

# 基于光滑基准翼型的柔性翼流场结构与流固耦合机理研究

黄俊程 刘家睿 文家焱 蒋柏毅 石丽媛\*

桂林学院 广西 桂林 541006

**【摘要】**：以光滑翼型为基准，采用数值仿真研究柔性翅翼在流体作用下的流场结构演化及结构变形响应。建立三维流固耦合模型，对比刚性翼与柔性翼在分离位置、涡结构形态、尾流特征及变形模式上的差异，揭示流场不稳定性与结构振动之间的反馈机制。进一步分析柔性参数变化对流场组织和变形幅值的影响规律，为柔性仿生翅翼结构与流固耦合机理研究提供参考。

**【关键词】**：仿生扑翼；流固耦合；柔性翼

DOI:10.12417/3041-0630.26.03.058

## 1 引言

柔性翅翼与仿生扑翼飞行器的研究源于对昆虫、鸟类飞行机理的仿生探索。与传统刚性机翼相比，柔性翅翼在扑动过程中会产生显著弯曲、扭转等弹性变形，可自适应改变瞬时翼型与局部攻角，诱导有利涡结构，从而提高升力和推进效率<sup>[1]</sup>。系统研究柔性翅翼的流固耦合机理及关键柔性参数，对提升仿生扑翼飞行器的气动性能与结构安全具有重要意义。本文在光滑基准翼型基础上，构建柔性翅翼三维流固耦合数值模型，对比刚性翼与柔性翼的流场结构与气动特性差异，重点考察柔性参数  $C$  与缩减频率  $k$  对升力、分离、涡结构和振动响应的影响，给出柔性设计的最优参数区间，并讨论仿生非光滑结构和多物理场耦合的进一步研究方向。

## 2 基准光滑刚性翼流场

### 2.1 仿真几何模型与网格

选取经典对称翼型 NACA0012 作为光滑刚性基准翼型<sup>[2][3]</sup>。弦长记为  $(c)$ ，采用有限展向三维机翼模型，翼展  $10c$ ，展弦比  $\lambda=5$ ，代表小展弦比微型飞行器典型气动截面。外流场采用圆柱形计算域：入口距翼前缘  $5c$ ，出口距翼后缘  $10c$ ，径向向外边界距翼尖  $10c$ ，以减弱远场边界影响。

网格采用“近壁结构化贴体+外场非结构化”混合策略：翼型表面布置 O 型结构化贴体网格，第一层网格高度满足  $y^+ \approx 1$ ，法向约 30 层，增长率 1.2；外场为四面体网格，在翼尖及尾迹核心区局部加密，总单元数约  $4.8 \times 10^6$ 。粗、中、细三种网格对比表明：中、细网格下升力系数差异小于 2%，表面压力分布差异主要集中在尾缘局部，后续计算统一采用中等网格。

### 2.2 物理模型与数值方法

来流速度  $U_\infty=5\text{m/s}$ ，空气密度  $\rho=1.225\text{kg/m}^3$ ，动力黏度  $\mu=1.789 \times 10^{-5}\text{Pa} \cdot \text{s}$ ，以弦长  $c$  计雷诺数  $Re \approx 5.0 \times 10^4$ ，为典型低雷诺数小型飞行器工况<sup>[2]</sup>。控制方程为三维不可压缩雷诺平均 Navier - Stokes 方程，湍流模型采用 SSTk -  $\omega$ 。对流项采用二阶迎风格式，黏性项采用二阶中心差分，压力 - 速度耦合采用 SIMPLE 算法。非定常计算使用二阶隐式时间推进，时间步长  $\Delta t=0.001\text{s}$ 。入口为均匀速度入口，出口为静压出口，翼面为无滑移固壁，其余为对称或滑移边界。

在刚性翼算例中提取翼面压力与剪切应力分布，并记录升力、阻力与俯仰力矩随时间变化，为后续柔性翼流固耦合计算提供基准数据<sup>[2][3]</sup>。

### 2.3 基准结果与验证

攻角  $\alpha=10^\circ$  时，计算得到升力系数  $CL \approx 0.85$ 、阻力系数  $CD \approx 0.035$ ，与公开实验及数值结果误差在 5% 以内。表面压力分布显示吸力面前缘存在明显低压峰，沿弦向逐渐恢复，分离点约位于  $x/c \approx 0.85$ ，呈小范围尾缘分离特征。

当攻角增至  $\alpha \approx 14^\circ$  时，吸力面尾缘出现大范围分离，尾迹中形成周期性涡脱落，气动系数呈低频振荡，斯特劳哈尔数  $St \approx 0.15$ ，与相近  $Re$  条件下文献吻合。网格与时间步长敏感性分析表明：升力差异  $< 2\%$ ，时间步减小时平均气动变化  $< 1\%$ ，验证了数值设置的可靠性。

## 3 柔性翅翼结构与流固耦合建模

### 3.1 柔性结构模型与材料参数

参考昆虫翅膀“骨架 - 膜翼”结构<sup>[2][3]</sup>，建立三层复合柔性翼：上下为柔性蒙皮，中间为刚度更高的骨架层。

通讯作者：石丽媛，学生创新研究项目指导老师。

表1 柔性翅翼复合结构材料与建模参数对比表

对比类别	蒙皮层（聚酰亚胺薄膜）	骨架层（碳纤维增强树脂基复合材料）
材料类型	聚酰亚胺薄膜	碳纤维增强树脂基复合材料
厚度	$t_m = 0.1 \text{ mm}$	$t_b = 0.3 \text{ mm}$
弹性模量	$E_m = 2.5 \text{ GPa}$	$E_b = 70 \text{ GPa}$
泊松比	$\nu_m = 0.33$	$\nu_b = 0.30$
密度	$\rho_m \approx 1400 \text{ kg/m}^3$	$\rho_b \approx 1600 \text{ kg/m}^3$
有限元单元类型	四节点壳单元（描述弯曲+面内拉伸）	梁-壳混合单元（主翅脉梁单元嵌入壳单元/局部加厚壳层）
功能定位	构成翅翼柔性，蒙皮提供基础柔性	提供刚度支撑，增强翅翼结构强度

（注：续表1）

引入无量纲柔性参数

$$C = \frac{EI}{\rho U_\infty^2 c^3}$$

其中(EI)为等效弯曲刚度。通过调整蒙皮厚度、骨架截面与材料，使(C)在0.1 - 1.0范围变化，对应从柔软薄膜翼到近刚性翼的连续谱<sup>[4]</sup>。结构动力学采用完全拉格朗日描述，小应变弹性假设，质量矩阵取集中质量形式，提高计算效率与稳定性。

### 3.2 流体 - 结构耦合策略与动网格技术

柔性扑翼为强非线性、双向流固耦合问题：气动力与惯性力驱动机翼产生较大弯曲和扭转，结构变形又改变局部攻角与流场结构<sup>[5]</sup>。本文采用分区耦合（partitioned）策略：流体域由ALE框架下的有限体积CFD求解器求解，结构域由非线性有限元CSD求解器求解，通过界面数据交换实现双向耦合<sup>[3][4]</sup>。

匹配网格区域采用节点一一对应插值；非匹配区域采用常体积转换（CVT）方法将流体侧压力保守投影至结构单元，再用反距离加权（IDW）将结构位移传递回流体网格节点。时间推进中，在每一物理时间步内对流体和结构进行强耦合迭代，直至界面残差与位移增量满足收敛标准；界面力更新中引入Aitken自适应松弛以增强大变形工况下的稳定性。动网格采用“弹簧光顺+局部重构”方法，将网格边视为弹簧，在结构位

移驱动下平滑移动内部节点，当网格质量恶化时局部重划分，保证整个扑翼周期内网格质量。

## 4 柔性扑翼非定常流场特性

柔性扑翼的强迫运动采用经典双自由度简谐模型<sup>[3]</sup>：

$$\theta(t) = \theta_0 \sin(2\pi ft + \phi), \quad \alpha(t) = \alpha_0 + \Delta\alpha \sin(2\pi ft),$$

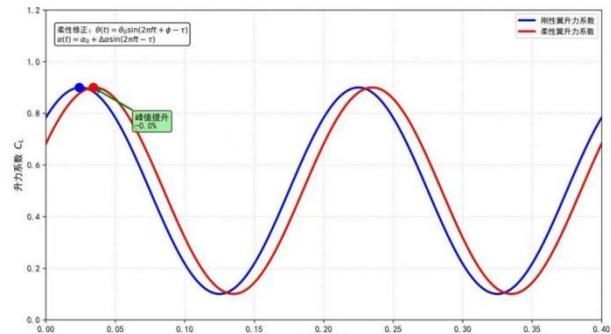


图1 柔性相位滞后效应

其中 $\theta(t)$ 是绕翼根的俯仰角， $\alpha(t)$ 为瞬时攻角。基准参数 $f = 5 \text{ Hz}$ 、 $\theta_0 = 30^\circ$ 、 $\alpha_0 = 10^\circ$ 、 $\Delta\alpha = 5^\circ$ 、 $\phi = 90^\circ$ ，对应 $k \approx 0.1$ ，升力与推进效率表现较好。扑动通过动网格施加至流体域，与ALE控制方程严格一致。

考虑柔性翼在强迫运动下的弹性滞后效应，引入相位延迟参数 $\tau$

$$\theta(t) = \theta_0 \sin(2\pi ft + \phi - \tau), \quad \alpha(t) = \alpha_0 + \Delta\alpha \sin(2\pi ft - \tau).$$

数值结果表明，当 $\tau \approx 0.05T$ （ $T$ 为扑翼周期）时，机翼弹性变形与前缘涡发展在相位上更匹配，升力峰值相比未考虑滞后工况提高约8%，说明结构相位滞后对柔性扑翼气动预测具有重要影响。

### 4.1 非定常流场与涡结构演化

柔性扑翼在一整个周期内，机翼形状随时间产生显著弯曲和扭转，自适应调整局部攻角与弦向分布，形成“柔性楔形效应”<sup>[4]</sup>。

上拍阶段（ $0 < t/T < 0.5$ ）：翼尖向上弯曲，吸力面呈瞬时“楔形”，低压区被拉长，局部环量增大，前缘涡（LEV）生成并贴附于翼面，形成高升力平台；

下拍阶段（ $0.5 < t/T < 1$ ）：翼尖向下弯曲，有助于减弱尾迹涡强度与升力波动，同时改善推力输出。

相比刚性翼，柔性翼边界层分离点整体后移，代表工况下分离位置从 $x/c \approx 0.85$ 后移至 $x/c \approx 0.92$ ，附着区长度增加约7%。Q准则或 $\lambda_2$ 准则识别的三维涡结构显示：柔性翼上拍阶段形成更稳定的前缘涡与根涡，涡量峰值较刚性翼提高约

30%；尾迹涡脱落频率由刚性翼的  $St \approx 0.15$  降至  $x/c \approx 0.92$ ，表明柔性结构抑制了频繁脱涡，使气动力历程更加平稳。

对尾迹涡场的相位平均与频谱分析表明：主涡脱落频率  $f_{\text{vort}}$  与强迫频率( $f$ )满足

$$f_{\text{vort}} \approx (0.85 \pm 0.05)f,$$

即略低于强迫频率，呈典型流场-结构次同步锁定效应。这种锁定可减小流动诱导振动与声辐射，对提高仿生扑翼飞行器的隐身性与稳定性具有工程意义<sup>[5]</sup>。与文献中蝴蝶柔性扑翼风洞 PIV 实验对比<sup>[5]</sup>可见，数值模拟所得前缘涡附着区、尾迹涡形态及其随相位的演化均与实验定性一致，验证了本文流固耦合框架预测三维复杂涡结构的有效性。

#### 4.2 柔性参数影响与优化趋势

柔性参数  $C$  反映翼面综合弯曲刚度与气动力的相对比值，是柔性扑翼设计的关键无量纲指标<sup>[4]</sup>。数值结果可概括为：

$C=0.1$ （较软翼）：翼尖位移  $\Delta z/c \approx 0.15$ ，升力系数峰值较刚性翼约+25%，阻力系数约+10%，气动力高频振荡明显，易发生流致振动与疲劳风险；

$C \approx 0.5$ （中等柔性）：翼尖位移  $\Delta z/c \approx 0.07$ ，升力较刚性翼约+15%，阻力变化不显著，升阻比提升约 20%，变形适中、柔性楔形效应明显，附加振动与能耗可控，综合性能最优；

$C=1.0$ （近刚性翼）：翼型变形较小，流场结构与刚性翼相似，柔性重构流场作用弱，升阻比改善幅度大幅减小。

总结来看， $C < 0.2$  虽能获得较大升力，但伴随强振动与功率损失； $C > 0.8$  时柔性效应不足，性能改善不明显。柔性参数  $C$  处于 0.3 - 0.7 区间时，可在升力增益、阻力控制与结构安全之间取得较好平衡，其中  $C \approx 0.5$  且  $k \approx 0.08 - 0.12$  时推进效率

与升阻比最优，气动力波动平稳；当  $C \approx 0.5$ 、 $k \approx 0.2$  时，虽升力峰值放大，但阻力和结构振动显著增加，综合性能反而下降。

## 5 结论与展望

### 5.1 主要结论

柔性楔形效应显著改善流场组织并提高升力：柔性翼在扑动过程中通过自适应弯曲与扭转形成瞬时楔形几何，使前缘涡在吸力面更长时间附着并保持较高环量，分离点后移约 7% - 10%，尾迹涡脱落频率降低约 15% - 20%。所建流固耦合数值框架中，基准刚性翼气动结果与实验和公开数据误差在 5% 以内，柔性翼涡结构和气动趋势与风洞及数值研究定性一致，表明该 ALE - 有限体积流体求解与非线性有限元结构求解相结合的强耦合框架适用于柔性仿生翅翼流固耦合机理研究与工程参数设计。

### 5.2 研究展望

(1) 引入更真实的仿生非光滑结构：在光滑基准翼型基础上引入翅脉、鳞片、粗糙条纹等仿生微结构，在流固耦合框架下研究其对边界层转捩、前缘涡稳定性以及升阻比、失速特性的影响<sup>[3]</sup>。

(2) 扩展至气动-声-固多物理场耦合问题：在现有流固耦合基础上引入 FW-H 声学方程或与声固耦合求解器耦合，研究柔性变形对流噪声分布与降噪机理的影响，为低噪声仿生扑翼飞行器设计提供支撑。

(3) 结合数据驱动方法进行柔性参数与运动学优化：利用代理模型、机器学习与多目标优化算法，对柔性参数、骨架布局和扑动规律进行联合优化，寻求兼顾升力、推力、能耗与结构安全性的最优设计方案<sup>[5]</sup>。

## 参考文献：

- [1] 金晓怡,颜景平,周建华.仿生扑翼飞行器机器人柔性翅做试验研究还有理论解释[J].中国机械工程,2007,(09):1028-1032.
- [2] 付强,张祥,赵民,等.仿生扑翼飞行器风洞实验研究进展[J].工程科学学报,2022,44(04):767-779.
- [3] 孟令兵,昂海松,肖天航.柔性翼微型飞行器流固耦合数值模拟[J].南京航空航天大学学报,2013年45卷5期:621-627.
- [4] 程诚,陈隆,张艳来,等.可悬停仿生扑翼微型飞行器气动设计综述[J].空气动力学学报,2025,43(02):1-26.
- [5] 朱汉希,郭承鹏,张铁军,等.蝴蝶柔性扑翼前飞流固耦合特性[J/OL].空气动力学学报,1-12[2026-01-19].<https://link.cnki.net/urlid/51.1192.TK.20250916.1405.002>.