



无人机气动/风能获取一体化设计

王为 安伟刚 宋笔锋 杨文青 罗洋

Aerodynamic and wind energy harvesting integrative design for UAVs

Wang Wei, An Weigang, Song Bifeng, Yang Wenqing, Luo Yang

引用本文:

王为, 安伟刚, 宋笔锋, 等. 无人机气动/风能获取一体化设计[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(1): 48–58. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0168

Wang Wei, An Weigang, Song Bifeng, et al. Aerodynamic and wind energy harvesting integrative design for UAVs[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(1): 48–58. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0168

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0168>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于神经网络与CFD相结合的扑翼推进性能优化

Optimization of flapping hydrofoil propulsion performance based on combined neural network and CFD

空气动力学学报. 2024, 42(5): 53–63 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0053>

仿蜻蜓褶皱翼滑翔与扑气动特性的数值研究

Numerical investigation on aerodynamic characteristics of dragonfly corrugated airfoils in gliding and flapping flight

空气动力学学报. 2021, (0): <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0128>

类AHW助推滑翔飞行器气动布局优化设计分析

Study on the optimization and aerodynamics characteristics analysis for AHW analog boost gliding vehicle

空气动力学学报. 2019, 37(2): 226–233 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0105>

鸟翼表面非光滑结构流动控制机理研究

Numerical study on flow control mechanism of non-smooth surface structures of bird wings

空气动力学学报. 2018, 36(1): 144–150 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0156>

基于透气结构的海鸥仿生翼型气动特性

Aerodynamic characteristics of seagull bionic airfoil based on breathable structure

空气动力学学报. 2025, (0): <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0205>

仿生覆羽控制固定翼无人机流动失速风洞实验

Wind tunnel experiment on control of stalling flow of fixed wing UAV with bionic coverts

空气动力学学报. 2023, 41(10): 52–60 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0204>

尾缘襟翼对扑翼的获能特性影响

Effects of trailing-edge flaps on the power-extraction performance of flapping airfoils

空气动力学学报. 2021, 39(5): 7–18 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0083>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号

获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2026)01-0048-11

无人机气动/风能获取一体化设计

王为^{1,2}, 安伟刚^{1,2,*}, 宋笔锋^{1,2}, 杨文青^{1,2}, 罗洋^{1,2}

(1. 飞行器基础布局全国重点实验室, 西安 710072;

2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072)

摘要: 动态滑翔作为一种通过穿越水平风梯度实现无动力长距离飞行的特殊飞行模式, 在提升无人机航程与航时方面极具潜力。本文聚焦固定翼参数化设计, 通过仿生关节结构的静态外形优化实现动态变形控制的替代, 在避免复杂机构设计的同时提升获能效率。本文对不同设计参数对应的气动力进行计算, 并基于计算结果提出无人机气动/风能获取一体化设计方法。该方法利用神经网络实现气动力的快速求解, 以最大化获能为优化目标, 利用高斯伪谱法求解最佳机翼外形, 最终得到了满足高效能量获取的机翼外形。此外, 本研究利用飞行仿真对比了基本翼、以最佳升阻比为目标设计的无人机和基于气动/风能获取一体化设计的无人机在进行动态滑翔时的获能效率。结果表明, 基于气动/风能获取一体化设计的无人机获能量与获能效率最大, 相比于优化前提升了 979.04%, 相比于最佳升阻比设计提升了 10.09%。气动/风能获取一体化设计的无人机在获能段做功提升了 50% 以上, 验证了气动/风能获取一体化设计的可行性。本文提出的设计方法为突破无人机动态滑翔获能瓶颈提供了工程支撑。

关键词: 动态滑翔; 气动/风能获取一体化设计; 神经网络; 计算流体力学; 最优控制

中图分类号: V22 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0168

Aerodynamic and wind energy harvesting integrative design for UAVs

Wang Wei^{1,2}, An Weigang^{1,2,*}, Song Bifeng^{1,2}, Yang Wenqing^{1,2}, Luo Yang^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Dynamic soaring, a special flight mode that enables unpowered long-distance flight by utilizing horizontal wind gradients, holds great potential for enhancing the range and endurance of unmanned aerial vehicles (UAVs). This paper focuses on the parametric design of fixed-wing UAVs, replacing dynamic deformation control with static shape optimization of bionic joint structures to achieve efficient energy harvesting while avoiding complex mechanisms. By calculating and analyzing aerodynamic results corresponding to different design parameters, this study proposes an aerodynamic and wind energy harvesting integrative design method for UAVs. This method employs neural networks to achieve rapid solutions for aerodynamic forces and uses the Gauss pseudospectral method to solve for the optimal wing shape, ultimately obtaining a wing configuration that meets the requirements of efficient energy harvesting. In addition, flight simulations are conducted to compare the energy harvesting efficiency of three different wing shapes during dynamic soaring: basic wing, maximum lift-to-drag ratio wing, and aerodynamic and wind energy harvesting integrative design result. Results show that the UAV with the integrated design achieves the highest energy harvest amount and efficiency, with an increase of 979.04% compared to the basic wing and 10.09% compared to the maximum lift-

收稿日期: 2024-10-31; 修订日期: 2025-05-11; 录用日期: 2025-06-16; 网络出版时间: 2025-09-03

基金项目: 西北工业大学博士论文创新基金(CX2024037)

作者简介: 王为(1996—), 男, 云南昆明人, 博士研究生, 研究方向: 动态滑翔. E-mail: Vulpes.wang@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 安伟刚*, 副教授, 研究方向: 仿生飞行器设计. E-mail: anweigang@nwpu.edu.cn

引用格式: 王为, 安伟刚, 宋笔锋, 等. 无人机气动/风能获取一体化设计[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(1): 48–58.

Wang Wei, An Weigang, Song Bifeng, et al. Aerodynamic and wind energy harvesting integrative design for UAVs[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(1): 48–58(in Chinese). doi: [10.7638/kqdlxxb-2024.0168](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0168)

to-drag ratio wing. The energy gain rate (work) done by the integrated design UAV during the energy harvesting phase is improved by more than 50%, verifying the feasibility of the aerodynamic and wind energy harvesting integrative design method. This design method provides engineering support for breaking through the bottleneck of UAV dynamic soaring energy harvesting.

Keywords: dynamic soaring; aerodynamic/wind energy harvesting integrative design; neural network; CFD; optimal control

0 引 言

动态滑翔在无人机增程领域展现出广阔前景。动态滑翔是一种特殊的飞行模式,通过穿越水平风梯度实现无动力长距离飞行。信天翁可以利用动态滑翔实现 13 天的无动力迁徙^[1],并且飞行中所有的能量均来自于风。然而,现有的无人机在动态滑翔过程中能量获取效率低,对风场环境要求苛刻,获能效率问题已成为无人机动态滑翔的应用瓶颈。因此,本研究从设计角度出发,建立耦合获能的无人机机翼设计方法,以提升无人机动态滑翔时的获能效率,为动态滑翔应用提供新的解决方法。

自 17 世纪 Rayleigh 提出动态滑翔概念^[2]以来,研究者围绕动态滑翔的风能获取机理、航迹规划和空气动力学等方面展开了研究^[3-6]。2018 年, Mir 在其动态滑翔综述中指出,提高获能效率是亟待解决的关键问题^[7]。现有的动态滑翔研究主要围绕动态滑翔航迹、飞行风梯度和整体飞行性能等方面展开。然而,现有研究存在实现无人机动态滑翔所需的风梯度过大和获能量低等问题。这些因素使得提升获能效率成为无人机动态滑翔研究的热点问题。

针对获能效率问题,目前研究者主要从两个方向着手:1)提高无人机动态滑翔航迹规划能力;2)优化设计动态滑翔无人机平台。在航迹规划方面,现有的航迹规划方法以离线规划为主^[8],这类方法需要全域的风场信息(在真实环境下很难获得),且所获航迹适应性差,导致无人机获能效率低下。针对这一问题, Hong 等提出了在线航迹规划方法^[9],并利用级数展开保证动态滑翔航迹求解过程的连续性^[10-11]。此外, Lawrance 等和 Wang 等提出了基于动态滑翔特征的航迹规划方法^[12-14]。2020 年, Li 和 Langelaan 引入基于强化学习的航迹规划方法^[15]。2022 年 Adamski 进一步提出了完整的动态滑翔强化学习方案,并尝试在无人机上部署^[16]。随着航迹规划方案的不断完善,无人机能够更快速地生成最大化获能航迹,从而提升获能效率。

在无人机平台优化设计方面,早期研究以仿生气

动设计为主,研究者致力于从信天翁等海鸟中寻找高效获能的原因。Stempeck 等针对信天翁气动特性展开研究,并将其用于指导无人机设计^[17]。近年来,研究者开始关注机翼变形设计,以期提升无人机获能效率。2024 年, Wang 等分析了信天翁翅膀变形的气动机理,发现翅膀变形能够提升动态滑翔获能效率^[18]。2017 年, Mir 等探索了机翼变构型对获能效率的影响,发现调整飞行过程中无人机的机翼后掠角和翼展,可以提升 9% 的最大爬升高度和 6% 的最大飞行速度^[19-20]。Sachs 等以无人机后掠为研究方向,探讨无人机外形设计对动态滑翔获能效率的影响^[21]。安伟刚等提出了仿信天翁变形翼设计,研究了三关节变化对获能效率的提升作用^[22]。

总结现有研究可见,针对最佳获能航迹的规划已取得显著进展,尤其是近年来实时、快速的航迹规划方法使得无人机能够及时捕捉风能,实现动态滑翔飞行。然而,传统的无人机平台依然制约了获能效果。尽管现有研究通过机翼变形设计提升了动态滑翔获能效率,但相关研究仍缺乏对变形机构复杂度与重量代价的系统性分析。主动变形机构的引入不仅增加了机械设计难度,其附加重量亦可能抵消部分能量增益。在此背景下,针对动态滑翔无人机平台的气动外形优化设计成为突破获能效率瓶颈的关键方向。本研究聚焦固定翼参数化设计,利用仿生关节结构的静态外形优化替代动态变形控制,在避免复杂机构的同时实现高效能量获取,为解决现有技术难点探索了新的研究路径。

一体化设计作为耦合多项指标的系统方法,已广泛应用于气动、结构、隐身等综合设计领域^[23]。现有研究表明,仅从气动角度设计(追求最佳升阻比)的无人机在动态滑翔过程中表现仍不理想。因此,在动态滑翔无人机设计中,需要改进传统气动设计方法,考虑气动、能量等多领域耦合,采用一体化设计方法,从而得到适合动态滑翔的无人机。

本研究旨在提升无人机动态滑翔的获能效率,从无人机平台设计角度出发,提出了一种基于高斯伪谱法的无人机气动/风能获取一体化设计方法。本工作

基于安伟刚等的研究成果^[22]展开,但创新性地将仿生关节参数作为固定翼的外形设计变量,通过全局优化求解静态最优外形,避免依赖复杂的主动变形机构,为工程应用提供更简洁的解决方案。首先,通过推导无人机动态滑翔获能机理模型,分析影响能量获取的关键机翼参数;然后,利用神经网络建立机翼获能参数与气动力之间的模型,并在相同飞行任务条件下优化求解使获能最大化的参数值;最后,通过飞行仿真,对比最佳获能设计和最佳升阻比设计在相同任务中的获能表现,从而验证所提一体化设计方法的有效性,为突破无人机性能瓶颈提供理论基础。

1 气动/风能获取一体化优化平台

气动/风能获取一体化设计有赖于合适的优化方法。为此,需要搭建相应的优化平台,从而对机翼进行优化设计。本研究构建的优化平台由3部分组成:机翼设计参数组成的变量、动力学系统构成的约束以及对应飞行工况下的获能目标。

1.1 动态滑翔获能机理模型

机翼优化设计首先需要确定设计参数,而推导获能机理模型可以确定与能量变化相关的机翼设计参数。获能机理模型可以通过耦合无人机运动方程与能量方程获得^[24]。对于常规的固定翼无人机,其运动方程可以表达为:

$$m \begin{bmatrix} \frac{du}{dt} \\ \frac{dv}{dt} \\ \frac{dw}{dt} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_N^B \begin{bmatrix} F_{xe} \\ F_{ye} \\ F_{ze} \end{bmatrix} + \mathbf{T}_W^B \begin{bmatrix} F_{xa} \\ F_{ya} \\ F_{za} \end{bmatrix} - m \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} - \mathbf{T}_N^B \begin{bmatrix} m\dot{W}_{xe} \\ m\dot{W}_{ye} \\ m\dot{W}_{ze} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: m 为无人机质量, kg; $\frac{du}{dt}$ 、 $\frac{dv}{dt}$ 、 $\frac{dw}{dt}$ 为机体坐标系下3个方向的空速加速度分量, m/s^2 ; \mathbf{T}_N^B 为地面坐标系到机体坐标系的转化矩阵; F_{xe} 、 F_{ye} 、 F_{ze} 为定义在地面坐标系下3个方向的合力, N; \mathbf{T}_W^B 为气流坐标系到机体坐标系的转化矩阵; F_{xa} 、 F_{ya} 、 F_{za} 为定义在气流坐标系下3个方向气动力, N; p 、 q 、 r 为无人机绕机体坐标系的3个转动角速度, rad/s; \dot{W}_{xe} 、 \dot{W}_{ye} 、 \dot{W}_{ze} 为地面坐标系下3个方向风速加速度, m/s^2 。

同时,无人机在飞行过程中的能量可以表示为:

$$E = \frac{1}{2}m(u^2 + v^2 + w^2) + mgz \quad (2)$$

式中: E 为无人机能量, J; u 、 v 、 w 为无人机空速在机体坐标系下的3个分量, m/s ; g 为重力加速度, m/s^2 ; z 为无人机高度, m 。

为了将式(1)与式(2)结合,选择加速度作为耦合的关键点,对式(2)进行求导,有:

$$\frac{dE}{dt} = mu \frac{du}{dt} + mv \frac{dv}{dt} + mw \frac{dw}{dt} + mgv_{ze} \quad (3)$$

因此联立式(1)与式(3),将空速的加速度由合外力替换,并进行简化,即得到:

$$\frac{dE}{dt} = (F_{xe} - m\dot{W}_{xe})(v_{xe} - W_{xe}) + (F_{ye} - m\dot{W}_{ye})(v_{ye} - W_{ye}) + (F_{ze} - m\dot{W}_{ze})(v_{ze} - W_{ze}) + F_{xa}v_a + mgv_{ze} \quad (4)$$

式中: v_{xe} 、 v_{ye} 、 v_{ze} 为无人机在地面坐标系3个方向下的地速, m/s ; v_a 为无人机空速, m/s 。

对于常规的固定翼无人机,其受到的力主要包括重力、气动力以及机体自身提供的推力。在动态滑翔研究中,常以无动力无人机作为对象并忽略侧力^[25],因此无人机受力可以简化为定义在地面坐标系下的重力以及定义在气流坐标系下的升力与阻力。同时,空速、地速与风速三者存在矢量三角关系,式(4)中地速与风速之差即为空速在地面坐标系下3个方向的分量,引入欧拉角即可实现坐标转换。基于上述简化,式(4)可以表达为:

$$\frac{dE}{dt} = -Dv_a + mgW_{ze} - m\dot{W}_{xe}v_a \cos\theta \cos\varphi - m\dot{W}_{ye}v_a \cos\theta \sin\varphi - m\dot{W}_{ze}v_a \sin\theta \quad (5)$$

式中: D 为无人机受到的阻力, N; θ 为无人机俯仰角, rad; φ 为无人机偏航角, rad。

同时,用阻力系数表征无人机阻力,依据链式法则引入风梯度表示风速加速度,获能机理模型可以表达为:

$$\frac{dE}{dt} = -\frac{1}{2}mSC_Dv_a^3 + mgW_{ze} - m \frac{dW_{xe}}{dh} (v_a \sin\theta + W_{ze})v_a \cos\theta \cos\varphi - m \frac{dW_{ye}}{dh} (v_a \sin\theta + W_{ze})v_a \cos\theta \sin\varphi - m \frac{dW_{ze}}{dh} (v_a \sin\theta + W_{ze})v_a \sin\theta \quad (6)$$

式中: S 为无人机机翼面积, m^2 ; C_D 为无人机阻力系数; dW/dh 为风场梯度, $1/s$ 。

分析获能机理模型(式(6))可知,阻力是持续存在的耗能项,导致无人机能量变化率恒为负。若存在上升气流,则重力会做正功,为无人机提供能量。若存在风梯度,则无人机在特定的状态下可以获能:逆风飞行时,无人机爬升(爬升角为正)可以使整个风梯度做功项为正,无人机获能;顺风飞行时,无人机下滑(爬升角为负)可以保证风梯度做功项为正,无人机获能。因此,对于动态滑翔来说,获能取决于无人机飞行姿态,逆风爬升和顺风下滑是主要获能方式。

此外,获能机理模型还揭露了影响无人机动态滑翔获能的影响因素,主要可分为两大类:一类是无人机设计因素,包括机翼面积、阻力系数和无人机质量;另一类是无人机飞行因素,包括无人机空速、姿态和所处风场。

基于推导的获能机理模型可以发现,无人机动态滑翔时获能效率与机翼面积、阻力系数和无人机质量有关。因此,本文选取机翼面积与阻力系数作为设计变量,开展无人机机翼的气动/获能一体化设计。

1.2 基本翼建模与参数化

明确了影响获能的设计参数后,即可对机翼进行建模。同安伟刚等^[22]研究方法相似,本研究采用基本翼和设计点结合的方法,提取优化参数,设计动态滑翔无人机机翼外形,具体参数如图1所示。本文无人机在机翼完全伸展时,最大机翼面积为 0.638 m^2 ,展弦比为15.2。参考无人机载荷和真实信天翁体重,

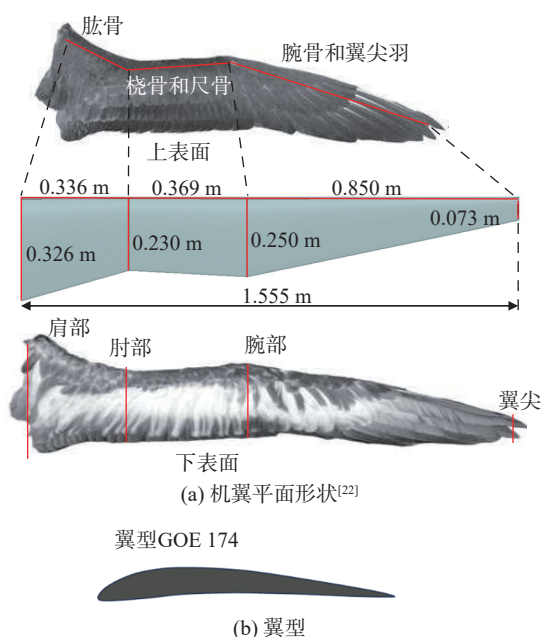


图1 仿信天翁基本翼: (a) 信天翁翅膀平面形状与参数; (b) 信天翁翼型

Fig. 1 Albatross inspired basic wing: (a) albatross wing shape and its corresponding parameters; (b) albatross airfoil

无人机质量设定为 12 kg 。

设计空间由设计点及对应的变形角度构成。参考信天翁的肩、肘、腕关节结构,构建设计点,并通过控制各点的两自由度变形来改变机翼外形,如图2所示。每个设计点控制其对应翼段的前后掠角与上下反角,其变化范围如表1所示。表1中, σ 为机翼前后掠角, δ 为机翼上下反角,下标代表不同的设计点位置。

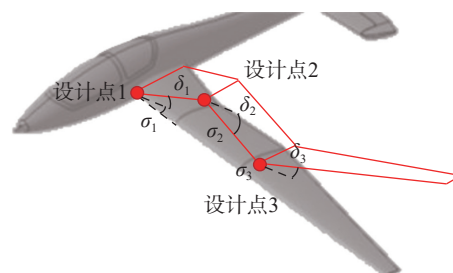


图2 机翼设计点及对应的变形参数(上下反角与前后掠角)
Fig. 2 Wing design points and morphing parameters (dihedral angle and sweep angle)

表1 设计点参数与范围

Table 1 Design point parameters and ranges

	设计点1	设计点2	设计点3
掠角 σ	$\sigma_1 =$ [-20°, 40°]	$\sigma_2 =$ [-30°, 0°]	$\sigma_3 =$ [0°, 30°]
反角 δ	$\delta_1 =$ [-30°, 30°]	$\delta_2 =$ [-30°, 30°]	$\delta_3 =$ [-30°, 30°]

基于该模型,只需优化各设计点处的掠角和反角值,即可得到具有不同外形、面积及气动性能的机翼构型,便于后续进行气动/风能获取一体化设计。

1.3 设计点参数与气动力神经网络模型建立

为提升气动/风能获取一体化设计过程中气动力的计算效率,本研究构建神经网络拟合模型以便快速获取不同设计点参数下机翼的气动力。区别于安伟刚等^[22]研究的机翼气动力计算模型,本研究采用全机模型,并选取更高的迎角范围,计算不同机翼外形的气动力,从而更贴近真实飞行工况。首先,以未进行一体化设计的基本翼无人机为对象,验证本研究所采用的数值模拟方法的准确性。

本研究采用雷诺平均N-S方程(Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, RANS)求解机翼气动力。针对飞行雷诺数约为 4×10^5 量级工况,选择SST $k-\omega$ 湍流模型。采用四面体单元对全机半模进行网格划分,网格单元数为1013万。设置20层附面层,增长率为1.15,第一层网格高度为0.03 mm。具体的计算域划分如图3所示。

为了验证网格无关性,本研究采用网格量为

482万和1505万的两套网格进行计算,计算结果如图4所示。可以发现,当网格量达到1000万量级后,网格数量对计算精度的影响较小。对比1000万量级与1500万量级网格的计算结果可以发现,1000万量级网格的阻力系数平均误差为-5.52%,升力系数平均误差为6.38%。这一误差范围符合要求,因此本文选择1013万网格进行后续计算,从而降低计算成本。

此外,本研究采用的基本翼基于信天翁翅膀外形设计。为便于在相同基准下评估本建模方法的准确

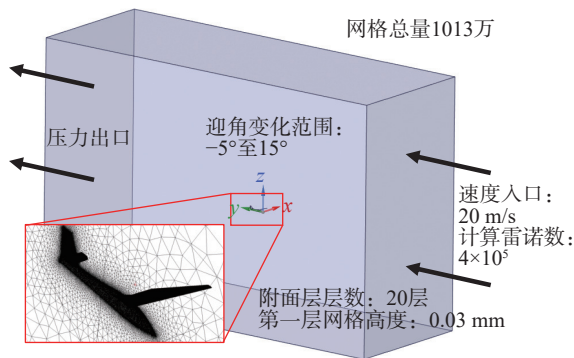
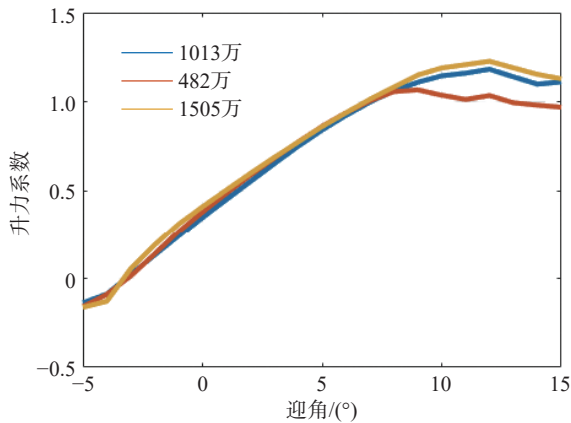
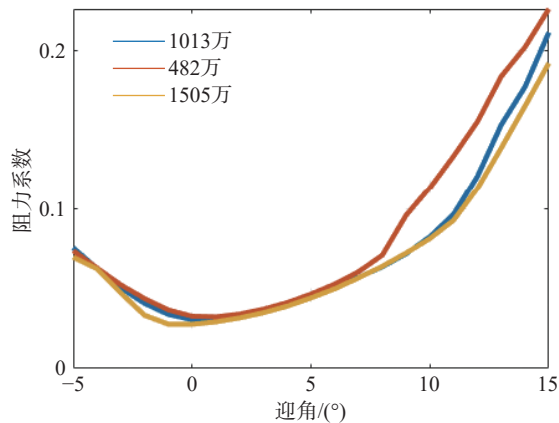


图3 计算网格划分与设置

Fig. 3 Mesh division and calculation setup



(a) 升力系数



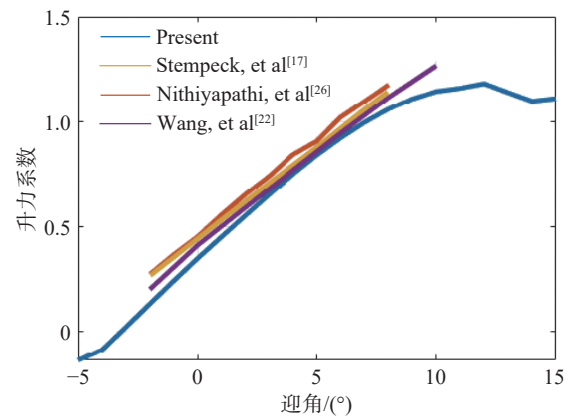
(b) 阻力系数

图4 网格无关性验证

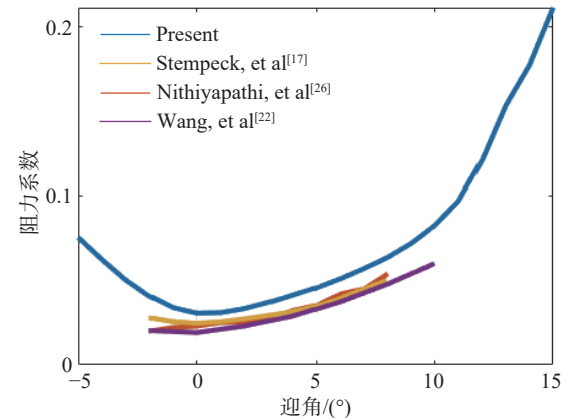
Fig. 4 Grid independence verification

性与特点,将计算结果与Nithiyapathi^[26]、Stempeck^[17]及本团队前期研究^[22]中针对信天翁机翼的气动参数进行对比,结果如图5所示。可以看出,本文计算得到的升力系数和阻力系数在趋势上与文献研究基本一致,但数值略低,其中升力系数的最大相对误差为8.77%,阻力系数在小迎角区域的误差相对较大。误差产生的原因主要有两个方面。首先,前人研究多采用面元法且仅针对机翼模型进行计算,忽略了黏性影响及机身干扰;而本文采用考虑黏性效应的RANS方法,并基于包含机身的全机模型开展气动仿真,因而在阻力预测上更为保守,但更贴近实际飞行情况。其次,全机模型中机身所引入的干扰效应会在一定程度上增大总阻力,造成与机翼模型计算结果之间的偏差。

在验证了计算方法的可靠性后,本研究构建了包含6个变形参数的高维设计空间。基于拉丁超立方抽样(Latin hypercube sampling, LHS)实验设计的分层抽样策略及其优异的空间填充特性^[27],并结合前人的抽样标准^[28-29],本研究采用200组样本点完成设计空间离散化。通过CFD数值模拟获取各样本点的气



(a) 升力系数结果对比



(b) 阻力系数结果对比

图5 本文计算结果与文献[17, 22, 26]的对比验证

Fig. 5 Comparison and validation of the present results with those from Refs. [17, 22, 26]

动响应数据, 构建了包含输入参数与输出气动力的完整数据集。

随后, 在代理模型构建环节, 由于 Levenberg-Marquardt 神经网络方法结合了梯度下降法的全局搜索能力与高斯-牛顿法的局部快速收敛特性, 在处理非线性问题时具有较好的鲁棒性^[30-31], 选择 Levenberg-

Marquardt 神经网络方法建立气动力代理模型, 隐藏层设置为 20 层。在训练结束后, 选择 20 组验证数据用于分析代理模型精度。经过计算发现, 神经网络代理模型预测升力系数和阻力系数的均方根误差分别为 0.07 和 0.02, 满足工程应用精度要求。代理模型构建流程详见图 6。

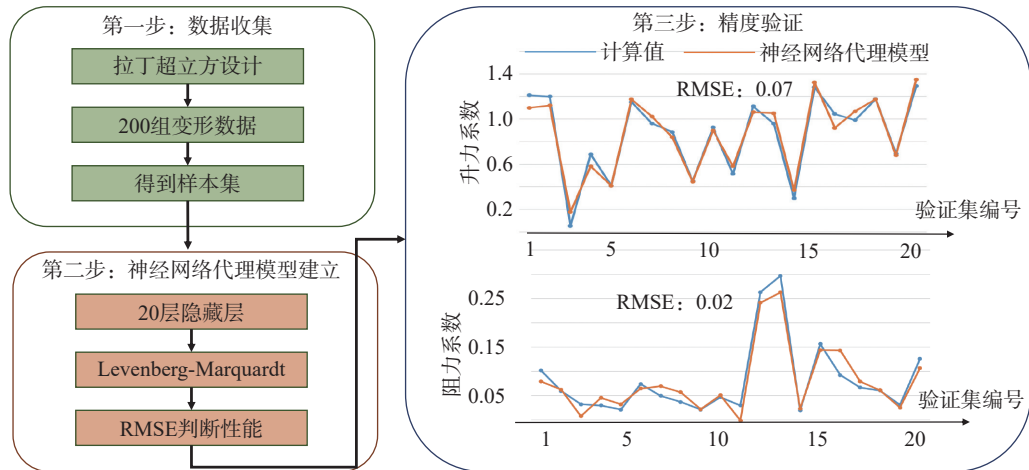


图 6 基于神经网络拟合的气动力代理模型构建

Fig. 6 Aerodynamic surrogate model construction based on neural network fitting

1.4 气动/风能获取一体化优化平台设计

不同于常规无人机单设计点的气动优化思想^[32], 动态滑翔无人机更加关注整个滑翔过程。因此, 本研究借鉴反设计思想, 通过模拟动态滑翔飞行, 根据一段最优获能航迹, 反向求解能够达到这一航迹的机翼外形, 从而实现气动/风能获取一体化设计。

最优控制理论为上述方法提供了可行性, 最优控制的基本思路是通过求解一系列控制量, 得到满足优化目标的一系列状态量。若将无人机机翼的设计参数作为状态量之一, 并将优化目标设为最大化获能, 即可实现求解最佳获能下的无人机机翼设计参数。因此, 将整个动态滑翔运动视为一个动态系统, 引入最优控制理论, 搭建动态滑翔气动/风能获取一体化设计方法, 如图 7 所示。

基于动力学方程^[22], 构建整个无人机运动学模型, 并结合边界约束, 组成无人机运动学系统。约束条件分为两类: 边界约束(即状态量的初值与终值)和路径约束(即飞行过程中状态量和控制量的极值)。此外, 将控制量中无人机机翼 3 个设计点的掠角与反角作为设计变量, 并以最大化获能为优化目标, 搭建无人机动态滑翔气动/风能获取优化平台。

由于整个优化过程中涉及运动学系统, 可以将其看作一个由控制量与状态量构成的泛函优化问题, 利用最优控制理论搭建优化平台^[33]。对于以最大化获

能为目标而言, 气动/风能获取优化平台可以表达为:

$$\begin{aligned}
 \min & & -\Delta E \\
 \text{system dynamics} & & Eq(7) \\
 \text{boundary constraints} & & [X_0 \ X_f] \\
 \text{path constraints} & & X_{\text{lower}} \leq X \leq X_{\text{upper}} \\
 & & U_{\text{lower}} \leq U \leq U_{\text{upper}}
 \end{aligned} \tag{7}$$

式中: ΔE 为能量增量, J ; X 为无人机的状态量, 包括位置、速度和姿态; U 为无人机控制量, 包括迎角、滚转角和设计变量; 无人机的边界约束为无人机起始状态量和终末状态量, 由飞行工况所确定; 无人机的路

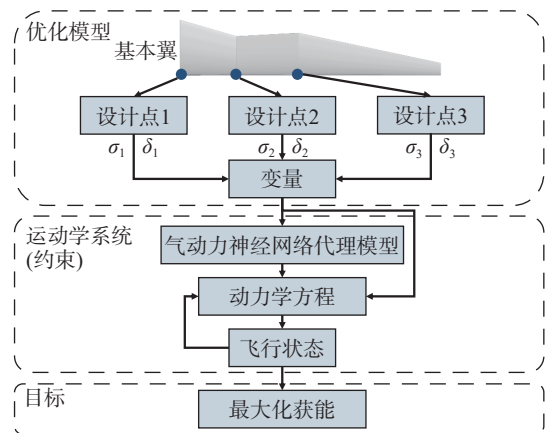


图 7 动态滑翔气动/风能获取优化平台

Fig. 7 Dynamic soaring aerodynamics and wind energy harvesting optimization platform

径约束由状态量和控制量的范围确定。因此,本优化平台的优化目标为最大化获能量,具体优化参数及其约束如表2所示。

表2 气动/风能获取优化平台参数

Table 2 Aerodynamic and wind energy harvesting integrative design parameters

约束名称	约束范围
南北方向位移约束/m	[-1000,1000]
东西方向位移约束/m	[-1000,1000]
高度约束/m	[0,50]
空速约束/(m·s ⁻¹)	[5,50]
爬升角约束/(°)	[-45,45]
偏航角约束/(°)	[-360,360]

采用高斯伪谱法将这一优化问题简化非线性规划问题,并采用 SNOPT 求解器求解。基于搭建的气动/风能获取优化平台,通过寻找最佳的控制量,可获得满足优化目标的一系列状态量,从而实现气动/风能获取一体化设计。

2 气动/风能获取一体化设计与飞行仿真验证

2.1 飞行工况设置

考虑到无人机在低空经济领域中的应用,以山区电力巡检作为研究背景,设定飞行工况如表3。

对于飞行环境而言,自然界中常见的风场类型有线性风场、指数型风场和对数风场,其适用范围如表4所示^[33]: W 为风速, m/s; β 为风梯度, 1/s; h 为高度, m; W_{ref} 为参考风速, m/s; H_{ref} 为参考高度, m; λ 为风梯度系数; h_0 为地表修正参数。

本研究旨在验证气动-获能一体化设计的可行性,并针对低空应用工况开展分析。由于线性风场在

表3 飞行工况

Table 3 Flight mission for flight simulation

	初始状态	终末状态
位置	$[x_0 \ y_0 \ z_0] = [0 \ 0 \ 5]$	$[x_f \ y_f \ z_f] = [0 \ 200 \ 5]$
速度	$v_0 = 20 \text{ m/s}$	$v_f = \text{max}$
姿态	$[\phi_0 \ \theta_0 \ \varphi_0] = [0 \ 0 \ \frac{\pi}{2}]$	$[\phi_f \ \theta_f \ \varphi_f] = [0 \ 0 \ \frac{\pi}{2}]$

表4 环境风场类型

Table 4 Windfield type and its available range

风场类型	表达式	适用范围
线性风场	$W = \beta \cdot h$	通用
指数型风场	$W = W_{ref} \cdot \left(\frac{h}{H_{ref}}\right)^\lambda$	海面与山脊风场研究
对数型风场	$W = W_{ref} \cdot \frac{\ln(h/h_0)}{\ln(H_{ref}/h_0)}$	地表与气象研究

近地面能够有效复现实际风场的垂直切变特性,且风梯度表达式简单,易于与获能机理模型耦合以分析获能效果,因此本研究选择通用的线性风场,确定风力梯度为0.2,开展后续研究。本文设定的风场可以表达为:

$$\begin{bmatrix} W_{xe} \\ W_{ye} \\ W_{ze} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.2h \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

因此,本研究采用的任务工况可以总结为:要求无人机沿正东方向无动力飞行200 m,返回起始高度,并尽可能获得最大终末速度,从而实现从由南向北的风中获取能量。

由于无人机任务的始末位置已经确定,因此不限制无人机终末位置的速度,从而实现动能最大化。首先以基本翼为对象,利用飞行仿真测试最大化获能,航迹如图8所示。从结果可以发现,应用了基本翼的无人机可以利用动态滑翔实现200 m的无动力飞行,并且飞行后终末速度为30.25 m/s,相比于初始速度增加了0.83%,总能量增加了89.07 J。

基本翼能量变化的具体结果如图9所示。基本翼无人机在完成飞行任务后,实现了正向获能,飞行时间为12.83 s,平均能量获取率为6.94 W。

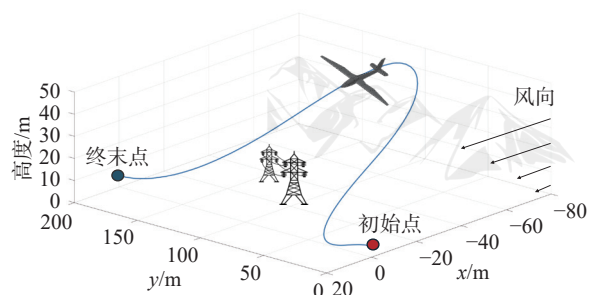


图8 基本翼飞行航迹

Fig. 8 Basic wing soaring trajectory

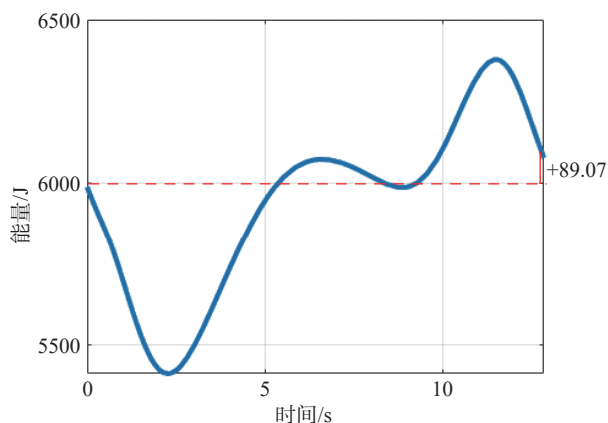


图9 基本翼能量变化

Fig. 9 Basic wing soaring energy variation

2.2 最佳升阻比设计

基于前文提出的基本翼以及对应的设计点，以最佳升阻比为优化目标，对机翼外形进行优化设计。具体可以表示为：

$$\begin{aligned} \min \quad & -C_L/C_D \\ \text{s.t.} \quad & \sigma_{\min} \leq \sigma_i \leq \sigma_{\max} \\ & \delta_{\min} \leq \delta_i \leq \delta_{\max} \end{aligned} \quad (9)$$

式中： i 为无人机设计点编号。

利用遗传算法，求解最佳升阻比的无人机机翼数据如表 5 所示。按照同样的飞行任务，令最佳升阻比机翼无人机进行动态滑翔，得到的航迹如图 10 所示。图 10 表明，最佳升阻比设计的无人机能够实现动态滑翔，从风中获取的能量达到了 748.62 J。进一步观察其能量变化，结果如图 11 所示。可以发现，最佳升阻比机翼飞行时间为 11 s，可以更快地到达目的地，且飞行过程中能量波动更小，平均获能量达到了 68.06 W。这一结果也与前人选择高升阻比滑翔机作为动态滑翔无人机的方案相符。

表 5 最佳升阻比设计

Table 5 Optimal lift to drag ratio design

	设计点1	设计点2	设计点3
掠角/(°)	-20	0	29.44
反角/(°)	30	25.07	5.05

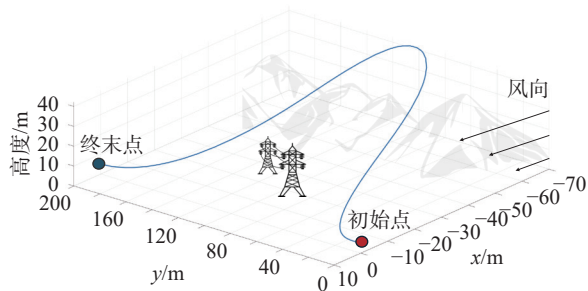


图 10 最佳升阻比机翼航迹

Fig. 10 Optimal lift to drag ratio wing soaring trajectory

2.3 气动/风能获取一体化设计

利用前文搭建的气动/风能获取优化平台，对机翼进行一体化设计。针对 2.1 节所设计的工况，利用高斯伪谱法求解出最佳获能的机翼数据，如表 6 所示。按照 2.1 节所规定的飞行任务，令最佳获能翼无人机进行动态滑翔，得到的航迹如图 12 所示。基于最佳获能设计的无人机能够完成 200 m 的动态滑翔，并且从风中获取能量 824.29 J，是基础翼的 8.25 倍。观察能量变化如图 13 所示。可以发现，最佳获能设计的无人机在动态滑翔过程中，能量波动与最佳升阻

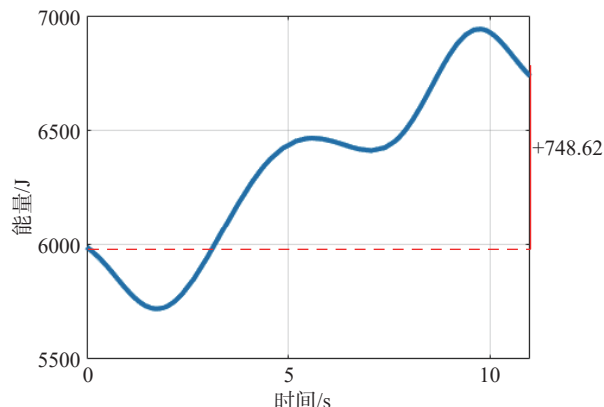


图 11 最佳升阻比机翼能量变化

Fig. 11 Optimal lift to drag ratio wing soaring energy variation

表 6 最佳获能设计

Table 6 Optimal energy harvesting design

	设计点1	设计点2	设计点3
掠角/(°)	-20	0	25.82
反角/(°)	25.24	21.40	3.66

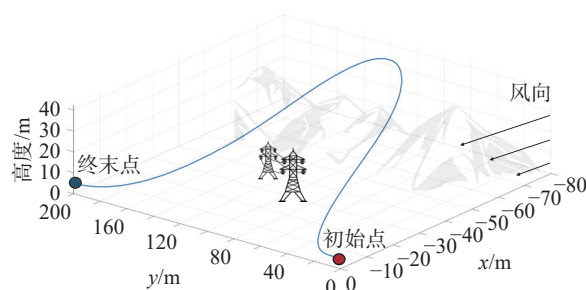


图 12 最佳获能机翼航迹

Fig. 12 Optimal energy harvesting wing soaring trajectory

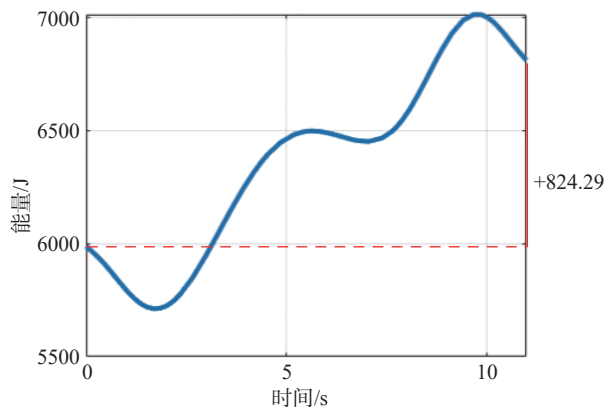


图 13 最佳获能机翼能量变化

Fig. 13 Optimal energy harvesting wing soaring energy variation

比机翼接近，但是能量峰值更高，总获能量更大。在 11 s 的飞行时间中，平均获能量最高，为 74.94 W。

2.4 结果分析与讨论

飞行仿真发现，本研究提出的 3 个机翼均可实现动态滑翔，从风中获取能量，飞行航迹外形相似。对

比三者的航迹如图14所示。

从图14可以发现,在同一飞行任务下,无人机选择的最佳航迹都是相似的,即利用一个动态滑翔周期完成飞行目标,并实现最大获能量。然而,不同机翼的获能量是不同的,三者能量变化对比如图15所示。

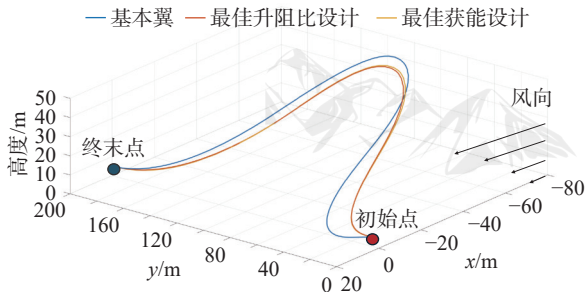


图14 基本翼、以最佳升阻比设计和以最佳获能设计得到的机翼在同一个动态滑翔任务下的航迹对比

Fig. 14 Comparison of flight trajectories among the basic wing, the wing designed for the optimal lift-drag ratio, and the wing designed for the optimal energy harvesting under the same dynamic soaring mission

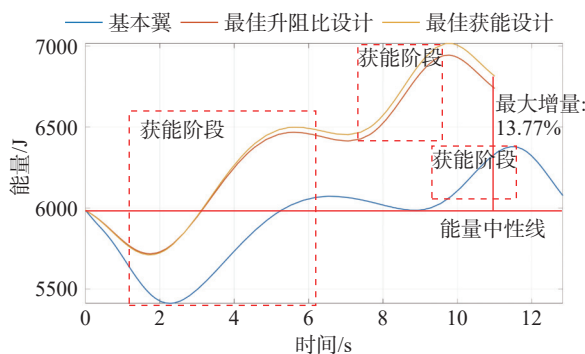


图15 基本翼、以最佳升阻比设计和以最佳获能设计得到的机翼在同一个动态滑翔任务下的能量变化对比

Fig. 15 Comparison of energy variation among the basic wing, the wing designed for the optimal lift-drag ratio, and the wing designed for the optimal energy harvesting under the same dynamic soaring mission

对比三者能量变化可以发现,虽然基本翼是依照信天翁翅膀外形进行构建的,但其总获能量最低,最终获能量仅为初始能量的1.49%。然而,针对基本翼进行优化后,总获能量明显上升。若按照最佳升阻比对机翼进行优化设计,获能量可达748.62 J,是初始能量的12.50%;而利用气动/风能获取一体化设计后的机翼总获能量最大,为824.29 J,相比于初始状态提高了13.77%。

除了总获能量的变化外,单位时间获能量,即获能效率也有所提升。对于基本翼而言,其在整个动态滑翔过程中,获能效率为2.72 W,而最佳升阻比和最佳获能翼型的获能效率分别为26.66 W和29.35 W。

考虑气动/获能一体化设计后,无人机在执行相同飞行任务时的获能效率明显增加。

进一步分析无人机在逆风爬升和顺风下滑阶段的获能效率。根据Rayleigh的经典研究与获能机理,这两个阶段正是鸟类从风中获取能量的阶段^[2]。因此,选取基本翼、最佳升阻比设计和最佳获能设计的机翼,通过逆风爬升阶段和顺风下滑阶段的总获能量与对应时间的比值得到平均获能功率,记录于表7。表7数据显示,相较于基本翼,最佳获能设计在两个阶段的平均获能功率均有大幅提升(逆风爬升阶段提升51.46%,顺风下滑阶段提升50.62%)。这一结果证实,虽然以提升气动性能为目标的优化能一定程度上改善获能效率,但直接以最大化获能为目标的一体化设计方法才是实现最高效能量获取的关键。该方法显著提升了无人机从风场中汲取能量的能力,有望突破动态滑翔技术在长航时应用中的能量瓶颈。

表7 基本翼、最佳升阻比机翼与最佳获能机翼在逆风爬升与顺风下滑阶段的获能效率对比

Table 7 Comparison of energy harvesting efficiency among the basic wing, the wing designed for the optimal lift-drag ratio, and the wing designed for the optimal energy harvesting during upwind climbing and downwind gliding stages

阶段	获能功率/W		
	基本翼	最佳升阻比设计	最佳获能设计
逆风爬升	63.21	92.15	95.74
顺风下滑	80.45	114.66	121.17

根据动态滑翔获能机理模型(公式(6)),影响无人机动态滑翔获能的主要设计参数为机翼面积和阻力系数。据此,对3种机翼对应的机翼面积及其在飞行过程中的平均阻力系数进行计算,结果见表8。

表8 机翼面积和平均阻力系数对比

Table 8 Wing area and average drag coefficient comparison

	基本翼	最佳升阻比设计	最佳获能设计
S/m^2	0.630	0.551	0.570
C_D	0.02995	0.02142	0.01951
SC_D	0.01913	0.01180	0.01113

结合表7与获能机理模型的分析可知,无人机在动态滑翔过程中的耗能项主要与机翼面积和阻力系数的乘积(SC_D)相关。其中,基于气动/风能获取设计的机翼具有最小的 SC_D ,因此耗能最小,整体获能效率最高。利用插值,进一步绘制机翼面积、阻力系数与获能量之间的关系图,如图16所示,清晰揭示了不同参数组合下获能效率的变化趋势,为优化设计提供了直观依据。

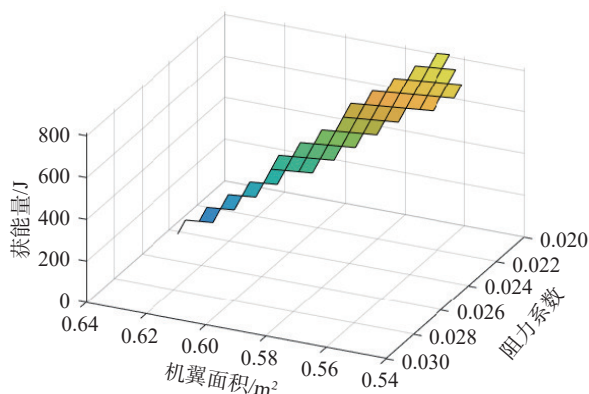


图 16 机翼面积与阻力系数对获能效率的影响变化规律

Fig. 16 The variation law of the influence of wing area and drag coefficient on energy harvesting efficiency

3 结 论

本文聚焦于无人机动态滑翔应用,针对当前能量获取效率瓶颈,从固定翼参数化设计角度出发,提出了一种气动/风能获取一体化设计方法,为高效能量获取提供了新的技术路径。通过对获能机理的推导分析发现,机翼面积与阻力系数是影响无人机滑翔获能效率的关键参数。本文借鉴信天翁翅膀结构,将其转化为固定翼的静态参数设计,并通过 3 个优化设计点调控掠角与反角,实现了关键气动参数的协同调节。进一步,结合气动力代理建模与飞行轨迹优化,构建了气动/风能获取一体化设计平台,并据此完成了高效机翼的优化设计。飞行仿真结果验证了所提方法在能量获取效率方面的显著提升,证明了该设计策略的可行性与有效性。

本研究突破了传统依赖实时结构变形的优化范式,提出了以静态参数为核心的飞行器能量获取设计思路,拓展了无人机气动与风能协同利用的新路径。所构建的气动/风能获取一体化设计方法,为该领域提供了可复用的研究框架,丰富了无人机动态滑翔飞行设计的理论基础与工程实践手段。

尽管取得了初步成果,本研究仍存在一定局限性:优化仅在单一风场下进行,尚难以覆盖复杂飞行环境,设计结果的泛化能力仍有待提升;此外,设计点参数设定较为有限,未充分挖掘机翼外形空间的潜力。

未来研究可进一步引入多样化的复杂风场环境,以提升优化设计的适应性与鲁棒性;同时扩展设计点数量与参数维度,探索更广泛的机翼外形设计方案,以寻找能量获取效率更优的结构形式。

参 考 文 献:

[1] Croxall J P, Silk J R D, Phillips R A, et al. Global circumnavigations:

tracking year-round ranges of nonbreeding albatrosses[J]. Science, 2005, 307(5707): 249–250.

doi: 10.1126/science.1106042

[2] Rayleigh. The soaring of birds[J]. Nature, 1883, 27(701): 534–535.

doi: 10.1038/027534a0

[3] Wang Wei, An Weigang, Song Bifeng. Dynamic soaring parameters influence regularity analysis on UAV and soaring strategy design[J]. Drones, 2023, 7(4): 271.

doi: 10.3390/drones7040271

[4] Sachs G. Kinetic energy in dynamic soaring: inertial speed and airspeed[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(8): 1812–1821.

doi: 10.2514/1.g003407

[5] Bonnin V, Toomer C, Moschetta J M, et al. Energy harvesting mechanisms for UAV flight by dynamic soaring[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference, Boston, MA. AIAA, 2013: AIAA 2013-4841.

doi: 10.2514/6.2013-4841

[6] Abozeid S, Pokhrel S, Eisa S. A comprehensive assessment to the potential of reinforcement learning in dynamic soaring[C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023

[7] 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.

doi: 10.1007/s11071-018-4540-3

[8] Zhao Y J. Optimal patterns of glider dynamic soaring[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2004, 25(2): 67–89.

doi: 10.1002/oca.739

[9] Hong Haichao, Zheng Huixin, Holzzapfel F, et al. Dynamic soaring in unspecified wind shear: a real-time quadratic-programming approach[C]//2019 27th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED), Akko, Israel. IEEE, 2019.

doi: 10.1109/med.2019.8798573

[10] Hong Haichao, Piprek P, Afonso R J M, et al. Trigonometric series-based smooth flight trajectory generation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 57(1): 721–728.

doi: 10.1109/TAES.2020.3008576

[11] Hong Haichao, Benedikt G, Patrick P, et al. Smooth free-cycle dynamic soaring in unspecified shear wind via quadratic programming[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(7): 19–29.

doi: 10.1016/j.cja.2021.09.012

[12] Lawrence N, Sukkarieh S. Wind energy based path planning for a small gliding unmanned aerial vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, Illinois. AIAA, 2009: AIAA 2009-6112.

doi: 10.2514/6.2009-6112

[13] Wang Wei, AN Weigang, Song Bifeng. Modeling and application of dynamic soaring by unmanned aerial vehicle[J]. Applied Sciences, 2022, 12(11): 5411.

doi: 10.3390/app12115411

[14] 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, Kobe, Japan. IEEE, 2009: 3632-3637.

doi: 10.1109/ROBOT.2009.5152441

[15] Li Zhenda, Langelaan J W. Parameterized trajectory planning for dynamic soaring[C]//AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL. AIAA, 2020: AIAA 2020-0856.

doi: 10.2514/6.2020-0856

[16] Adamski J. Development and deployment of a dynamic soaring capable

- UAV using reinforcement learning[D]. Embry-Riddle Aeronautical University, 2022.
- [17] 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, Atlanta, Georgia. AIAA, 2018: AIAA 2018-3899. doi: 10.2514/6.2018-3899
- [18] Wang Wei, An Weigang, Song Bifeng. Effect of wing morphing on stability and energy harvesting in albatross dynamic soaring[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(11): 317–334. doi: 10.1016/j.cja.2024.06.013
- [19] Mir I, Maqsood A, Eisa S A, et al. Optimal morphing-augmented dynamic soaring maneuvers for unmanned air vehicle capable of span and sweep morphologies[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 17–36. doi: 10.1016/j.ast.2018.05.024
- [20] Mir I, Maqsood A, Akhtar S. Biologically inspired dynamic soaring maneuvers for an unmanned air vehicle capable of sweep morphing[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2018, 19(4): 1006–1016. doi: 10.1007/s42405-018-0086-3
- [21] Sachs G, Grüter B, Hong Haichao. Performance enhancement by wing sweep for high-speed dynamic soaring[J]. Aerospace, 2021, 8(8): 229. doi: 10.3390/aerospace8080229
- [22] 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): 69–84.
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): 69–84(in Chinese).
- [23] 贺旭照, 卫锋, 刘福军, 等. 最小波阻锥导乘波体和三维内转式进气道一体化设计[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 77–83.
He Xuzhao, Wei Feng, Liu Fujun, et al. Integrated design of minimal wave drag cone-derived waveriders and three-dimensional inward turning inlets[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1): 77–83(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0375
- [24] Liu Duoneng, Hou Zhongxi, Guo Zheng, et al. Bio-inspired energy-harvesting mechanisms and patterns of dynamic soaring[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2017, 12(1): 016014. doi: 10.1088/1748-3190/aa547c
- [25] Zhao Y J, Qi Y C. Minimum fuel powered dynamic soaring of unmanned aerial vehicles utilizing wind gradients[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2004, 25(5): 211–233. doi: 10.1002/oca.744
- [26] Nithiyapathi C, Sreelakshmy P, Suman M. Aerodynamic characterization of an Albatross wing for bio-inspired unmanned aerial vehicle[J]. Materials Today: Proceedings, 2021, 37: 1659–1664. doi: 10.1016/j.matpr.2020.07.182
- [27] 苏敬, 孙刚, 陶俊. 基于深度强化学习的三维变形机翼反设计方法[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(10): 84–97.
Su Jing, Sun Gang, Tao Jun. An inverse design method for three-dimensional morphing wings based on deep reinforcement learning[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(10): 84–97(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0123
- [28] 王丹. 飞行器气动外形优化设计方法研究与应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2015: 163.
Wang Dan. Research and application of aircraft aerodynamic shape optimization design method[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015: 163(in Chinese).
- [29] 陈功, 唐志共, 邓晨, 等. 一种减小再入飞行器侧向气动非线性的布局优化方法[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(2): 33–38.
Chen Gong, Tang Zhigong, Deng Chen, et al. An aerodynamic configuration optimization method for reducing lateral aerodynamic nonlinearity of reentry vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(2): 33–38(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0131
- [30] 王超, 王贵东, 白鹏. 飞行仿真气动数据机器学习建模方法[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 488–497.
Wang Chao, Wang Guidong, Bai Peng. Machine learning method for aerodynamic modeling based on flight simulation data[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 488–497. (in Chinese)
- [31] 韩忠华, 许晨舟, 乔建领, 等. 基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(5): 623344.
Han Zhonghua, Xu Chenzhou, Qiao Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 623344(in Chinese).
- [32] 段卓毅, 王伟, 耿建中, 等. 高空长航时太阳能无人机高效气动设计新挑战[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 156–171.
Duan Zhuoyi, Wang Wei, Geng Jianzhong, et al. Challenges of high efficiency aerodynamics design for HALE solar powered UAV[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 156–171(in Chinese).
- [33] Sachs G. Optimal wind energy extraction for dynamic soaring[M]// Applied Mathematics in Aerospace Science and Engineering. Boston, MA: Springer US, 1994: 221–237. doi: 10.1007/978-1-4757-9259-1_10

(本文责编: 徐燕)