力多维度分解曲线与三维拓扑相干涡系演化两个层面，深度解剖转弯过渡期的复杂流场重构机理；以期为下一代高隐蔽、高机动微型扑翼飞行器的控制律设计与气动外形优化提供坚实的理论依据。

2. 扑翼结构与数值计算方法

2.1. 扑翼结构设计

扑翼飞行器的动力与传动系统是实现高频、稳定扑动飞行的核心。本文设计的扑翼飞行器总翼展为 800 mm，弦长为 250 mm (如图 1 所示)。动力传动系统采用“低 KV 值微型无刷电机 + 齿轮减速器 + 双曲柄双摇杆机构”的复合传动链，通过空间三维连杆的几何约束与运动协调，将电机的高速连续旋转平

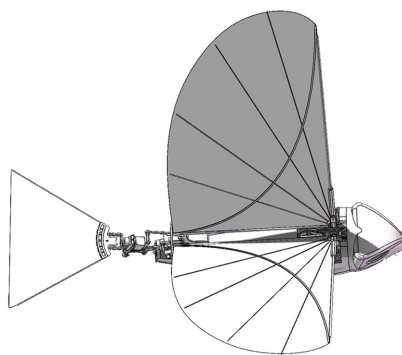


Figure 1. Three-dimensional model of the flapping-wing vehicle

图 1. 扑翼三维建模

滑转化为左右主翼具有特定相位关系的往复简谐扑动；该组合结构简单、运行平稳且能量损耗小，可确保高频高负荷下的长效动力输出。机体主承力骨架选用轻质高强度的碳纤维复合材料构成对称式空间框架，能有效抵抗交变疲劳载荷与扑动产生的反作用剪切力。翅翼几何构型借鉴 S1223 翼型，骨架采用展向刚度梯度分布(前缘为高刚性碳纤维主梁，弦向扇形排布碳纤维翅脉)，表面覆盖 0.05 mm 厚的高弹性聚酰亚胺薄膜蒙皮；在高频扑打中，柔性蒙皮在气动压差与惯性力作用下产生被动扭转变形，可自适应调整局部迎角并延缓流动分离。

2.2. 数值计算方法

2.2.1. 流体控制方程与仿生无量纲参数

(1) 流动控制方程 流动控制方程主要包括质量方程、动量方程和能量方程，通常以微分形式来表示本章主要研究扑翼的气动特性，不考虑热交换过程，故只涉及质量方程和动量方程的运用。

质量方程(连续方程):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \left[\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} \right] = 0$$

动量方程(欧拉方程、运动方程)

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + f_x \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + f_y \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + f_z \end{aligned}$$

式中： u 、 v 、 w 是为 x 、 y 、 z 三个方向上的分速度， ρ 为流体的密度， p 为压强， f_x 、 f_y 、 f_z 是三个方向上的彻体力。

(2) 无量纲数与气动特性参数 无量纲数又称为无量纲量、无因次量、无维量等，指在量纲分析中没有量纲的量，是两个具有相同量纲的物理量的比值，无单位。在气动计算中通常涉及以下几个无量纲数：雷诺数(Re)：雷诺数作为关键流动相似准则，其物理本质是流体惯性力与粘性力的比值关系。当雷诺数低于临界值时，流动呈现层流特征；而高雷诺数流动则表现出强烈的湍流特性，此时惯性效应占据主导地位。通过雷诺数可有效判断流体的流动形态及边界层发展状态。

$$Re = \frac{\rho u_{\infty} L}{\mu}$$

式中： u_{∞} 为流体的流速， L 为特征长度， μ 为流体的黏性系数。气动特性分析涉及的无量纲参数主要包括升力系数、阻力系数、推力系数以及斯特劳哈尔数。计算公式如下：阻力系数 C_D ：

升力系数 C_L ：

$$C_L = \frac{F_L}{0.5 \rho u_{\infty}^2 S}$$

阻力系数 C_D ：

$$C_D = \frac{F_D}{0.5 \rho u_{\infty}^2 S}$$

式中： F_L 为升力， F_D 为阻力， S 为翼面积

推力系数 C_T :

$$C_T = -C_D$$

斯特劳哈尔数 S_t :

$$S_t = \frac{fL}{u_\infty}$$

式中: f 为涡脱频率(本文中为扑动频率)。

2.2.2. 数值模拟方法

(1) 有限体积法

有限体积法通过控制体积离散技术求解偏微分方程组, 在流体力学中应用广泛。其核心实施步骤主要包括: 首先进行几何建模与网格生成, 将流体域划分为控制体积单元, 网格质量直接决定计算精度; 随后对守恒方程进行离散化, 将微分方程转化为代数方程组以确保界面的通量守恒; 接着根据物理问题设定相应的边界条件; 然后迭代求解差分方程组, 直至流场物理量收敛到稳定解; 最后进行后处理, 提取并分析流场及气动参数。

(2) 动网格技术

动网格技术主要用于模拟流场中几何结构发生动态变化(如存在大变形)的流动问题。在定义部件的具体运动时, 目前常用的方式为 Profile 与 UDF 宏。由于扑翼运动包含多个运动的复杂耦合, 本文采用 UDF 宏来精确指定部件的动态运动方式。

(3) 重叠网格技术

重叠网格技术通过多套网格的自动插值来处理复杂几何形状, 能有效解决网格大变形导致的计算不收敛问题, 从而在保证精度的同时降低计算成本。该技术主要包含前景网格与背景网格: 前景网格用于准确捕捉主体几何特征与边界, 需进行精细化处理; 背景网格则相对粗糙, 用于覆盖整个计算全局。在实际应用中, 为优化自动插值效果, 需严格确保前景与背景网格在交接边界处的网格尺寸保持相近。

2.2.3. 数值模拟计算流程

数值模拟计算采用 FLUENT 软件进行, 计算分三步进行:

第一步: 前处理, 主要进行模型的绘制及网格的划分, 网格划分是关键部分, 网格的好坏决定后续计算能否正常进行;

第二步: 仿真计算, 在 FLUENT 软件中设置相关边界条件、材料属性和湍流模型, 编译 UDF, 以及设置求解器等, 计算并监测所需的气动数据;

第三步: 后处理, 对计算结果在后处理软件中进行分析, 得到相关的数据曲线图、云图以及动画。

3. 数值模拟计算与气动分析

3.1. 数值模拟计算

3.1.1. 网格划分和边界条件设置

三维非定常不可压缩流动受雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程控制。鉴于扑翼飞行器工作于低雷诺数 ($Re \approx 10^4$) 工况, 其流场伴随着高频周期性扑动、大迎角流动分离及强三维前缘涡(LEV)的生成与剥离, 对湍流模型的各向异性与分离预测极为敏感, 本文选用 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport) 湍流模型。该模型通过混合函数在近壁面自动切换至模型以 $k-\omega$ 精确捕捉强逆风压梯度下的边界层分离与旋涡剥离, 在远

场则切换为 $k-\varepsilon$ 模型以消除自由流敏感性, 在低雷诺数剪切流及非定常涡拓扑演化预测中具备极高的精度与鲁棒性。为消除远场边界对飞行器大范围转弯机动的反射干涉, 本文构建了基于重叠网格(Overset Grid)的流场拓扑, 长方体背景计算域(Background Domain) (如图 2)尺寸定义为 $L \times W \times H = 25c \times 15c \times 15c$ (其中 $c = 0.25 \text{ m}$ 为主翼平均弦长), 入口设定为速度入口(Velocity Inlet), 出口设定为压力出口(Pressure Outlet); 网格划分采用非结构化多面体网格(Polyhedral Mesh)配合重叠网格技术, 在机身与双翼壁面生成 12 层膨胀边界层网格, 首层节点高度满足 $y^+ \leq 1$ (首层高度约为 $2 \times 10^{-5} \text{ m}$), 网格增长率控制为 1.15; 同时在 Overset 交界面实施局部网格加密, 确保重叠区单元尺寸过渡比控制在 1.2 以内, 以保障数据插值精度。

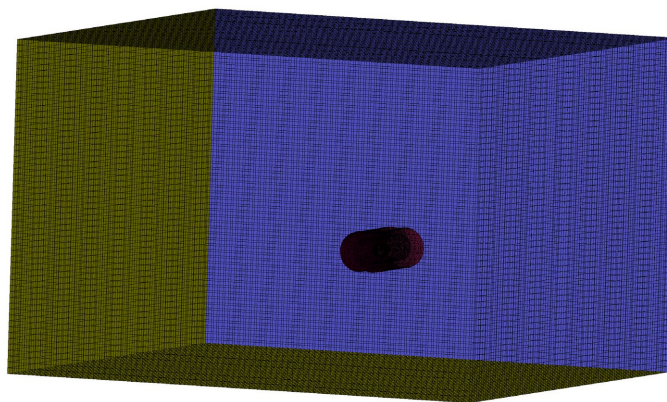


Figure 2. Overview of the global computational grid
图 2. 整体网格划分

3.1.2. 运动函数

本文基于 C 语言编写了用户自定义函数(UDF), 并通过 ANSYS Fluent 的动态网格与重叠网格技术实现了机身、左右主翼及尾翼的时空耦合多自由度运动控制。在机身运动控制宏(body_motion)中, 飞行器初始平飞; 当计算时刻 $t/T \geq 1.0$ 时开启机动, 并在过渡期内使偏航角速度与滚转速率线性增加至目标值, 诱导飞行器进入转弯轨迹在左右主翼运动宏(left_wing_motion/right_wing_motion)中, 左右翼以频率 $f = 5 \text{ Hz}$ 、幅值 $\theta_{\max} = 30^\circ$ 进行反向对称扑动, 且主翼在施加自身相对扑动角速度的同时全量继承机身的瞬态平动速度与旋转角速度, 确保转弯过程中结构无拓扑脱节; 尾翼运动宏(tail_motion)则完全绑定机身姿态。通过在 DEFINE_CG_MOTION 动态网格节点中调用该 UDF, 高精度捕捉了飞行器在平飞、转向过渡及持续转弯过程中的非定常流场演化拓扑。

3.1.3. 网格与时间步长无关性验证

为消除计算域离散误差对非定常瞬态模拟结果的影响, 确保数值解的收敛性与可靠性, 本文开展了空间网格与时间步长的双重无关性验证。首先, 在固定时间步长的条件下, 构建了粗略(约 80 万)、中等(约 160 万)和加密(约 240 万)三套独立的非结构化网格系统, 并对比了这三种网格密度下一个完整扑动周期内的时均总气动力系数。结果显示(如图 3)中等网格进一步加密至细网格时, 气动力计算结果高度一致, 表明中等网格已充分满足空间分辨率的要求。

随后, 基于该中等密度网格, 分别采用为时间步长 $T/200$, $T/400$ 和 $T/600$ 开展瞬态计算。数据表明(如图 4), 当时间步长取 $T/400$ 时, 气动力的瞬态响应曲线已表现出极高的收敛稳定性与周期重复性。综合权衡计算精度与求解成本, 本文后续的所有复合姿态数值模拟, 均基于约 160 万的中等网格密度与 $T/400$ 的时间步长开展。

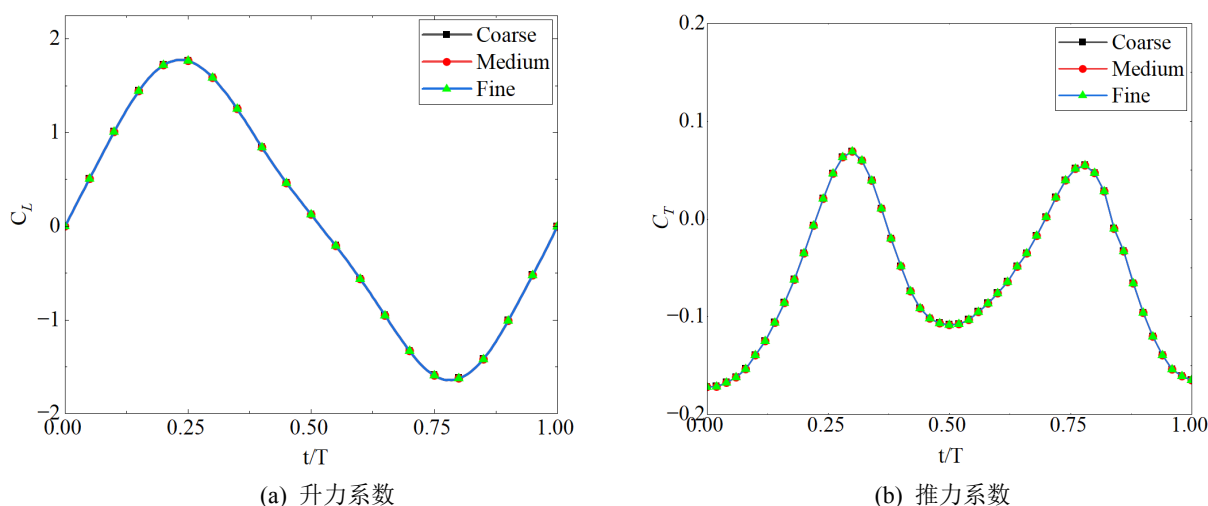


Figure 3. Grid independence validation results

图 3. 网格无关性验证结果

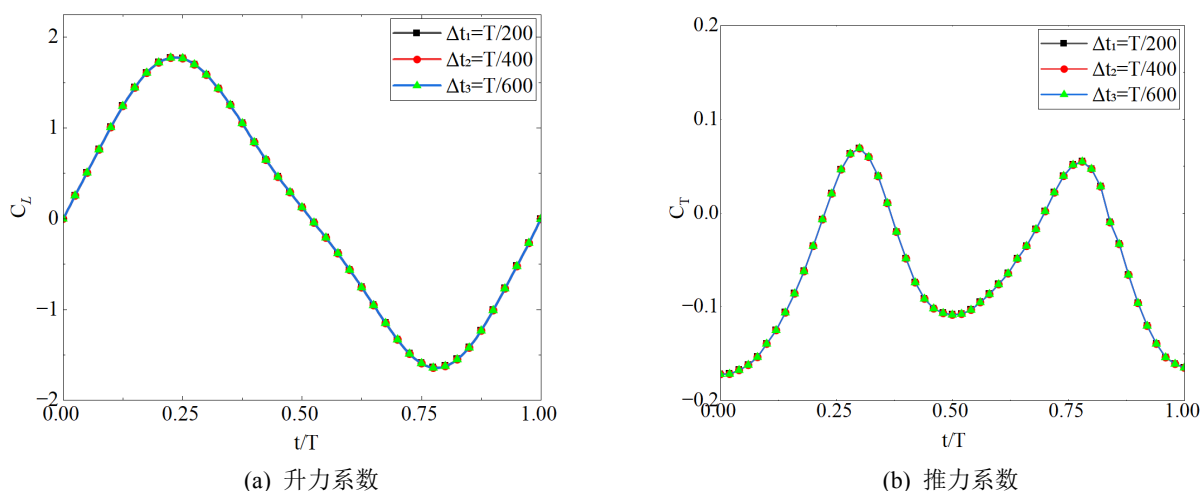


Figure 4. Time-step independence validation results

图 4. 时间步长无关性验证结果

3.2. 全过程气动特性与流场演化分析

为了揭示扑翼飞行器在复杂空间机动过程中, 流场从基准对称状态向极端非对称状态演化的非定常空气动力学机制, 本节对连续 6 个扑动周期($T/t = 0.0 \sim 6.0$)内飞行器的二维切面压力场与三维 Q 准则涡系拓扑进行了系统分析(如图 5~10 所示)。在该完整机动序列中, 空间曲柄摇杆机构主动施加非对称运动学(Kinematics)控制, 驱动飞行器完成从纯逆风(侧滑角 $\beta = 0^\circ$)连续转向至与来流垂直($\beta = 90^\circ$)的大幅度偏航机动。随着侧滑角 β 的动态累积与飞行轨迹曲率的持续增大, 横向强剪切气流与主翼高频扑动诱导的非定常脱落涡系发生强烈非线性干涉, 打破了对称平飞下左右双翼气动载荷与前缘涡拓扑的自相似性, 进而在气动表面诱发出剧烈的左右压差失衡与三维涡系畸变。通过对该连续周期内流场演化拓扑的微观解构, 可全面阐明空间曲柄摇杆机构在极限跨介质/横风环境下的气动控制效能与流场破坏机制。

3.2.1. 直线飞行基准状态与转向触发阶段

在初始阶段($t/T = 0.0 \sim 1.0$, 如图 5), 飞行器处于纯逆风平飞基准状态($\beta = 0^\circ$)。左右双翼迎风条件

完全一致, 流场结构与气动载荷呈现出高度的展向对称性。在下扑中段(图 5(a)), 机翼以最大线速度向下推挤流体, 下翼面形成广阔的深红色高压区; 同时前缘剪切层卷起形成管径粗壮且稳定附着的前缘涡(LEV, Leading-Edge Vortex), 在上翼面诱导出深蓝色的极低吸力区, 巨大的正压差($\Delta P > 0$)构成了平飞期的主要升力来源。随着机翼进入下扑末段及换向期(图 5(b)), 扑动速度锐减, 前缘涡向后缘演化并发生脱落, 翼面正压差显著削弱, 升力系数回落。进入上扑中段后(图 5(c)), 机翼向上运动使压差场发生逆转, 上翼面承受高压而下翼面转为低压吸力区, 导致该阶段产生局部负升力。行至上扑末段(图 5(d)), 流场逐渐完成跨周期的涡系脱落与重构, 准备进入下一个产升力的下扑循环。此阶段三维前缘涡、翼尖涡(TV)与尾迹涡环结构完整、能量集中, 保证了基准飞行的横向与航向稳定性。

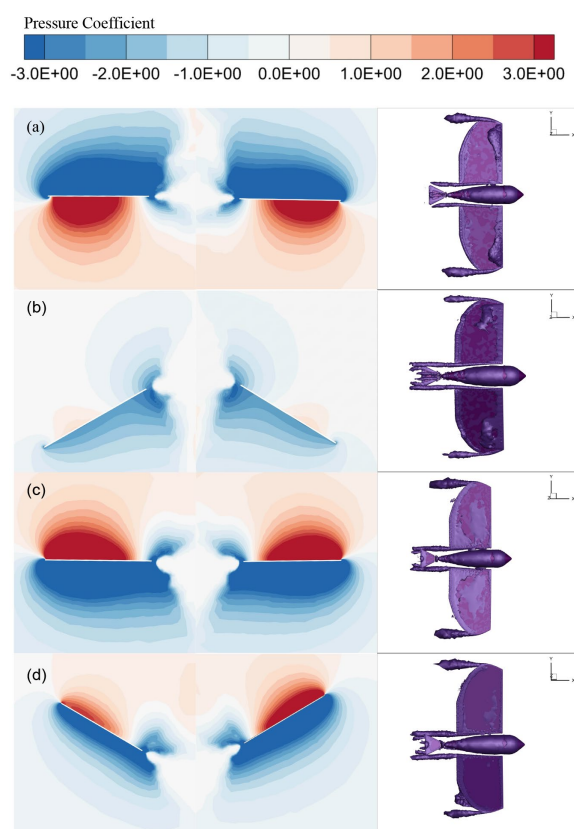


Figure 5. Two-dimensional wing surface pressure distributions and three-dimensional vortex topology evolutions at different flapping instances during the 1st cycle

图 5. 第一周期不同扑动时刻的二维翼面压力分布与三维涡系拓扑演化

当 $t/T = 1.0 \sim 2.0$ 时(图 6), 控制机构主动施加非对称扑动输入, 启动空间转向机动。对比图 6(a)与图 6(b)可见, 流场的对称性被完全打破。在下扑加速段(图 6(b)), 外侧翼(图示右翼)凭借更优的扑动幅值与更高的相对线速度, 其前缘涡保持着极强的附着稳定性, 在上翼面诱导出强低压吸力区; 而内侧翼(图示左翼)的上下翼面压差(ΔP)显著弱化。随着姿态角的建立, 进入上扑阶段(图 6(c))与新一轮扑动初期(图 6(d)), 三维空间相干涡系的强弱解耦现象愈发显著。从右侧的三维涡拓扑图可见, 外侧翼前缘始终维持着管径粗大、能量高度集中的强前缘涡, 其翼尖涡(TV)受倾斜姿态影响向侧后方稳定延展, 持续提供额外的气动力; 而内侧翼的前缘涡则发生严重剥离与耗散, 卷起尺度急剧缩减。此时, 外侧翼强劲的正向

增升与内侧翼的失速弱化相叠加, 不仅提供了飞行器空间转向所需的初始向心力, 更通过双翼非对称的阻力分布诱导产生了使机头转向的偏航力矩。这种左右不平衡的升力分布, 直接在机身纵轴上生成了强大的向心滚转与偏航力矩, 驱动飞行器向内侧侧倾并偏航, 侧滑角 β 开始持续增大。

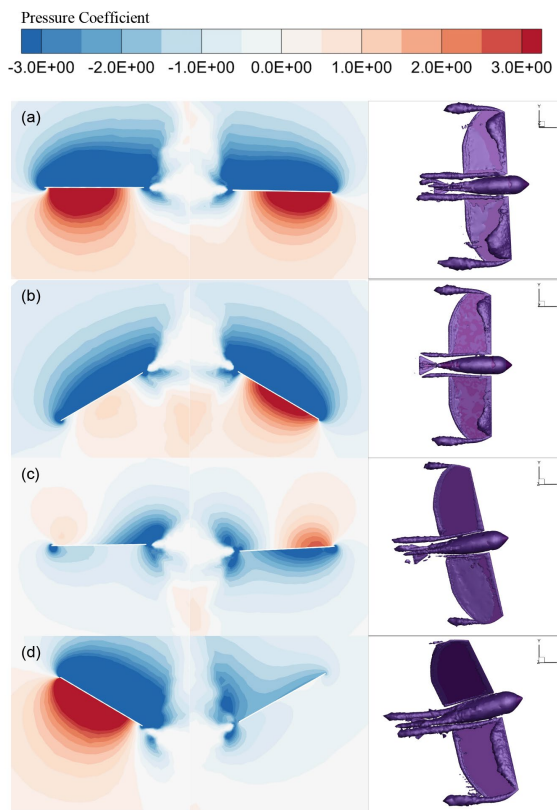


Figure 6. Two-dimensional wing surface pressure distributions and three-dimensional vortex topology evolutions at different flapping instances during the 2nd cycle

图 6. 第二周期不同扑动时刻的二维翼面压力分布与三维涡系拓扑演化

3.2.2. 持续转弯阶段

随着初始偏转力矩的持续作用, 飞行器在第三个扑动周期($t/T = 2.0 \sim 3.0$, 图 7)建立起显著的大侧倾与偏航姿态, 来流开始带有明显的侧向分量。重叠网格精准捕捉了机身空间大角度刚体旋转与双翼相对扑动的多体耦合运动。此时, 飞行器的总升力矢量发生倾斜, 其水平分量提供了转向所需的向心力。由图 7(a)和图 7(b)的下扑段可见, 处于转向外侧的机翼由于叠加了转弯半径带来的额外线速度, 其展向局部相对动压显著高于内侧翼, 在翼面诱导出范围更大、负压更深的吸力区。在三维涡拓扑演化上(图 7(c), 图 7(d)), 在空间曲线飞行轨迹作用下, 尾迹涡系不再沿机身纵轴笔直向后延伸, 而是顺应当地合速度方向发生了显著的侧向弯曲与畸变。内侧翼脱落的翼尖涡与前缘涡因侧滑角与偏航率的引入发生提前破裂与耗散, 而外侧翼的涡系则被拉伸并向机体尾部内侧卷吸, 展示出非对称压力分布与弯曲涡系演化特征。

当转向角度过半, 机身纵轴与来流夹角大幅增加($t/T = 3.0 \sim 5.0$, 图 8 与图 9), 斜向来流在双翼间引发了剧烈的“迎风翼(Windward Wing)”与“背风翼(Leeward Wing)”解耦效应。在 $t/T = 3.0 \sim 4.0$ 周期(图 8), 由于扑动相位的剧烈调整与斜向来流的叠加, 双翼流场经历了极端的非对称逆转。图 8(b)~(d)期间,

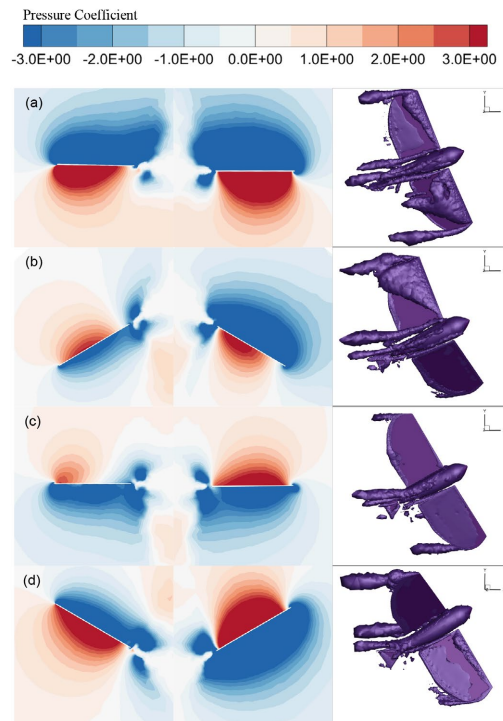


Figure 7. Two-dimensional wing surface pressure distributions and three-dimensional vortex topology evolutions at different flapping instances during the 3rd cycle
图 7. 第三周期不同扑动时刻的二维翼面压力分布与三维涡系拓扑演化

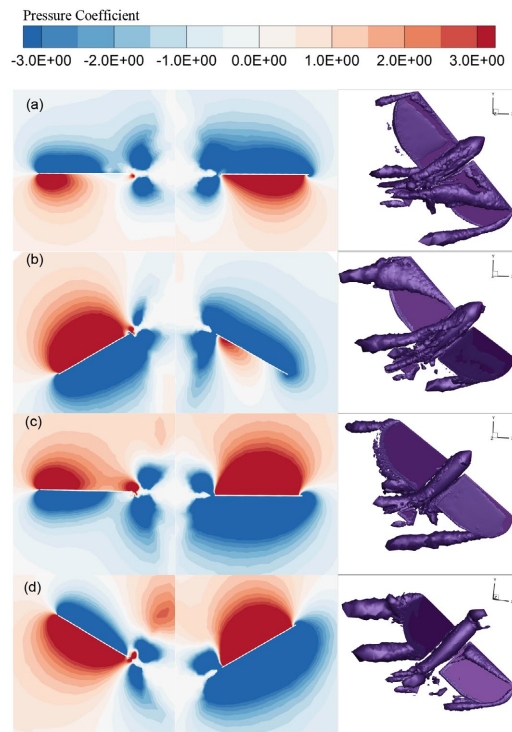


Figure 8. Two-dimensional wing surface pressure distributions and three-dimensional vortex topology evolutions at different flapping instances during the 4th cycle
图 8. 第四周期不同扑动时刻的二维翼面压力分布与三维涡系拓扑演化

外侧翼原本稳定的前缘涡(LEV)与翼尖涡被强制剥离耗散,上下翼面压差完全反转产生负向载荷;内侧翼则重新建立起能量集中的强附着涡,在上翼面形成极深负压区并产生显著正向升力。这种“左提右压”的极限非对称压差分布在机体纵轴瞬间产生巨大的反向滚转力矩,强力克服旋转惯性与气动阻尼,迫使飞行器快速退出大倾角转弯姿态。在图 8(d)的关键时刻,左右机翼呈现出“反向解耦”特征:内侧翼前缘激发了强烈的附着涡并产生显著正升力,而外侧翼受斜向动压冲击,上下翼面压差完全反转,产生向下的负向载荷。这种极限的非对称压差分布在机体纵轴上生成了巨大的瞬态力矩,用以克服大偏航速率下的旋转惯性与气动阻尼。

随着侧滑角(Angle of Sideslip)的进一步扩大,背风侧机翼逐渐陷入机身与迎风翼联合构成的气动遮挡区(Aerodynamic Shadow)中,其前缘涡(LEV)因缺少足够动能补充而发生大面积剥离与快速耗散,压差贡献显著削弱。相比之下,迎风侧机翼直接迎击大角度斜侧气流,在下扑阶段(图 9(b))下翼面挤压来流形成极其饱满的高压红区上翼面则维持深邃的吸力负压区(蓝区),产生了强烈的侧向力与主升力维持作用。

从图 9 ($t/T = 4.0 \sim 5.0$)的演化细节可以看出在(a)阶段的双翼平分末期,流场呈相对对称分布;在(b)与(c)阶段,迎风翼在下扑与上仰的交替扑动中构建起高度集中的正压核心与背风吸力区,而背风翼压差分布则趋于平缓并向机体靠拢;至(d)阶段,双翼在强斜向动压冲击下呈现出极度不对称的压差梯度。右侧的三维流场拓扑直观展现了此过程中的涡系重构——原有的脱落尾迹涡在强侧向气流的吹袭撕扯下加速向后方对流耗散,而双侧机翼在新来流方向下迅速建立起非对称脱落的展向涡管(Spanwise Vortex Rods)与翼尖涡。

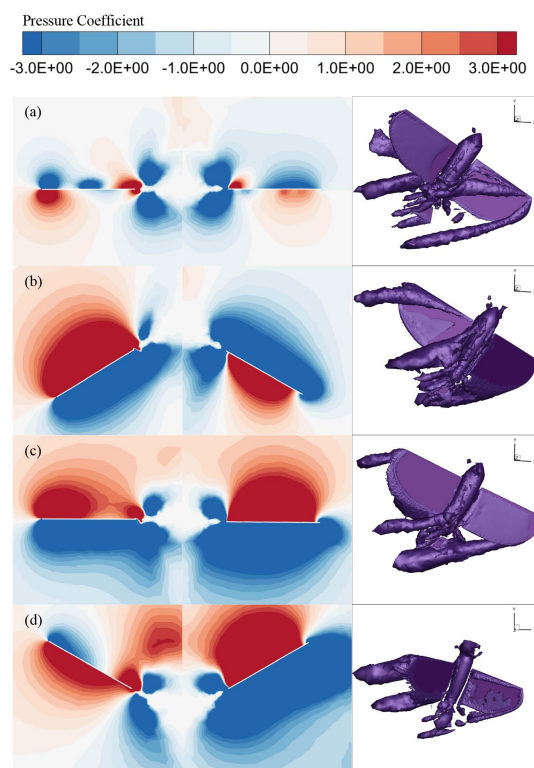


Figure 9. Two-dimensional wing surface pressure distributions and three-dimensional vortex topology evolutions at different flapping instances during the 5th cycle

图 9. 第五周期不同扑动时刻的二维翼面压力分布与三维涡系拓扑演化

3.2.3. 转弯完成阶段

当转向机动最终完成($t/T = 5.0 \sim 6.0$), 飞行器机身纵轴转至与风向垂直(图 10), 系统进入了极端的纯侧风扑动状态($\beta = 90^\circ$)。此时流场的非对称性与非定常干涉达到了物理极值。由图 10(a)与图 10(b)可以观察到极其剧烈的气动载荷逆转, 横向穿过机体的气流导致迎风翼完全暴露在极限有效迎角下。演化至图 10(c)与图 10(d)时, 双翼流场进入了全面负升力状态: 左右机翼的上表面均被大面积的深红色高压区覆盖, 下表面转为深蓝色极低压区。这种气动特征表明飞行器在纯侧风下受到了强烈的向下气动下压力。结合三维 Q 准则涡拓扑图可见, 原有的规则展向前缘涡与翼尖涡结构在横向气流剪切下完全瓦解, 背风翼完全被掩盖在迎风翼和机身的尾流洗流(Downwash)之中, 尾迹区域呈现出大尺度的钝体尾流分离与深度失速特征。

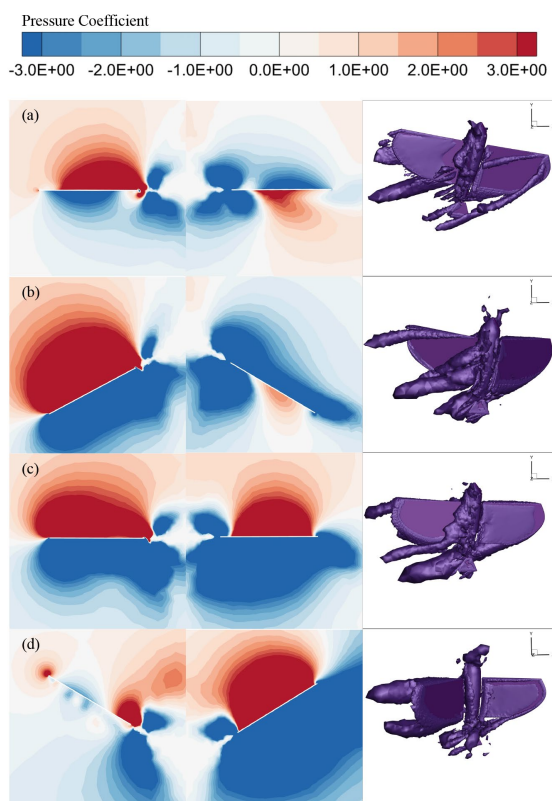


Figure 10. Two-dimensional wing surface pressure distributions and three-dimensional vortex topology evolutions at different flapping instances during the 6th cycle

图 10. 第六周期不同扑动时刻的二维翼面压力分布与三维涡系拓扑演化

4. 结论

基于 UDF 运动控制与重叠网格数值模拟, 本文阐明了扑翼飞行器转向过程的流场演化与气动响应机制: 转向启动期外侧翼维持强附着前缘涡(LEV), 通过左右翼“压差失衡”生成了向心滚转与偏航力矩; 偏转期曲线轨迹诱导双翼脱落的尾迹涡系发生显著侧向弯曲与非对称畸变; 大侧滑角阶段, 斜向来流引发剧烈的“迎风/背风”解耦效应, 背风翼逐步陷入机身气动遮挡区, 前缘涡大面积剥离耗散; 至 90° 纯侧风极限工况, 横向穿过机体的气流导致迎风翼处于极限有效迎角, 双翼上表面均被高压区覆盖($\Delta P < 0$)

并产生剧烈的向下负升力, 规则涡结构瓦解为大尺度钝体尾流分离与深度失速, 这一现象揭示了极端横风对扑翼气动特性的破坏性影响, 为微型飞行器(MAV)的大机动控制与抗风干扰设计提供了关键流体力学依据。

参考文献

- [1] 赵英杰. 仿生扑翼飞行器研究现状与发展前景分析[J]. 农机使用与维修, 2023(3): 31-33.
- [2] He, W., Mu, X., Zhang, L. and Zou, Y. (2021) Modeling and Trajectory Tracking Control for Flapping-Wing Micro Aerial Vehicles. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, **8**, 148-156. <https://doi.org/10.1109/jas.2020.1003417>
- [3] 陈亮, 管贻生, 张宪民. 仿鸟扑翼机器人气动建模与分析[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2011, 39(6): 53-57, 70.
- [4] Banazadeh, A. and Taymourtash, N. (2016) Adaptive Attitude and Position Control of an Insect-Like Flapping Wing Air Vehicle. *Nonlinear Dynamics*, **85**, 47-66. <https://doi.org/10.1007/s11071-016-2666-8>
- [5] 彭召伟, 邵伟平, 郝永平, 等. 仿生扑翼飞行器姿态稳定控制设计与实验[J]. 兵器装备工程学报, 2024, 45(9): 31-37.
- [6] Liang, S., Song, B. and Xuan, J. (2020) Active Disturbance Rejection Attitude Control for a Bird-Like Flapping Wing Micro Air Vehicle during Automatic Landing. *IEEE Access*, **8**, 171359-171372. <https://doi.org/10.1109/access.2020.3024793>
- [7] Liu, M., Ma, D. and Li, S. (2021) Neural Dynamics for Adaptive Attitude Tracking Control of a Flapping Wing Micro Aerial Vehicle. *Neurocomputing*, **456**, 364-372. <https://doi.org/10.1016/j.neucom.2021.05.088>
- [8] Gao, H., He, W., Zhang, Y., et al. (2021) Adaptive Finite-Time Fault-Tolerant Control for Uncertain Flexible Flapping Wings Based on Rigid Finite Element Method. *IEEE Transactions on Cybernetics*, **52**, 9036-9047.
- [9] Tuncer, L.H. (2021) A Review of Research on the Mechanical Design of Hoverable Flapping Wing Micro-Air Vehicles. *Journal of Bionic Engineering*, **38**, 1-20.
- [10] Smith, M.J.C. (2017) The Effects of Flexibility on the Aerodynamics of Moth Wings: Towards the Development of Flapping Wing Technology. *AIAA Journal*, **95**, 7-43.
- [11] Platzer, M.F. (2018) The International Unsteady Aerodynamics of Flapping-Foil Propellers. In: *Symposium on Unsteady Aerodynamics*, AACA, 15-26.
- [12] Isogai, K., Shinmoto, Y. and Watanabe, Y. (2000) Effects of Dynamic Stall on Propulsive Efficiency and Thrust of Flapping Airfoil. *AIAA Journal*, **37**, 1145-1151. <https://doi.org/10.2514/2.589>