

考虑动态滑翔性能的仿生机翼优化设计

张坤玮, 向涛, 张航

(长安大学工程机械学院, 710064, 西安)

摘要: 为解决当前无人机续航能力有限的问题, 基于信天翁的动态滑翔飞行机制, 对考虑动态滑翔性能的仿生机翼进行优化设计, 旨在提升无人机的动态滑翔性能与环境适应能力。根据信天翁的翅膀结构特点, 建立了三段式仿生机翼的参数化模型, 并选择展长、弦长、上反角和后掠角作为设计变量。基于已有研究成果, 以最大升阻比为优化目标, 结合动态滑翔的动力学模型构建了仿生机翼的优化模型。为了提高优化效率, 利用神经网络拟合函数构建了仿生机翼的升力和阻力系数代理模型, 并结合遗传算法对优化模型进行求解。仿真结果表明, 优化后的机翼相较于基于图像测量的平直仿生机翼, 在多个关键指标上实现显著提升: 最大升阻比提高了 13.73%, 最小风梯度降低了 16.23%, 最大迎角增加了 60%, 最大升力系数增加了 5.9%, 最大总能量增加了 33.61%。研究结果表明, 优化后的仿生机翼具有更好的动态滑翔性能、更强的环境适应性及能量获取和利用能力。该研究为高动态滑翔能力的长续航仿生无人机的设计与优化提供了新的方法与思路。

关键词: 动态滑翔; 仿生机翼; 参数化模型; 能量获取

中图分类号: V221 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202601014 **文章编号:** 0253-987X(2026)01-0137-13

Optimized Design of Bionic Wings Considering Dynamic Soaring Performance

ZHANG Shenwei, XIANG Tao, ZHANG Hang

(School of Mechanical Engineering, Chang'an University, Xi'an 710064, China)

Abstract: To address the limited endurance of current unmanned aerial vehicles (UAVs), an optimized design of bionic wings considering dynamic soaring performance is proposed based on the dynamic soaring mechanism of albatrosses, aiming to enhance the dynamic soaring performance and environmental adaptability of UAVs. Based on the structural characteristics of albatross wings, a parametric model of a three-segment bionic wing is established, with wingspan, chord length, dihedral angle, and sweep angle selected as design variables. Building on existing research, an optimized model for bionic wings is constructed with the maximum lift-to-drag ratio as the optimization objective, incorporating the dynamic model of dynamic soaring. To enhance optimization efficiency, a surrogate model for the lift and drag coefficients of the bionic wing is developed using neural network fitting functions, and the optimized model is solved using a genetic algorithm. Simulation results show that compared to a straight bionic wing based

收稿日期: 2025-03-31。 作者简介: 张坤玮(2000—), 男, 硕士生; 张航(通信作者), 男, 讲师, 硕士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52202435); 中央高校基本科研业务费资助项目(300102254206); 西安市科协青年人才托举计划资助项目(959202313091)。

网络出版时间: 2025-07-01

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250630.1708.002>

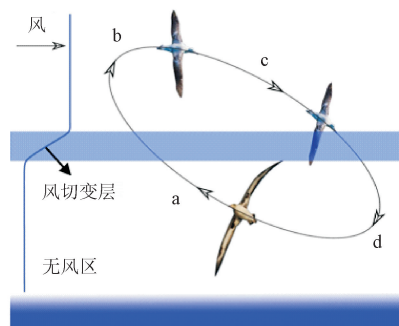
on image measurement, the optimized wing achieves significant improvements in multiple key performance indicators: the maximum lift-to-drag ratio increases by 13.73%, the minimum wind gradient decreases by 16.23%, the maximum angle of attack increases by 60%, the maximum lift coefficient increases by 5.9%, and the maximum total energy increases by 33.61%. The results demonstrate that the optimized bionic wing exhibits better dynamic soaring performance, stronger environmental adaptability, and enhanced energy acquisition and utilization capabilities. This study provides new methods and insights for the design and optimization of long-endurance bionic UAVs with high dynamic soaring capabilities.

Keywords: dynamic soaring; bio-inspired wing; parametric model; energy harvesting

近年来,仿生无人机由于能够通过模仿自然界中鸟类的飞行方式来提高气动性能和续航能力而逐渐成为研究的热点。信天翁作为一种以动态滑翔为主要特点的远洋鸟类^[1],可以在几乎不扑动翅膀的情况下,利用海面上的梯度风场进行长时间、远距离的飞行^[2],这种飞行方式为通过仿生设计提高无人机的续航能力提供了新思路。

动态滑翔是一种利用风速梯度(常见于地表或者海面附近等区域)或风切变层(常见于山脊背面等区域)获取能量的飞行方式^[3]。目前对动态滑翔的研究较为广泛,Manley^[1]提出经典的动态滑翔逆风爬升、高空转弯、顺风下滑、逆风转弯四阶段模型,被称为“Rayleigh环”^[4],成为后续研究的核心框架,如图1所示。Deittert等^[5]提出“动态滑翔能量闭环”理论,根据自主设计的无人机,利用六自由度运动方程和计算流体力学(CFD)仿真,模拟其在梯度风场中的飞行轨迹,验证了无人机通过逆风爬升和顺风下滑阶段实现能量积累的可行性。Sachs等^[6-7]通过建立动力学模型,描述了飞行器在梯度风场中的运动规律,揭示了动态滑翔中能量提取的关键机制,即在不同风速区域之间循环飞行,飞行器可以从风中获取净能量,并通过研究动态翱翔中与惯性速度和空速相关的动能概念^[8],得出两者在描述能量收集方面等价的结论。Richardson^[9]建立了包括逆风飞行等在内的动态滑翔模型,量化了信天翁在不同风况下的飞行能力。Bonnin等^[10]研究了无人机动态滑翔飞行的能量收集机制,分析了其能量提取机制和总能量循环,验证了可行性。Lissaman^[11]研究了鸟类和飞行器从风中提取能量的原理,得出不同风场条件下能量中性循环所需的最小风速变化和梯度,以及控制变量对飞行轨迹的影响等结论。Wang等^[12]提出一种新的无人机动态滑翔轨迹决策方法,验证了无人机可实现动态滑翔、提升飞行性能及能量收集机制模型的准确性。Barnes^[13]研究了信天

翁动态翱翔的飞行力学,解释了信天翁如何在平静海面上利用风速梯度从风中提取能量以维持滑翔飞行。Hong等^[14]通过轨迹优化方法探索大气稳定性对动态滑翔的影响,利用数值方法求解动态滑翔轨迹优化问题,并对涉及的风场进行建模。尽管已有研究深入揭示了动态滑翔的理论机制,但针对与信天翁结构特征相结合的机翼气动性能尚缺乏系统建模与优化分析,这正是本文试图解决的关键问题。



a—逆风爬升; b—高空转弯; c—顺风下滑; d—低空转弯。

图1 信天翁动态滑翔四阶段模型

Fig. 1 Dynamic soaring four-stage model

游走信天翁平均翼展可以达到3.1 m,其卓越的动态滑翔能力在远洋鸟类中尤为突出^[15]。研究表明,游走信天翁通过动态滑翔机制,能够高效捕获海洋表面的风梯度能量^[16-17]。基于解剖学研究^[18-19],信天翁翅膀可被划分为3个部分,其中各部位之间的相对运动特性使得信天翁具备执行一系列变形动作的能力。这些变形动作包括扭转、后掠及上反等复杂操作,通过调节各部位的运动关系,信天翁能够在不同飞行阶段保持最佳的获能滑翔状态。Chang等^[20]开发了具有可变形机翼和尾翼的仿生机器人,展示了可变形机翼在无舵飞行中的应用。Kulkarni等^[21]设计并分析了一种展向变形机翼,针对3种不同飞行任务剖面进行设计,表明展向变形

机翼能提高飞行效率。Mir 等^[22]研究了针对具有变形能力(可改变机翼后掠角)的无人机,通过对比变形与固定翼配置下的性能,发现变形可提升无人机动态滑翔性能,如降低维持动态滑翔所需最小风梯度等。Jeyan 等^[23]模拟了信天翁和猎鹰的空气动力学特性,为优化设计具有优异空气动力学特性和低能耗性能的仿生无人机提供了重要参考基础。An 等^[24]通过分析信天翁在飞行中的翅膀形态特征,设计出符合要求的机翼结构,并对这些机翼进行了气动特性的优化,以提高其升力效率、减少阻力等。此外,先前的研究结果^[25]表明,仿生机翼上反角的变化能够显著提升动态滑翔性能。然而,现有研究尚未系统揭示信天翁三段式翅膀结构各参数对动态滑翔性能的影响机制,亟需建立面向该结构的参数化建模与优化框架。

综上所述,尽管已有研究结果表明,仿生设计可有效提升无人机的动态滑翔性能,但对于信天翁三段式翅膀结构在动态滑翔过程中的参数影响机制及其优化路径,仍缺乏系统建模与性能验证。本文通过构建基于信天翁翅膀三段结构的参数化三维模型,量化各翼段的翼展、弦长、上反角与后掠角等关键设计变量,并据此建立仿生无人机动态滑翔的动力学与轨迹优化模型。进一步地,本文以最大升阻比为目标,结合拉丁超立方抽样、Tornado 分析与神经网络拟合(NNF)代理模型^[26],采用遗传算法对仿生机翼进行气动性能优化。通过对优化前后模型的性能对比分析,验证了该方法在提升仿生无人机动态滑翔能力方面的有效性,为结构可变性仿生机翼的系统优化提供了理论与方法参考。

1 仿生机翼模型建立

1.1 仿生机翼参数化建模

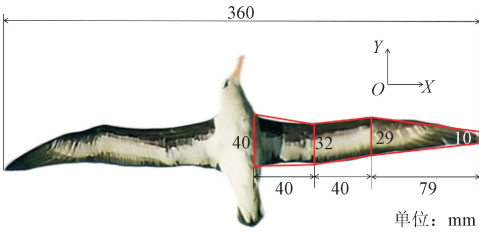
仿生机翼的外形参数如图 2 所示。参考实际信天翁翅膀的骨骼结构,将仿生机翼沿展长方向分为内段翼、中段翼和外段翼 3 段,定义坐标系为 OY 轴沿机体轴向前延伸, OX 轴水平向右, OZ 轴垂直于 XOY 平面向上。根据对信天翁实物图的测量,定义参数 b_1 、 b_2 和 b_3 分别为内段翼、中段翼和外段翼的展长, b 为机翼总展长; c_1 、 c_2 和 c_3 分别为内段翼、中段翼和外段翼的翼根弦长, c_4 为外段翼的翼尖弦长。各翼段展长与弦长的测量值(基于图像提取的相对尺寸)及实际值(在总翼展约束下按比例标定得到的实际尺寸),以及各翼段展长与弦长实际值占机翼总展长的比如表 1 所示。

表 1 基于图像提取的相对尺寸(测量值)及在总翼展约束下标定的实际尺寸(实际值)

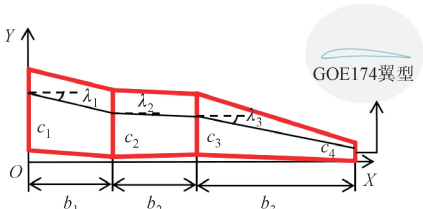
Table 1 Relative dimensions extracted from images (measured values) and calibrated actual dimensions under the total wingspan constraint (actual values)

主要参数	翼段	测量值	实际值	实际值占机翼总展长的比/%
展长/mm	内段翼	40.0	342.1	11.11
	中段翼	40.0	342.1	11.11
	外段翼	79.0	682.3	21.94
弦长/mm	内段翼根	40.0	342.1	11.11
	中段翼根	32.0	276.5	8.89
	外段翼根	29.0	250.7	8.06
	外段翼尖	10.0	86.5	2.78

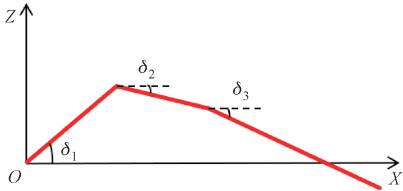
图 2 中, λ_1 、 λ_2 、 λ_3 分别为内段翼、中段翼、外段翼四分之一弦线处的后掠角, δ_1 、 δ_2 、 δ_3 分别为内段翼、中段翼、外段翼的上反角。GOE174 翼型被认为是与信天翁翅膀截面相似的翼型^[27-29],因此本文采用 GOE174 翼型作为仿生机翼翼型,其剖面形状示于图 2(b),其详细外形数据和气动参数可以从 Profili 等翼型设计软件^[30]中获取。



(a)实际信天翁翅膀及其展长、弦长测量值



(b)仿生机翼的 XOY 平面参数



(c)仿生机翼的 XOZ 平面参数

图 2 仿生机翼的外形参数

Fig. 2 Bionic wing shape parameters

Shaffer 等^[31]对雄性游走信天翁的翼部参数进行了统计分析,其平均参数如表 2 所示。本文选取翼展 b 为 3 110 mm、起飞质量为 9.44 kg,根据表 1

计算各测量值的实际参数,换算图 2(a)中信天翁的平均气动弦长 c_{MAC} 、展弦比 A_R 和翼面积 S ,通过与统计值进行对比,计算得其误差分别为 0.30%、0.65% 和 0.70%。这一结果表明,基于图片测量并进行参数转换后的翅膀几何特征数据与实际统计数据之间的偏差较小,验证了该方法准确性较高。

表 2 成年信天翁参数对比

Table 2 Comparison of adult albatross parameters

数据类别	机翼总展长 b / mm	平均气动弦长 c_{MAC} /mm	展弦比 A_R	翼面积 S /mm ²	起飞质量 m /kg
统计值	3 110	201.0	15.5	622 600	9.44
换算值	3 110	201.6	15.4	626 970	
误差	0	0.30%	0.65%	0.70%	

基于以上定义,图 2(b)中仿生机翼在 XOY 平面投影的前缘参数化模型表达式如下

$$\begin{cases} y_{11} = x \tan \lambda_{11}, & 0 < x < b_1 \\ y_{12} = (x - b_1) \tan \lambda_{12} + b_1 \tan \lambda_{11} + c_1, & b_1 < x < b_1 + b_2 \\ y_{13} = (x - b_1 - b_2) \tan \lambda_{13} + b_1 \tan \lambda_{11} + b_2 \tan \lambda_{12} + c_1, & b_1 + b_2 < x < b_1 + b_2 + b_3 \end{cases} \quad (1)$$

式中: x 为仿生机翼展长变量; y_{11} 、 y_{12} 和 y_{13} 分别为内段翼、中段翼和外段翼的前缘线在 XOY 平面内 Y 轴方向的坐标值; λ_{11} 、 λ_{12} 和 λ_{13} 分别为内段翼、中段翼和外段翼在前缘处的后掠角。

图 2(b)中仿生机翼在 XOY 平面投影的后缘参数化模型表达式如下

$$\begin{cases} y_{t1} = x \tan \lambda_{t1}, & 0 < x < b_1 \\ y_{t2} = (x - b_1) \tan \lambda_{t2} + b_1 \tan \lambda_{t1}, & b_1 < x < b_1 + b_2 \\ y_{t3} = (x - b_1 - b_2) \tan \lambda_{t3} + b_1 \tan \lambda_{t1} + b_2 \tan \lambda_{t2}, & b_1 + b_2 < x < b_1 + b_2 + b_3 \end{cases} \quad (2)$$

式中: y_{t1} 、 y_{t2} 和 y_{t3} 分别为内段翼、中段翼和外段翼后缘线在 XOY 平面内 Y 轴方向的坐标值; λ_{t1} 、 λ_{t2} 和 λ_{t3} 分别为内段翼、中段翼和外段翼在后缘处的后掠角。

图 2(c)中仿生机翼的 XOZ 平面投影的参数化模型表达式如下

$$\begin{cases} z_1 = x \tan \delta_1, & 0 < x < b_1 \\ z_2 = (x - b_1) \tan \delta_2 + b_1 \tan \delta_1, & b_1 < x < b_1 + b_2 \\ z_3 = (x - b_1 - b_2) \tan \delta_3 + b_1 \tan \delta_1 + b_2 \tan \delta_2, & b_1 + b_2 < x < b_1 + b_2 + b_3 \end{cases} \quad (3)$$

式中: z_1 、 z_2 和 z_3 分别为内段翼、中段翼和外段翼在 XOZ 平面内 Z 轴方向的坐标值。

仿生机翼的翼面积由内段翼、中段翼和外段翼 3 段翼面积组成,其计算模型表达式如下

$$\begin{cases} S_1 = \frac{1}{2} b_1 (c_1 + c_2) \cos \lambda_1 \\ S_2 = \frac{1}{2} b_2 (c_2 + c_3) \cos \lambda_2 \\ S_3 = \frac{1}{2} b_3 (c_3 + c_4) \cos \lambda_3 \\ S = S_1 + S_2 + S_3 \end{cases} \quad (4)$$

式中: S_1 、 S_2 和 S_3 分别为内段翼、中段翼和外段翼的翼面积。

1.2 动态滑翔动力学模型

通过对仿生机翼的动态滑翔轨迹进行优化,对比分析一个完整动态滑翔轨迹周期内的轨迹覆盖范围、飞行状态、所需风梯度值和能量变化等情况,可以进一步分析优化设计后的仿生机翼对其动态滑翔性能的提升效果。

风梯度是一种风矢量(风向、风速)在空中水平或垂直距离上变化的大气现象,常见于高空、地表或海面附近等区域,是实现动态滑翔的必要条件。线性风场模型中,风速随着海拔高度均匀变化,可用下式表示

$$V_w = \frac{V_R}{H_R} h = \beta_w h \quad (5)$$

式中: V_w 为海拔高度 h 处的风速; H_R 为参考高度; V_R 为参考高度处的基准风速; $\beta_w > 0$ 为线性梯度,即风剖面的斜率。该线性模型可以较好地模拟海面附近区域的梯度风场环境,被很多研究人员用于动态滑翔相关的研究。

信天翁和无动力滑翔机在动态滑翔过程中的运动方程推导已经得到了充分研究。本文基于 Zhao 等^[32]推导的无人机动态滑翔过程中的简化运动方程,求解仿生无人机的最优动态滑翔轨迹,表达式如下

$$\dot{V}_a = -\frac{D}{m} - G \sin \gamma - \dot{V}_w \cos \gamma \sin \psi \quad (6)$$

$$\dot{\psi} = \frac{L \sin \varphi}{m V_a \cos \gamma} - \frac{\dot{V}_w \cos \psi}{V_a \cos \gamma} \quad (7)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos \varphi}{m V_a} - \frac{g \cos \gamma}{V_a} + \frac{\dot{V}_w \sin \gamma \sin \psi}{V_a} \quad (8)$$

$$\dot{x} = V_a \cos \gamma \sin \psi + V_w \quad (9)$$

$$\dot{y} = V_a \cos \gamma \cos \psi \quad (10)$$

$$\dot{h} = V_a \sin \gamma \quad (11)$$

式中: V_a 为空速; $[x, y, h]$ 为无人机在地轴系当中

所处的位置坐标; γ 、 φ 和 ψ 分别为爬升角、滚转角和航迹方位角; g 为重力加速度。风速随时间的导数 $\dot{V}_w$ 表达式如下

$$\dot{V}_w = \beta_w \dot{h} \quad (12)$$

无人机飞行时的阻力系数 C_D 表达式如下

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (13)$$

式中: C_{D0} 为机体零升阻力系数; C_L 为升力系数; K 为机体诱导阻力系数,由机体的展弦比 A_R 、奥斯瓦尔德因子 e 计算得到^[23]

$$K = \frac{1}{\pi e A_R} \quad (14)$$

式(6)~(14)的详细推导过程可参考文献[33]。

对于无动力动态滑翔的变形翼无人机,作用在无人机上的空气动力仅与无人机的外形参数和飞行速度有关,则其在气流系中的能量代表了相对所在气流环境的有效能量,无人机相对气流的总机械能 E 可由相对气流的动能和重力势能计算得到

$$E = \frac{1}{2} m V_a^2 + mgh \quad (15)$$

本文采用基于 Matlab 的通用轨迹优化软件 GPOPS-II^[34] 来求解最优动态滑翔轨迹优化问题,以获得维持动态滑翔所需的最小风梯度。该软件将连续时间最优控制问题近似为稀疏非线性规划(NLP)问题,利用求解器 SNOPT 来求解该 NLP 问题,其中网格细化方法设置为 hp-PattersonRao,网格精度容许公差设置为 1×10^{-5} 。求解过程中,状态向量为 $[x, y, h, V_a, \gamma, \psi]$;控制向量为 $[\alpha, \varphi]$, α 为迎角。

2 仿生机翼优化设计命题建立

根据以上仿生机翼的参数化模型,参考信天翁实际飞行过程中翅膀变化规律,本文选择仿生机翼内段翼、中段翼和外段翼的翼展、弦长、上反角和后掠角 4 类参数作为设计变量。根据已有研究^[35-37],仿生无人机的升阻比对其动态滑翔性能有显著影响,因此本文以仿生机翼的升阻比为优化目标,仿生机翼的优化设计目标函数表达式如下

$$\min k = -\frac{L}{D} = -\frac{C_L}{C_D} \quad (16)$$

式中: k 为仿生机翼的升阻比;升力 L 和阻力 D 可以用下式计算

$$L = \frac{1}{2} \rho V_a^2 C_L S \quad (17)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V_a^2 C_D S \quad (18)$$

其中 ρ 为空气密度。设计变量的取值范围如下

$$\begin{cases} b_i^{\text{lower}} < b_i < b_i^{\text{upper}}, i = 1, 2, 3 \\ c_i^{\text{lower}} < c_i < c_i^{\text{upper}}, i = 1, 2, 3, 4 \\ \delta_i^{\text{lower}} < \delta_i < \delta_i^{\text{upper}}, i = 1, 2, 3 \\ \lambda_i^{\text{lower}} < \lambda_i < \lambda_i^{\text{upper}}, i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (19)$$

式中: b_i^{lower} 、 c_i^{lower} 、 δ_i^{lower} 、 λ_i^{lower} 分别为翼展、弦长、上反角和后掠角的下界值; b_i^{upper} 、 c_i^{upper} 、 δ_i^{upper} 、 λ_i^{upper} 分别为翼展、弦长、上反角和后掠角的上界值,其中, $i = 1, 2, 3$ 依次表示内段翼、中段翼和外段翼;特别地,当 $i = 4$ 时, c_4 表示翼尖的弦长。

参考信天翁的实际飞行工况,结合其翼展的统计值,优化过程中仿生无人机的总展长、飞行性能和飞行环境约束如表 3 所示。

表 3 仿生机翼优化设计约束条件

Table 3 Design constraints for bio-inspired wing optimization

参数	数值或范围
空速 V_a/mm	20
空气密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{mm}^{-3})$	1.225
迎角 $\alpha/(\circ)$	-4~8
滚转角 $\varphi/(\circ)$	-60~60
机翼总展长 b/mm	$\leq 3\,000$

根据第 1 节中信天翁翅膀的实际统计参数和测量值,选择仿生机翼优化设计变量的取值范围如表 4 所示。

表 4 仿生机翼优化设计变量及其取值范围

Table 4 Design variables and their ranges for bio-inspired wing optimization

设计变量	取值范围	设计变量	取值范围
b_1/mm	[350, 500]	$\delta_1/(\circ)$	[-20, 20]
b_2/mm	[300, 400]	$\delta_2/(\circ)$	[-30, 30]
b_3/mm	[600, 800]	$\delta_3/(\circ)$	[-60, 60]
c_1/mm	[250, 400]	$\lambda_1/(\circ)$	[-20, 20]
c_2/mm	[200, 300]	$\lambda_2/(\circ)$	[-10, 10]
c_3/mm	[200, 300]	$\lambda_3/(\circ)$	[-60, 60]
c_4/mm	[10, 100]		

3 仿生机翼的优化设计

Fluent 等 CFD 软件在无人机气动性能参数计算中具有较高的精度,能够提供可靠的计算结果,但是需要大量的计算资源和时间,因此本文通过构建仿生机翼的设计变量与升力系数、阻力系数的代理模型来降低计算成本。

基于上述选择的 13 个设计变量,本文采用最优拉丁超立方抽样方法^[38]对样本点进行抽样,生成了 400 组样本点,采用飞行器气动分析程序 Tornado 对样本点对应的升力系数和阻力系数进行了计算^[39]。Tornado 程序基于线性涡格法,适用于低雷诺数、低迎角下的不可压缩固定翼气动分析,具有高效、可靠、建模灵活等优势,其计算结果与风洞实验数据及多种主流气动分析工具的结果高度吻合,因此在低速气动分析领域被广泛应用^[40-41]。

为评估该方法对优化结果的潜在影响,本文对比了 Tornado 方法与 CFD 方法在不同迎角条件下所计算的升力和阻力系数,如图 3 所示。结果表明,在迎角范围为 $-4^{\circ} \sim 8^{\circ}$ 时, Tornado 所计算的升力和阻力系数整体略高于 CFD 结果,其升力系数最大相对误差不超过 11.76%,阻力系数最大相对误差不超过 12.34%。两者在不同迎角条件下的升力系数与阻力系数随迎角变化的整体趋势保持一致,尽管存在一定程度的误差,但其控制在可接受范围内,验证了该方法在初步设计阶段中用于快速评估仿生机翼气动性能的可行性与有效性。

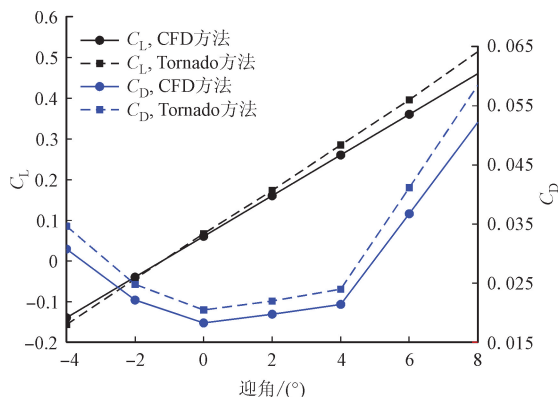


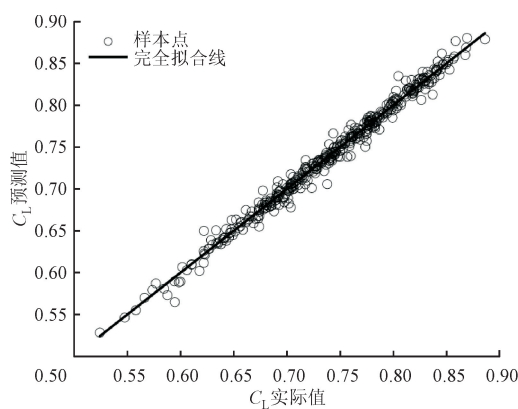
图 3 Tornado 与 CFD 方法的计算结果对比

Fig. 3 Comparison between Tornado and CFD calculations

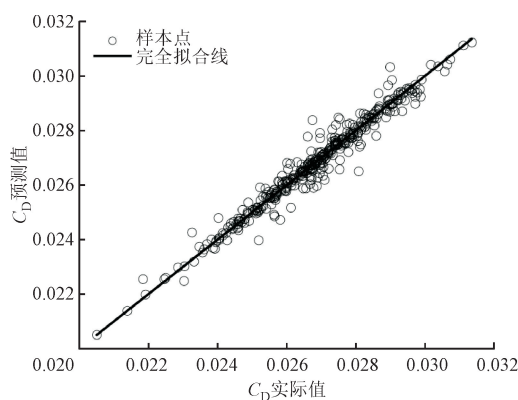
本文采用 NNF 构建仿生机翼气动性能参数的代理模型,网络类型为单隐层前馈网络,采用收敛速度较快的 Levenberg-Marquardt 训练算法。输入层为 13 个设计变量,输出层为不同迎角对应的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 。每个模型包括 1 个输入层、1 个包含 10 个神经元的隐藏层以及 1 个输出层。训练过程中,将数据集分为训练集、验证集和测试集,分别占总数据集的 70%、15% 和 15%。

为评估模型的性能,通过计算预测值与实际值之间的均方误差 R_{MSE} 和决定系数 R^2 来量化模型的拟合精度。图 4 展示了升力系数与阻力系数的代理

模型的拟合效果,可以看出,预测值均紧密分布在完全拟合线上,表明模型预测结果与实际值高度一致。通过计算得到升力系数模型的 R_{MSE} 和 R^2 分别为 0.029 7 和 0.983 8,阻力系数模型的 R_{MSE} 和 R^2 分别为 6×10^{-5} 和 0.948 3,说明经过训练,神经网络函数模型具有较高的拟合精度和预测可靠性。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图 4 预测值与实际值的对比

Fig. 4 Comparison between measured and actual values

基于文献 [42] 中对多种优化算法的系统分析,遗传算法在无人机路径规划任务中展现出显著的综合优势,因此被选为本研究中的优化求解方法。本研究遗传算法的优化过程设定如下:每代的种群规模为 50 个个体,算法的迭代进化代数为 200,以确保对搜索空间的充分探索和最优解的优化。此外,为了保证计算的稳定性和优化的收敛性,设定目标函数的容忍度为 10^{-4} ,约束条件的容忍度为 10^{-3} 。这一优化策略能够在保证计算精度的前提下提高优化效率,为仿生机翼的动态滑翔性能提升提供有效的优化手段。

遗传算法的最佳适应值的收敛曲线如图 5 所示。从曲线趋势可以观察到,在前 20 代的迭代过程

中,适应值呈现出明显的快速下降趋势,这表明种群个体的质量在进化过程中得到了迅速提升,整体搜索方向朝向最优解高速收敛;20 代后适应值下降趋势逐渐趋于平稳,说明算法逐步进入局部搜索阶段,此时种群的个体已经接近最优解,搜索范围逐步收缩,优化过程逐渐收敛并趋于稳定。最终算法收敛值对应的最大升阻比约为 12.424 1,这表明遗传算法在该优化问题中成功地找到了最优解,验证了其在空气动力学优化设计中的有效性。仿生机翼的基准值及以其为初始输入进行优化后得到的机翼优化设计值如表 5 所示。

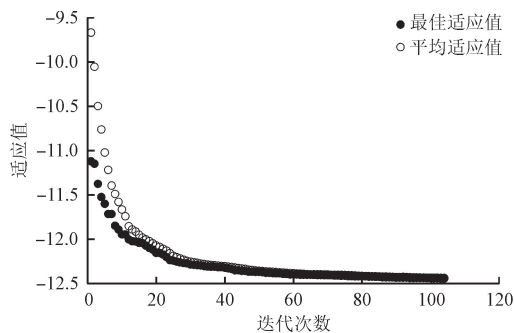


图 5 遗传算法最佳适应值的变化趋势

Fig. 5 Variation trend of the best fitness value in the genetic algorithm

表 5 仿生机翼设计变量基准值与优化值对比

Table 5 Comparison of baseline and optimized design variables of the bio-inspired wing

设计变量	基准值	优化值
b_1/mm	400.0	379.1
b_2/mm	350.0	341.2
b_3/mm	600.0	779.7
c_1/mm	300.0	320.4
c_2/mm	250.0	240.4
c_3/mm	200.0	234.2
c_4/mm	10.0	14.1
$\delta_1/(\text{^\circ})$	13.0	-5.7
$\delta_2/(\text{^\circ})$	-8.3	5.5
$\delta_3/(\text{^\circ})$	6.0	-5.1
$\lambda_1/(\text{^\circ})$	0	16.5
$\lambda_2/(\text{^\circ})$	0	-8.3
$\lambda_3/(\text{^\circ})$	0	20.2
L/D_{max}	12.040 0	12.424 1

根据上述优化计算结果,通过将机翼弦长输入到 Profili 软件中得到 GOE174 翼型的数据点,并将数

据点导入到 Solidworks 三维建模软件中进行参数化建模,最终得到的优化机翼几何模型如图 6 所示。

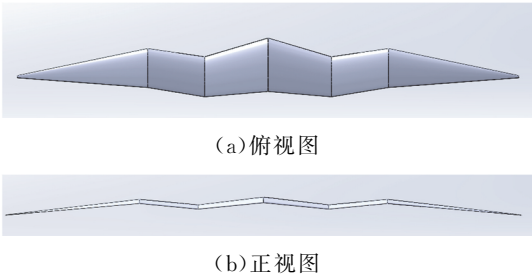


图 6 优化机翼几何模型

Fig. 6 Optimized wing geometry model

4 结果与讨论

4.1 气动性能分析

本文以图 2(a)中测量得到的仿生机翼作为对照基准,取各段翼面的上反角均为 0°。利用 Fluent 软件对测量得到的平直机翼和优化后的仿生机翼的气动性能参数进行计算,仿生机翼的网格数约为 70 万,CFD 网格划分如图 7 所示。

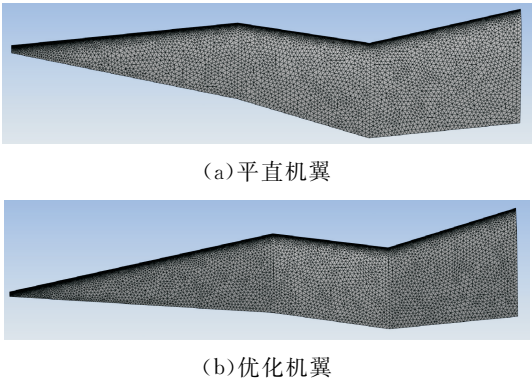


图 7 CFD 网格划分

Fig. 7 CFD mesh generation

为准确模拟仿生机翼在动态滑翔过程中的气动性能,本文采用基于 CFD 的定常不可压缩流模拟方法,并构建合理的计算域、边界条件以及网格划分策略,以确保数值结果的精度与可靠性。

在计算区域的构建方面,为避免边界效应对计算结果的干扰,设计了尺寸为 $9b \times 6b \times 6b$ 的长方体计算域,分别对应来流方向、法向方向与侧向方向,如图 8 所示。仿生机翼模型布置于计算域中心,其前缘和后缘距离边界分别为 $6b$ 和 $3b$,以确保来流发展充分,并为尾流区提供足够的缓冲空间。机翼壁面邻近区域布置边界层棱柱网格,边界层设定增长率为 1.2,表面第一层网格高度控制在无量纲

$y^+ = 1$ 以内,外流场区域采用四面体网格填充,最终生成的计算域网格总单元数为 11 213 128。

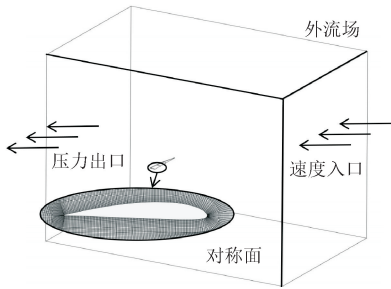


图 8 基于 Fluent 的 CFD 仿真中机翼计算域及网格策略布置

Fig. 8 CFD computational domain and meshing strategy for the bio-inspired wing in Fluent

边界条件方面,来流边界设为速度入口,指定来流速度为 20 m/s、湍流强度为 5%;出口边界为压力出口,静压为 0;上下及侧面边界均设为对称边界条件,以反映开放空间流动特性;机翼表面则设置为无滑移固壁边界。为准确捕捉机翼周围复杂边界层结构及近壁区涡脱落行为,湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型,具有较好的通用性和近壁预测能力,适用于中高雷诺数流动条件下的外流模拟问题。

为确保计算结果对网格划分的敏感性最小化,进行了网格无关性验证。采用 ANSYS Mesh 进行网格划分,在机翼前缘、翼尖与翼根等区域加密,分别构建了 3 种不同密度的网格方案:粗网格(约 500 万个单元)、中等网格(约 1 100 万个单元)和细网格(约 1 500 万个单元)。对比不同方案下迎角为 0° 时的升力系数与阻力系数,并以中等网格的计算结果作为参考基准,结果表明,粗网格与细网格方案计算所得的升力系数相较于中等网格的相对误差分别为 3.5% 和 2.5%,阻力系数相较于中等网格的相对误差分别为 3.279% 和 2.732%,并且随着网格密度的提高,误差呈减小趋势,体现出良好的收敛性。因此,为在计算成本与精度间取得平衡,后续模拟均采用中等密度网格进行,网格无关性验证如表 6 所示。

表 6 网格无关性验证

Table 6 Optimization results of parameters

网格方案	网格数/万	升力系数	阻力系数	升力系数误差/%	阻力系数误差/%
粗网格	500	0.062 1	0.018 9	3.500	3.279
中等网格	1 100	0.060 0	0.018 3		
细网格	1 500	0.058 5	0.017 8	2.500	2.732

升阻比随迎角的变化如图 9 所示,利用 Fluent 软件计算得到优化机翼和平直机翼的升阻比分别为 13.83 和 12.16,均高于基于 Tornado 的优化结果和计算结果。这是因为利用 Tornado 进行计算时,采用固定的零升阻力系数(本文取 0.02),导致总的阻力系数高于 Fluent 计算值,在升力系数差异较小的情况下使得 Fluent 计算得到的升阻比较高。由图 9 中可知,在整个迎角范围内,仿生机翼均表现出更优的升阻比特性。尤其是迎角为 4° 时,其最大升阻比相较于平直机翼提升 13.73%,显著优化了无人机的空气动力学性能。

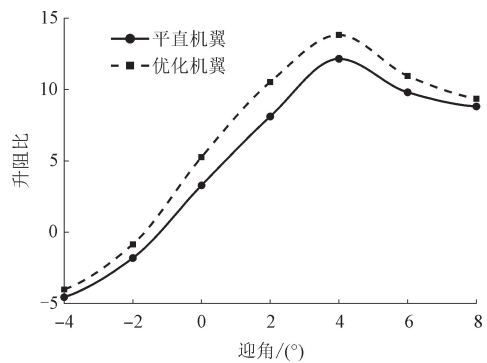


图 9 升阻比随迎角的变化

Fig. 9 Variation of lift-to-drag ratio with angle of attack

升阻特性随迎角的变化如图 10 所示,由图 10 可以看出,最优机翼的升力系数始终高于平直机翼,且在迎角为 7° 以下时阻力系数始终小于平直机翼。在 7° 以上时虽然优化机翼的阻力系数高于平直机翼,但是由于升力系数的改善幅度更大,因此保证了优化机翼的高升阻比。

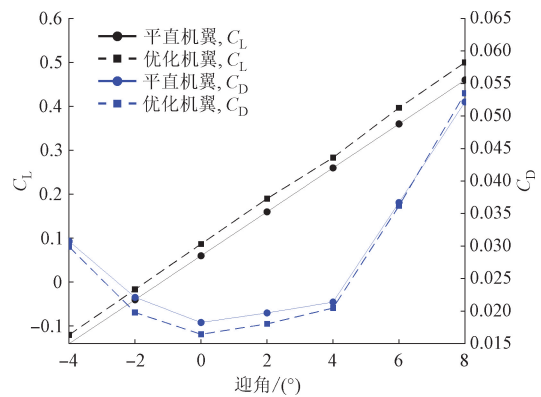


图 10 升阻特性随迎角的变化

Fig. 10 Lift-to-drag characteristics variation with angle of attack

仿生机翼压力分布云图如图 11 所示,以迎角为 4° 时翼根处的压力分布为例,优化后的机翼在翼面

上形成合理的涡结构,增强附面层能量,使气流在翼面上的流动更加稳定,气流能够顺畅附着并沿翼面流动,流动分离现象得到有效抑制,上表面的压力梯度更加平缓,低压区域分布均匀且覆盖范围更广,从而提升了升力并降低了阻力。此外,优化翼在前缘处的压力峰值较低,表明气流附着性增强,减少了前缘分离阻力,使得机翼整体的空气动力学性能进一步优化,表明优化设计显著改善了仿生机翼表面的流动均匀性,有效抑制了较高迎角下的局部流动分离,使得优化机翼保持较高升力的同时有效降低了阻力,从而保持了较高的升阻比。



(a) 平直机翼



(b) 优化机翼

图 11 仿生机翼压力分布云图

Fig. 11 Pressure distribution cloud diagram of the bionic wing

4.2 动态滑翔性能分析

基于优化机翼和平直机翼的无人机的动态滑翔轨迹如图 12 所示,共有 4 个主要阶段,无人机不断调整其飞行姿态,以优化滑翔性能并维持稳定的飞行轨迹。

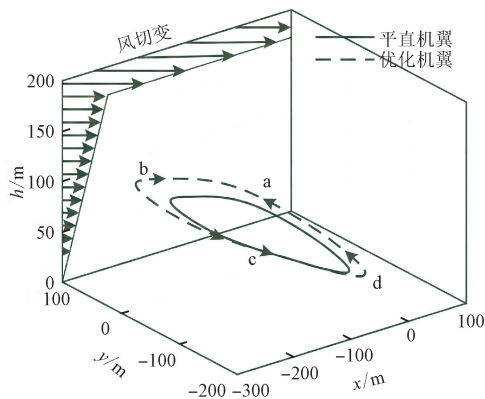


图 12 动态滑翔轨迹对比

Fig. 12 Comparison of dynamic soaring trajectories

从图 12 中可以看出,优化机翼的动态滑翔轨迹的覆盖范围明显大于平直机翼,具体表现为在 x 方向上覆盖距离增加了 0.89%,在 y 方向上覆盖距离增加了 28.45%。此外,优化机翼在飞行过程中能够达到更高的最大飞行高度,相较于平直机翼提高了 28.45%。这表明通过对机翼的参数进行优化,能够有效增强无人机在动态滑翔过程中的整体飞行性能。

仿信天翁无人机在动态滑翔过程中的总能量、动能和重力势能随时间的变化趋势如图 13 所示,其中 a、b、c、d 分别对应逆风爬升、高空转弯、顺风下滑和低空转弯阶段。优化机翼的最大总能量相比于平直机翼增大了 33.61%。无人机从滑翔轨迹的起点开始逆风爬升,将动能转化为重力势能,达到最高位置后转弯开始顺风下滑,在此阶段将重力势能重新转化为动能,直到达到最低位置处,随后转弯返回初始位置。在一个动态滑翔过程中,无人机从风切变中获取的能量与气动阻力所消耗的能量基本平衡,从而保证飞行起点和终点的总能量保持不变,实现能量守恒的周期性飞行。

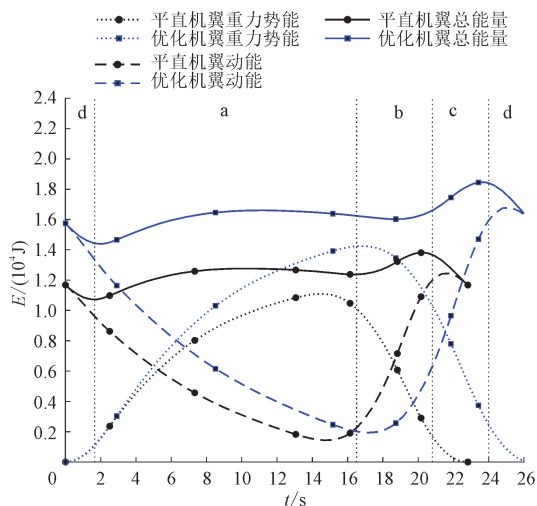


图 13 仿信天翁无人机的能量变化

Fig. 13 Energy variation of albatross-inspired UAV

机翼优化前后无人机在动态滑翔时的空速变化如图 14 所示,从飞行轨迹来看,在逆风爬升阶段,无人机的空速减小,在最高位置处达到最小值,在进行高空转弯后进入顺风下滑阶段,此阶段空速不断增加,在最低位置处达到最大值,随后经历低空转弯后回到初始位置,此时的空速恢复至初始空速水平。对比平直机翼与优化机翼的飞行表现可以发现,优化机翼的最大空速相比平直机翼提升了 16.13%,表明其在能量转换、滑翔效率和动态滑翔稳定性方

面有显著提升,使无人机在风场环境中能够高效飞行。

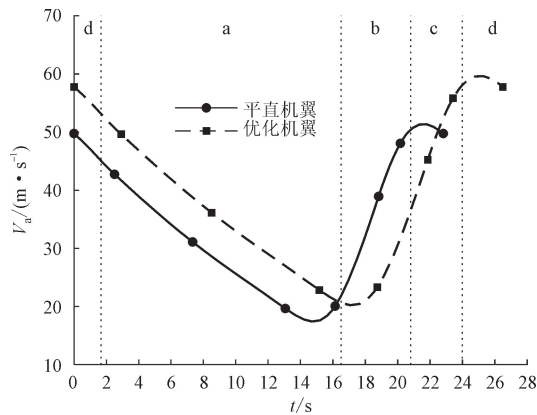


图 14 平直机翼与优化机翼在动态滑翔过程中的空速对比
Fig. 14 Comparison of airspeeds between the straight wing and the optimized wing during dynamic soaring

仿信天翁无人机动态滑翔所需的最小风梯度如图 15 所示,平直机翼的最小风梯度为 0.1707 s^{-1} ,优化机翼的最小风梯度降低至 0.1403 s^{-1} ,相较于平直机翼降低了 16.23%。这一结果表明,优化后的机翼能够有效降低无人机对风场梯度的依赖,使其在风梯度较小的环境中依然能够维持稳定的动态滑翔能力,从而提升其不同风场条件下的适应性,提高其飞行时的能源利用效率。

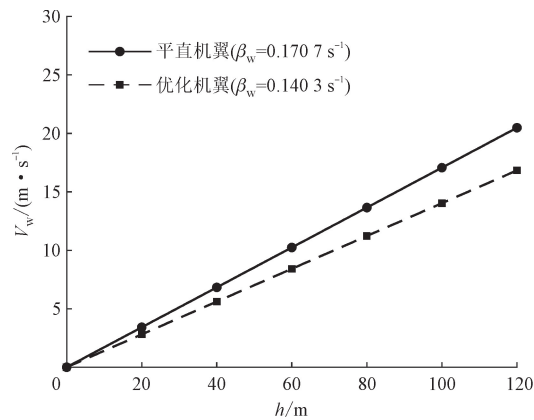
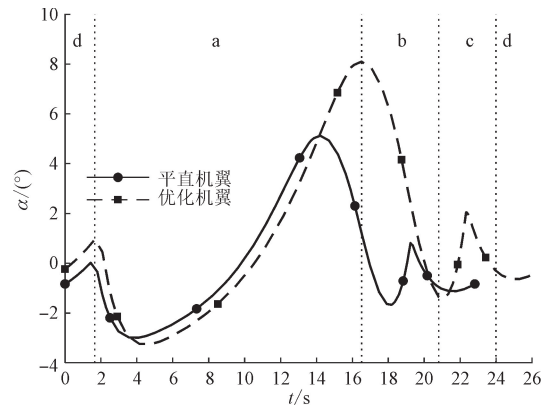


图 15 最小风梯度对比

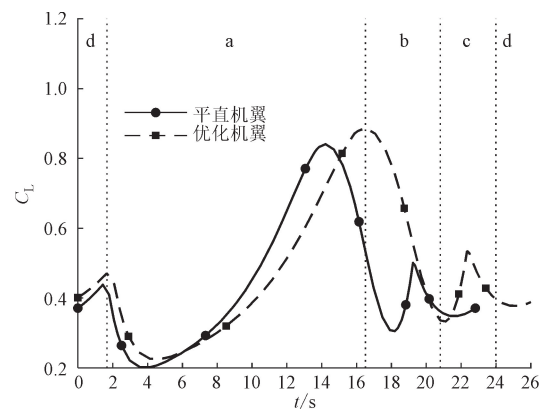
Fig. 15 Comparison of minimum wind gradients

在动态滑翔过程中,迎角的变化对无人机的升力和阻力特性有着直接的影响,从而决定能量获取的效率。本文通过对比分析优化机翼与平直机翼在迎角、升力系数和阻力系数方面的变化规律,揭示两者的不同表现,如图 16 所示。结果表明,优化机翼在整个动态滑翔过程中表现出更为优异的迎角调节

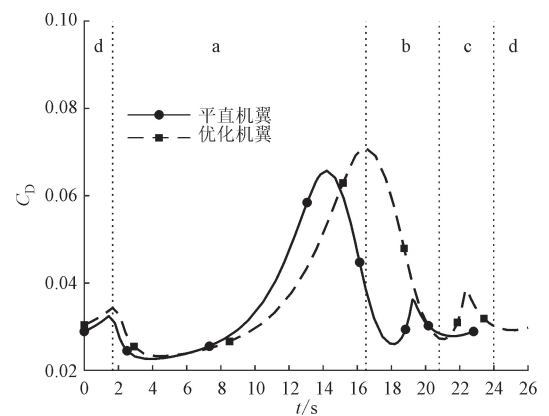
能力,其最大迎角达到 8° ,相比平直机翼的 5° 提高了 60%,这一优势使得优化机翼在面对不同飞行状态时能够更灵活地调节迎角,从而提升飞行的适应性和能量获取的效率。



(a)迎角



(b)升力系数



(c)阻力系数

图 16 仿信天翁无人机的迎角、升力系数和阻力系数随时间的变化

Fig. 16 Time histories of angle of attack, lift coefficient, and drag coefficient of the albatross-inspired UAV

进一步分析优化机翼的升力特性,结果显示其最大升力系数接近 0.9,较平直机翼的 0.85 提升约

5.9%,这一提升表明优化机翼在升力获取方面具有更强的能力,从而能够在动态滑翔中更高效地利用气流提升升力。虽然优化机翼的阻力系数相比于平直机翼略有提升,但其升阻比在动态滑翔过程中整体仍优于平直机翼,这意味着优化机翼的气动性能在综合考虑升力和阻力的情况下仍能保持较好的平衡。

综上所述,优化机翼在动态滑翔过程中表现出较强的能量获取能力并维持相对较优的气动性能,为提升无人机续航能力提供了重要的支持,这一优化设计有效地提升无人机在动态滑翔飞行过程中的整体性能。

5 结 论

本文基于信天翁实物图片和其翅膀骨骼结构,通过测量各翼段的翼展、弦长、上反角和后掠角4类参数,对其翅膀进行了参数化建模,构建了仿生机翼的基础三维模型,以最大升阻比为优化目标建立了仿生机翼的优化模型。构建了仿生无人机动态滑翔过程中的动力学模型,通过求解最优动态滑翔轨迹问题,进一步研究优化前后仿生机翼动态滑翔性能的变化。通过优化前后仿生机翼的气动性能和动态滑翔性能参数的对比,表明了优化设计后的仿生机翼具有更好的动态滑翔性能。通过本研究可以得到以下结论。

(1)本文通过参数化建模,对仿生机翼的展长、弦长、上反角和后掠角进行优化设计,以最大升阻比为目标进行优化。优化结果表明,优化后的仿生机翼最大升阻比提高至12.4241。

(2)通过对优化机翼和平直机翼的气动性能对比分析,结果表明优化机翼在全迎角范围内均表现出更优的升阻特性。特别是在中等迎角范围内,仿生机翼的最大升阻比相比于平直机翼提高了13.73%。

(3)轨迹优化的结果表明,优化机翼在动态滑翔过程中具有更大的覆盖范围,其中 x 方向覆盖范围增加了0.89%, y 方向覆盖范围增加了28.45%,最大飞行高度增加了28.45%。同时,优化机翼的最大空速提升了16.13%,动态滑翔所需的最小风梯度降低了16.23%,表明优化设计有效降低了机翼对风场条件的依赖性,提高了无人机的续航能力和飞行稳定性。

(4)优化机翼在动态滑翔过程中展现出更优的迎角调节能力,最大迎角提高了60%,提升了飞行的稳定性。气动特性方面,优化机翼的最大升力系数提高了5.9%,整体升阻比优于优化前的平直机

翼。能量分析结果表明,优化机翼的最大总能量提升了33.61%,能够更高效地从风梯度中获取能量,提高无人机的续航能力。

综上所述,优化后的仿生机翼在气动性能、动态滑翔能力和能量利用效率方面均表现出显著优势,为高效动态滑翔提供了有力支持。

参考文献:

- [1] MANLEY W R. The soaring of birds [J]. *Nature*, 1883, 28(713): 198-198.
- [2] JOUVENTIN P, WEIMERSKIRCH H. Satellite tracking of wandering albatrosses [J]. *Nature*, 1990, 343(6260): 746-748.
- [3] MIR I, EISA S A, MAQSOOD A. Review of dynamic soaring: technical aspects, nonlinear modeling perspectives and future directions [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2018, 94(4): 3117-3144.
- [4] LAWRENCE N R J, SUKKARIEH S. A guidance and control strategy for dynamic soaring with a gliding UAV [C]//2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2009: 3632-3637.
- [5] DEITERT M, RICHARDS A, TOOMER C A, et al. Engineless unmanned aerial vehicle propulsion by dynamic soaring [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(5): 1446-1457.
- [6] SACHS G, TRAUGOTT J, NESTEROVA A P, et al. Experimental verification of dynamic soaring in albatrosses [J]. *The Journal of Experimental Biology*, 2013, 216(22): 4222-4232.
- [7] SACHS G, GRÜTER B, HONG Haichao. Performance enhancement by wing sweep for high-speed dynamic soaring [J]. *Aerospace*, 2021, 8(8): 229.
- [8] SACHS G. Kinetic energy in dynamic soaring: inertial speed and airspeed [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(8): 1812-1821.
- [9] RICHARDSON P L. Upwind dynamic soaring of albatrosses and UAVs [J]. *Progress in Oceanography*, 2015, 130: 146-156.
- [10] BONNIN V, BENARD E, MOSCHETTA J M, et al. Energy-harvesting mechanisms for UAV flight by dynamic soaring [J]. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2015, 7(3): 213-229.
- [11] LISSAMAN P. Wind energy extraction by birds and flight vehicles [J]. *Technical Soaring*, 2007, 31(2): 52-60.
- [12] WANG Wei, AN Weigang, SONG Bifeng. Modeling

- and application of dynamic soaring by unmanned aerial vehicle [J]. *Applied Sciences*, 2022, 12(11): 5411.
- [13] BARNES J P. How flies the albatross: the flight mechanics of dynamic soaring [C]//World Aviation Congress & Exposition. Warrendale, PA, USA: SAE International, 2004: 2004-01-3088.
- [14] HONG Haichao, LIU Luoqin, HOLZAPFEL F, et al. Dynamic soaring under different atmospheric stability conditions [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2023, 46(5): 970-977.
- [15] PENHALLURICK J. The number of albatross (diomedidae) species [J]. *The Open Ornithology Journal*, 2012, 5: 32-41.
- [16] GOTO Y, WEIMERSKIRCH H, FUKAYA K, et al. Albatrosses employ orientation and routing strategies similar to yacht racers [J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 2024, 121(23): e2312851121.
- [17] SACHS G. In-flight measurement of upwind dynamic soaring in albatrosses [J]. *Progress in Oceanography*, 2016, 142: 47-57.
- [18] STEMPECK A, HASSANALIAN M, ABDELKEFI A. Aerodynamic performance of albatross-inspired wing shape for marine unmanned air vehicles [C]//2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2018: AIAA 2018-3899.
- [19] GAO Siyang, ZHANG Bangcheng, SUN Jianwei. Research on the design method of a bionic suspension workpiece based on the wing structure of an albatross [J]. *Applied Bionics and Biomechanics*, 2019, 2019: 2539410.
- [20] CHANG E, CHIN D D, LENTINK D. Bird-inspired reflexive morphing enables rudderless flight [J]. *Science Robotics*, 2024, 9(96): eado4535.
- [21] KULKARNI S, VASKAR R, MASANE A. Design and analysis of spanwise morphing wing to increase the overall efficiency of the aircraft [J]. *Journal of Emerging Technologies and Innovative Research*, 2019, 6(4): 852-857.
- [22] MIR I, MAQSOOD A, AKHTAR S. Optimization of dynamic soaring maneuvers for a morphing capable UAV [C]//AIAA Information Systems-AIAA Infotech @ Aerospace. Reston, VA, USA: AIAA, 2017: AIAA 2017-0678.
- [23] JEYAN D, MATHEW B C. Albatross and falcon inspired bionic UAV: an aerodynamic analysis [J]. *International Journal of Aviation Psychology*, 2021, 8(3): 1-22.
- [24] AN Weigang, SHI Fuzhen, HE Shibei, et al. Aerodynamic design and optimization of bionic wing based on wandering albatross [C]//Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2020. Berlin, Germany: Springer Nature, 2021: 517-535.
- [25] ZHANG Hang, ZHANG Shenwei, XIANG Tao. Effects of bio-inspired wing dihedral variations on dynamic soaring performance of unmanned aerial vehicles [J]. *Drones*, 2024, 8(11): 623.
- [26] GHAFARIASL P, MAHMOUDAN A, MOHAMMADI M, et al. Neural network-based surrogate modeling and optimization of a multigeneration system [J]. *Applied Energy*, 2024, 364: 123130.
- [27] STEMPECK A, HASSANALIAN M, ABDELKEFI A. Impacts of airfoil characteristics on the aerodynamic loads for albatross-inspired fixed wing drones [C]//2018 Applied Aerodynamics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2018: AIAA 2018-3176.
- [28] NITHIYAPATHI C, SREELAKSHMY P S, SUMAN M. Aerodynamic characterization of an albatross wing for bio-inspired unmanned aerial vehicle [J]. *Materials Today: Proceedings*, 2021, 37(Part 2): 1659-1664.
- [29] PELLERITO V, HASSANALIAN M, SEDAGHAT A, et al. Performance analysis of a bioinspired albatross airfoil with heated top wing surface: experimental study [C]//AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston, VA, USA: AIAA, 2019: AIAA 2019-4319.
- [30] 刘丽娜, 吴国新. Profili 与 Fluent 环境下风力机翼型气动性模拟设计 [J]. *北京信息科技大学学报(自然科学版)*, 2014, 29(1): 68-70.
- LIU Lina, WU Guoxin. Wind turbine airfoil aerodynamic simulation design based on Profili & Fluent [J]. *Journal of Beijing Information Science & Technology University (Science and Technology Edition)*, 2014, 29(1): 68-70.
- [31] SHAFFER S A, WEIMERSKIRCH H, COSTA D P. Functional significance of sexual dimorphism in wandering albatrosses, *Diomedea exulans* [J]. *Functional Ecology*, 2001, 15(2): 203-210.
- [32] ZHAO Y J. Optimal patterns of glider dynamic soaring [J]. *Optimal Control Applications and Methods*, 2004, 25(2): 67-89.
- [33] 刘多能. 固定翼无人机动态滑翔机理与航迹优化研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- [34] PATTERSON M A, RAO A V. A general-purpose MATLAB software for solving multiple-phase optimal

- control problems; version 2.3 [EB/OL]. (2016-12-12) [2025-02-14]. <https://gpops2.com/resources/gpops2UsersGuide.pdf>.
- [35] 王为, 安伟刚, 宋笔锋, 等. 仿信天翁变形翼动态滑翔获能特性 [J]. 航空学报, 2024, 45(24): 63-78.
WANG Wei, AN Weigang, SONG Bifeng, et al. Dynamic soaring performance of albatross-inspired morphing wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(24): 63-78.
- [36] 刘思奇, 白俊强. 小型无人机总体参数对动态滑翔能力的影响 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2020, 41(6): 817-823.
LIU Siqi, BAI Junqiang. Influence of small UAV parameters on dynamic soaring ability [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2020, 41(6): 817-823.
- [37] 吕达, 苏浩秦, 李筠, 等. 变形仿生飞翼跨介质无人机外形设计与航行仿真 [J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43(12): 59-66.
LYU Da, SU Haoqin, LI Yun, et al. Configuration design and navigation simulation of deformable bionic flying-wing aerial-aquatic unmanned vehicles [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(12): 59-66.
- [38] 郑鹏, 刘健, 宋维, 等. 拉丁超立方抽样评估方法改进研究 [J]. 核电子学与探测技术, 2017, 37(7): 734-738.
ZHENG Peng, LIU Jian, SONG Wei, et al. Preliminary study on improved Latin hypercube sampling [J]. Nuclear Electronics & Detection Technology, 2017, 37(7): 734-738.
- [39] 宋磊, 杨华, 解静峰, 等. 基于改进涡格法的飞翼布局飞机稳定性导数计算 [J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 457-462.
SONG Lei, YANG Hua, XIE Jingfeng, et al. Predicting stability derivatives of flying wing aircraft based on improved vortex lattice method [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3): 457-462.
- [40] MELIN T. A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications [D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2000.
- [41] TORRES G E, MUELLER T J. Low aspect ratio aerodynamics at low Reynolds numbers [J]. AIAA Journal, 2004, 42(5): 865-873.
- [42] OYELADE O N, EZUGWU A E, SAHA A K, et al. Deep learning at the service of meta heuristics for solving numerical optimization problems [J]. Neural Computing and Applications, 2025, 37(27): 22493-22528.
- (编辑 武红江)