文章编号:1008-1534(2026)04-0355-09

# 无尾式太阳能无人机气动外形优化

孟　宾[1],王　达[2],杨昕宇[1],奚乐乐[3],杨泽夏[4]

(1. 河北科技大学机械工程学院,河北石家庄　050018;2. 安阳工学院电子电气与无人机学院,河南安阳　455000;3. 河北科技大学电气工程学院,河北石家庄　050018;4. 河北科技大学大学生创新创业中心(工程训练中心),河北石家庄　050018)

**摘　要**:为改善太阳能无人机的气动性能,对其几何外形进行了优化。首先,针对无尾式布局的气动特性需求,完成整机外形方案设计,并进行参数化建模;其次,基于 Isight 软件将 CATIA 建模、SpaceClaim 前处理、Fluent 离散求解等功能模块集成,搭建"建模—前处理—计算"的全流程自动化仿真平台,与 Kriging 代理模型、非支配排序遗传算法相结合,构建了高效气动外形优化体系;最后,以无人机低雷诺数巡航状态下最小阻力系数和最小俯仰力矩系数为优化目标,以升阻比及投影面积为约束条件,完成多目标多约束气动外形优化。结果表明:优化后无人机后掠幅度与展弦比增大,上表面负压范围与翼面压差增加;后缘气流分离延缓,阻力减小;在设计迎角状态下,升力系数提升 3.9%,阻力系数降低 5.5%,俯仰力矩系数降低 16.8%;非设计迎角状态下,升阻比均有所增加,无人机升阻特性及飞行稳定性得到显著提升。所构建的高效优化体系可为改善无人机气动性能提供一定的技术参考。

**关键词**:定翼机;无尾式布局;气动优化;遗传算法;计算流体力学

**中图分类号**:V211.42　　**文献标识码**:A　　**DOI**: 10.7535/hbgykj.2026yx04008

# Aerodynamic shape optimization of tailless solar-powered UAV

MENG Bin[1], WANG Da[2], YANG Xinyu[1], XI Lele[3], YANG Zexia[4]

(1. School of Mechanical Engineering, Hebei University of Science and Technology, Shijiazhuang, Hebei 050018, China; 2. School of Electronic, Electrical and Unmanned Aerial Vehicle, Anyang Institute of Technology, Anyang, Henan 455000, China; 3. School of Electrical Engineering, Hebei University of Science and Technology, Shijiazhuang, Hebei 050018, China; 4. Student Innovation and Entrepreneurship Center (Engineering Training Center), Hebei University of Science and Technology, Shijiazhuang, Hebei 050018, China)

**Abstract**: To enhance the aerodynamic performance of a solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV), this study investigated its geometric shape optimization. First, according to the aerodynamic performance requirements of tailless configurations, the overall aircraft layout scheme was designed and parametrically modeled. Second, software modules including CATIA geometric modeling, SpaceClaim preprocessing and Fluent discrete solution were integrated via the Isight platform to establish a fully automatic simulation framework covering the whole workflow of "modeling-preprocessing-numerical calculation". Combined with the Kriging surrogate model and non-dominated sorting genetic algorithm (NSGA-Ⅱ),

收稿日期:2025-04-20;修回日期:2026-07-06;责任编辑:王海云

基金项目:河北省重大科技项目(242G1601Z);河北省自然科学基金(F2024208002);河北省高等学校科学研究青年基金(QN2024205)

第一作者简介:孟宾(1974—),男,河北石家庄人,高级工程师,硕士,主要从事无人机总体设计方面的研究。

通信作者:奚乐乐博士。E-mail:xilele@hebust.cn

孟宾,王达,杨昕宇,等. 无尾式太阳能无人机气动外形优化[J]. 河北工业科技,2026,43(4):355-363.

Meng Bin, Wang Da, Yang Xinyu, et al. Aerodynamic shape optimization of tailless solar-powered UAV[J]. Hebei Journal of Industrial Science and Technology, 2026, 43(4): 355-363.

an efficient aerodynamic shape optimization system was constructed. Finally, multi-objective and multi-constraint aerodynamic shape optimization was carried out under the low-Reynolds-number cruise condition of the UAV, where the minimum drag coefficient and minimum pitching moment coefficient were taken as optimization objectives, while the lift-drag ratio and projected area were set as constraint conditions. The results show that the optimized UAV features increased wing-sweep angle and aspect ratio. The scope of low-pressure region on the upper wing surface and the pressure difference between upper and lower wing surfaces both rise accordingly, delaying flow separation at the trailing edge and reducing drag. At the design angle of attack, the lift coefficient increases by 3.9%, the drag coefficient decreases by 5.5%, and the pitching moment coefficient is reduced by 16.8%. At off-design angles of attack, the lift-to-drag ratio also improves. Overall, the aerodynamic efficiency and flight stability of the UAV are significantly improved. The proposed optimization framework provides a valuable technical reference for enhancing the aerodynamic performance of UAVs.

**Keywords**: fixed-wing aircraft; tailless layout; aerodynamic optimization; genetic algorithm; computational fluid dynamics

太阳能无人机是一种利用光伏效应将太阳辐射能转换为电能,并以此为主要动力来源的无人飞行器。该类无人机具备超长续航能力,可实现昼夜连续飞行,被广泛应用于环境监测、通信中继、灾害评估等领域[1]。

在推进太阳能无人机技术发展的过程中,气动性能的研究及优化作为该领域的重点研究方向,取得了一些成果。张旺旺等[2]对适用于太阳能无人机的几种低雷诺数翼型进行了气动特性分析。Narimanov[3]分析了 NACA2412 翼型不同攻角和雷诺数下气动性能的变化,以评估其对太阳能无人机的适用性。Wang 等[4]搭建了低雷诺数反弯翼型优化设计框架,有效改善了太阳能无人机失速特性和升阻特性。Bhutta[5]对低雷诺数翼型及尾翼控制面形状进行优化,降低了太阳能无人机克服阻力所需能量,并改善了飞行操控性。

上述研究主要围绕翼型剖面进行优化,仅能实现截面气动性能提升,无法表征整机布局耦合产生的气动效应,因此部分学者对整机布局进行了优化。强磁力[6]针对小展弦比太阳能无人机进行翼型及整机外形减阻优化,提升了整机气动性能。赵轲等[7]基于离散伴随优化设计平台,对飞翼布局进行优化,全面提升飞机的高低速性能。刘晓冬等[8]采用伴随方法对飞翼布局无人机进行跨声速气动减阻优化,有效降低了飞行阻力,并验证了该方法具有较高的优化效率。安英韬等[9]将梯度算法与计算流体力学相结合,完成翼身融合布局外形的减阻优化。

综合上述文献可发现,现有无尾式布局无人机外形优化大多面向高速工况开展,且优化目标主要为增升减阻,而关于低速工况下无尾式布局无人机的多目标优化设计的研究较少。因此,本文以低速工况下无尾式布局太阳能无人机为研究对象,构建高效优化体系,开展多目标气动外形优化,以期有效改善该类无人机低速巡航阶段的气动与稳定性能。

## 1 优化模型构建

### 1.1 整机模型构建

无尾式布局取消了传统垂平尾结构,机身可以作为升力体,具有良好的气动特性,在轻量化结构方面也具有潜在优势,因此成为太阳能无人机常用布局形式之一[1]。

本文所设计无尾式太阳能无人机结构模型如图 1 所示。

a) 展向 b) 弦向

图 1 无尾式太阳能无人机结构模型

Fig. 1 Tailless solar-powered UAV structural model

所制作的太阳能无人机实物如图 2 所示。

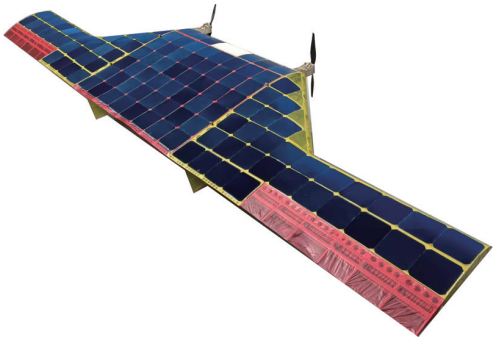


图 2 太阳能无人机实物图

Fig. 2 Actual image of solar-powered UAV

整机采取后掠-平直复合飞翼构型,中段机身及左右 2 段机翼为平直矩形翼。采用后缘齐平设计不仅使气动中心后移,增强俯仰静稳定性,而且便于工艺制作及铺设电池板,提高翼面利用率。无人机下方设计为微小垂直安定面以增强横向稳定性,同时可以作为起落架适应起飞滑跑、着陆的需要。无人机的俯仰方向运动通过舵面偏转来实现,偏航方向

则通过机翼前缘双电机差速驱动实现。

在气动布局优化前需要对设计对象进行参数化，即使用一组互相独立的参数对设计对象进行描述。为减少计算资源消耗，选择仅对无人机干净构型进行参数化描述，经过简化后的无人机外形控制参数如图 3 所示，图中外形控制参数释义见表 1。

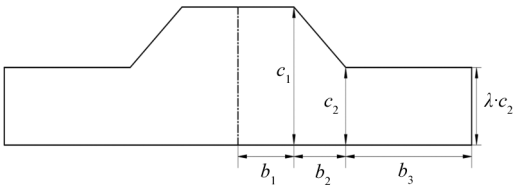



图 3　简化后的无人机外形控制参数

Fig. 3　Simplified shape control parameters of UAV

表 1　无人机初始外形控制参数

Tab. 1　Initial shape control parameters of UAV

| 参　数 | 符号 | 取值 |
|---|---|---|
| 机身宽度/mm | $b_1$ | 510 |
| 过渡段宽度/mm | $b_2$ | 500 |
| 机翼长度/mm | $b_3$ | 760 |
| 机身弦长/mm | $c_1$ | 960 |
| 翼根弦长/mm | $c_2$ | 430 |
| 梢根比 | $\lambda$ | 1 |

根据任务需求对无人机进行初始外形控制参数设计，如表 1 所示，利用三维计算机辅助设计软件 CATIA 建模，并创建参数，与模型建立关系自动生成设计表，设计者只需调整表中参数即可控制无人机外形变化，节省重复建模时间。

## 1.2　优化平台搭建

利用自动化仿真平台获取覆盖设计空间的气动样本数据后，基于该数据集构建 Kriging 代理模型，结合非支配排序遗传算法开展全局优化求解，实现无人机气动外形优化。气动外形优化流程如图 4 所示。

### 1.2.1　Kriging 代理模型

飞行器多目标优化设计是一项复杂且耗时任务，通常需要消耗大量的计算资源，使用辅助代理模型可以极大提高优化设计效率，降低优化难度[10]。目前代理模型通常有多项式响应面模型（RSM）、Kriging 模型、神经网络（NN）模型等[11-13]，其中 Kriging 模型考虑了空间相关性，较好地拟合输入输出变量之间的非线性关系，并且对异常值具有一定的鲁棒性[14]。因此，本文采用该模型辅助进化算法来解决多目标优化问题。Kriging 模型的一般形式为

$$y(x)=\boldsymbol{f}(x)\boldsymbol{\beta}+z(x)\ ,\qquad(1)$$

式（1）中：$\boldsymbol{\beta}=[\beta_1,\beta_2,\cdots,\beta_p]^{\mathrm{T}}$ 为回归模型系数；$\boldsymbol{f}(x)=[f_1(x),f_2(x),\cdots,f_p(x)]$ 为多项式；

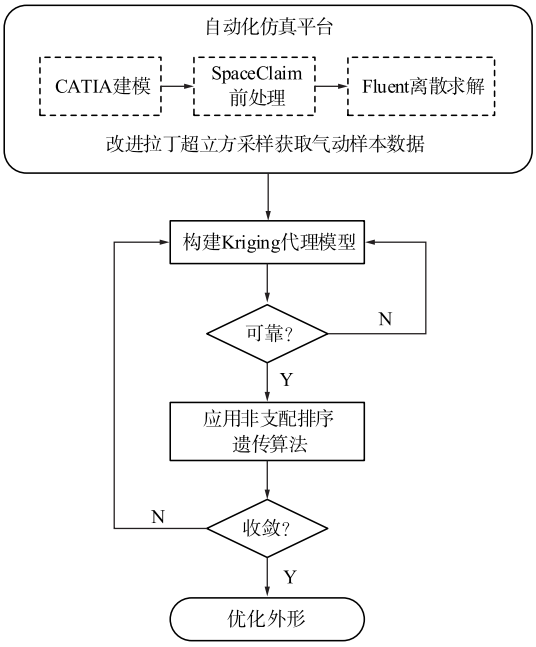



图 4　气动外形优化流程

Fig. 4　Aerodynamic shape optimization process

$z(x)$ 为随机项。其协方差矩阵为

$$\boldsymbol{Cov}[z(\boldsymbol{x}_i),z(\boldsymbol{x}_j)]=\sigma^2\boldsymbol{R}(\theta,\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)\ ,\qquad(2)$$

其中

$$\boldsymbol{R}(\theta,\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j)=\exp\left[-\sum_{k=1}^{m}\theta_k\left|x_k^i-x_k^j\right|^2\right]\ ,\qquad(3)$$

式（2）、式（3）中：$\theta$ 为未知的相关参数权因子；下标 $k$ 为采样点设计矢量的分量，控制模型的光滑性；$\boldsymbol{x}^i,\boldsymbol{x}^j$ 分别为第 $i$、$j$ 组的采样点。

### 1.2.2　自动化仿真平台搭建

无人机气动外形优化过程需要反复进行模型迭代更新，包含大量的计算及重复性操作，导致优化效率降低。因此，利用 Isight 软件将 CATIA 建模、SpaceClaim 前处理、Fluent 离散求解等功能模块进行系统集成。

1）CATIA 建模　通过在 CATIA 中参数化建模生成关联设计表，录制 VBS 脚本，并编写批处理命令，实现模型自动更新与格式转换。

2）SpaceClaim 模型前处理　在 SpaceClaim 软件中以索引方式录制含模型处理与软件关闭代码的 Python 脚本，编写对应批处理命令。

3）Fluent 离散求解　利用 TUI 命令编写含参数的网格划分脚本，修改脚本内对应参数，即可调整网格。如示例程序：/scoped-sizing/create cur curvature face-zone yes no "wing" 2 30 1.2 10 yes 表示对定义为"wing"的模型部分进行局部最小尺寸为 2、最大尺寸为 30 的网格划分；/mesh/scoped-prisms/create prism uniform 0.001 10 1.2 rel fluid-regions only-walls "create prism"表示创建边界层，0.001 表示第 1 层网格高度，10 表示边界层的总层数。

将以上 3 个模块的脚本及批处理文件集成到优化平台实现自动化仿真。自动化仿真平台数据传输流程如图 5 所示，Isight 软件会将每次迭代的模型及计算数据进行保存。

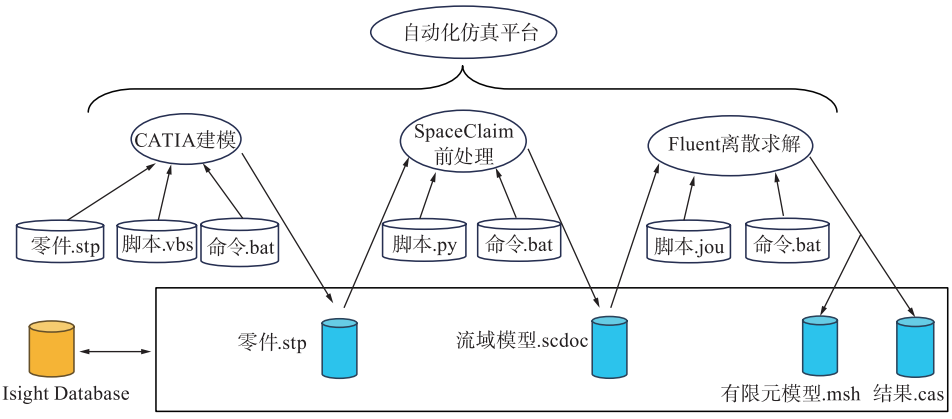



图 5 自动化仿真平台数据传输流程

Fig. 5 Automated simulation platform data transmission process

## 2 优化设计方法

### 2.1 数值计算

本文采用计算流体力学方法进行流场分析，该方法模拟精度较高，可为设计和优化提供重要的数值依据。太阳能无人机绕流属于低速不可压缩流动，控制方程为不可压缩雷诺平均纳维-斯托克斯方程（以下简称 RANS 方程），将瞬时场拆分为平均量和脉动量后得到：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial \boldsymbol{x}_i}=0\ , \tag{4}$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial \boldsymbol{x}_j}=-\frac{\partial \bar{P}}{\partial \boldsymbol{x}_i}+\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_j}(-\rho \bar{u}'_i \bar{u}'_j)+\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_j}\mu\left(\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial \boldsymbol{x}_j}+\frac{\bar{u}_j}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial \bar{u}_k}{\partial \boldsymbol{x}_k}\right)\ , \tag{5}$$

式(4)、式(5)中：$\boldsymbol{x}_i$、$\boldsymbol{x}_j$、$\boldsymbol{x}_k$ 分别为机体轴 $i$、$j$、$k$ 的位置矢量；$\bar{u}_i$、$\bar{u}_j$、$\bar{u}_k$ 分别为机体轴 $i$、$j$、$k$ 的雷诺平均速度分量；$\bar{P}$ 为平均压强；$\delta_{ij}$ 为单位张量的分量；$\bar{u}'_i$、$\bar{u}'_j$ 为雷诺脉动速度分量；$\rho$ 为密度；$t$ 为时间。

为封闭方程组，引入 Spalart-Allmaras 模型（以下简称 SA 模型）简化雷诺应力项，以求解平均雷诺方程。需要注意的是，SA 模型为经典全湍流模型，假设壁面边界层全域处于湍流状态，而本文无人机巡航雷诺数较低，机翼前缘存在明显层流边界层区域，SA 模型会忽略转捩效应，使阻力有部分偏差。但此误差在可接受范围，且求解效率较高，因此本文仍采用 SA 模型计算，旨在高效获取流场信息。涡黏性输运方程为

$$\rho\frac{\mathrm{d}\bar{\nu}}{\mathrm{d}t}=G_{\mathrm{v}}+\frac{1}{\sigma_{\mathrm{v}}}\left\{\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\rho\bar{\nu})\frac{\partial \bar{\nu}}{\partial x_j}\right]+C_{\mathrm{b2}}\rho\left(\frac{\partial \bar{\nu}}{\partial x_j}\right)^2\right\}+Y_{\mathrm{v}}\ , \tag{6}$$

式(6)中：$\bar{\nu}$ 为运动黏系数变量；$G_{\mathrm{v}}$ 为湍流黏性；$\mu$ 为分子运动黏性；$Y_{\mathrm{v}}$ 为机体表面湍流黏性损失；$\sigma_{\mathrm{v}}$ 和 $C_{\mathrm{b2}}$ 均为待定常数。

为节省计算资源，本文使用半模无人机计算。所构建的计算流体域如图 6 所示，流体域的长、宽、高均约为模型的 15 倍。将无人机表面定义为无滑移壁面，绿色面及紫色面分别定义为速度入口、压力出口[15]。

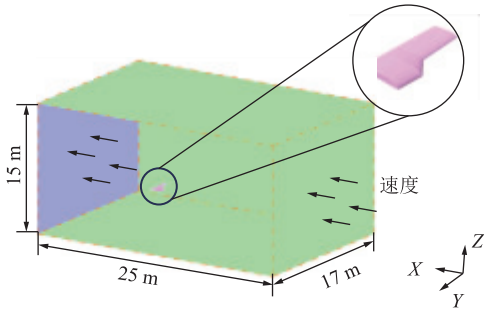



图 6 计算流体域

Fig. 6 Computational fluid domain

为保证计算结果不受网格划分精度的影响，针对所构建的流体域进行网格无关性验证，分别采用 6 种不同数量（$50\times10^4$、$110\times10^4$、$140\times10^4$、$170\times10^4$、$225\times10^4$、$300\times10^4$）的网格进行计算，计算结果如图 7 所示。由图可知，当网格数量为 $140\times10^4$ 时，升力系数 $C_{\mathrm{l}}$ 和阻力系数 $C_{\mathrm{d}}$ 的计算结果均趋于稳定，因此本文选取网格数量为 $140\times10^4$ 进行计算。

无人机绕流贴近壁面处由于流体具有黏性会产生边界层，为描述边界层区域内的流动规律，引入无

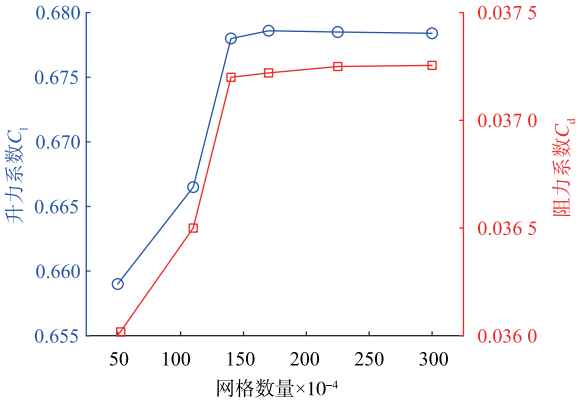



图 7　网络无关性验证结果

Fig. 7　Results of grid independence verification

量纲速度 $u^+$ 和无量纲距离 $y^+$。

$$u^+=\frac{u}{u_\tau}, \tag{7}$$

$$y^+=\frac{yu_\tau}{\nu}, \tag{8}$$

式(7)、式(8)中：$u$ 为流体速度；$u_\tau$ 为壁面摩擦速度；$y$ 为第 1 层网格高度；$\nu$ 为运动黏度。

第 1 层网格高度的计算方程为

$$y=y^+\nu\sqrt{\frac{\rho}{C_f\times\frac{1}{2}\rho u^2}}, \tag{9}$$

其中

$$C_f=[2\log_{10}(Re_x)-0.65]^{-2.3}, \tag{10}$$

式(9)、式(10)中：$C_f$ 为摩擦系数；$Re_x$ 为基于流向距离 $x$ 的雷诺数。

为捕获近壁面流动情况，设置 $y^+=5$，将网格划分到黏性底层区，即第 1 层网格高度为 0.008 5 mm，如图 8 的流体域网格所示。然后，进行仿真求解参数设置，具体见表 2。

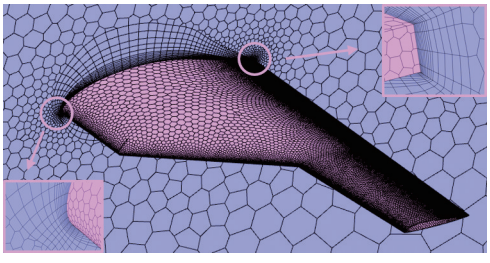


图 8　流体域网格

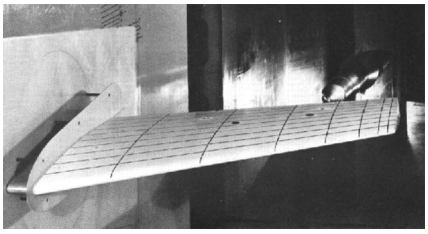
Fig. 8　Fluid domain mesh

表 2　仿真求解参数设置

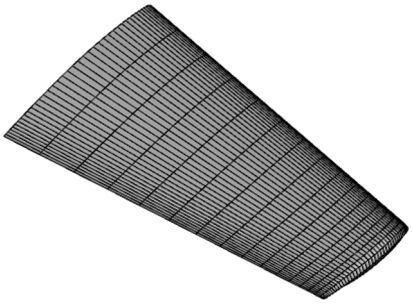
Tab. 2　Simulation solver parameter settings

| 参　数 | 设　置 |
|---|---|
| 求解器 | 压力求解器 |
| 求解算法 | SIMPLE |
| 梯度 | Least Squares Cell Based |
| 动量、湍动能 | Second Order Upwind |
| 边界层 | 层数为 15，增长率为 1.2 |

OnerM6 机翼的流动状态与无人机类似，且具有完善的实验数据，因此本文采用文献[16]所示案例进行数值计算验证。OnerM6 机翼验证如图 9 所示。沿展向不同位置剖面，压力系数 $C_p$ 的实验数据与计算数据对比如图 10 所示，可见计算所得数据与实验数据基本吻合，误差较小，证明上述参数配置和数值计算方法是有效的。



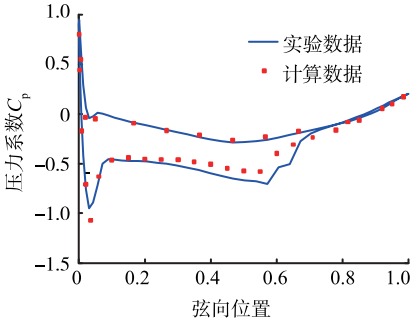
a）OnerM6风洞实验



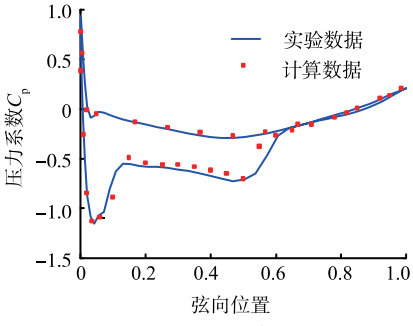
b）机翼计算模型

图 9　OnerM6 机翼验证

Fig. 9　OnerM6 wing verification




a）20%展向位置



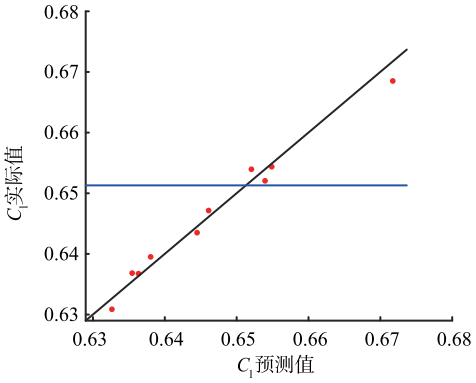

b）40%展向位置

图 10　不同展向位置剖面的 $C_p$ 实验数据与计算数据对比

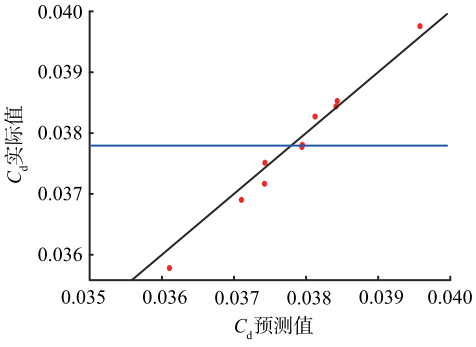
Fig. 10　Comparison of experimental and calculated $C_p$ data for sections at different spanwise positions

## 2.2 构建 Kriging 代理模型

本文将参数 $b_1$、$b_2$、$b_3$、$c_1$、$c_2$ 取值范围选定为初始水平的±10%，$\lambda$ 为 0.7～1。根据达索公司所提供的 OLHD 采样经验公式 $k=2(n+1)(n+2)$，本文取因子数 $n=6$，则采样数 $k=112$。为保证模型精度，本文采用改进拉丁超立方采样获取气动样本数据点，图 11 所示为所构建的 Kriging 代理模型预测值与实际值的对比结果。




a）升力系数




b）阻力系数

图 11 Kriging 代理模型预测值与实际值的对比结果

Fig. 11 Comparison result of Kriging surrogate model predictions with actual values

工程上一般选用 $R^2$ 来表示模型的准确度，$R^2$ 越接近 1，表明模型精度越高。其表达式为

$$R^2=\sum_{i=1}^{n}(\widetilde{y}_i-\overline{y})^2/\sum_{i=1}^{n}(y_i-\overline{y})^2 。 \quad (11)$$

由表 3 可知，本文所构建 Kriging 代理模型的 $R^2$ 均大于 0.9，证明其满足工程精度要求。

表 3 Kriging 代理模型准确度

Tab. 3 Kriging surrogate model accuracy

| 气动系数 | $R^2$ |
|---|---|
| $C_l$ | 0.975 |
| $C_d$ | 0.968 |

## 2.3 非支配排序遗传算法

局部寻优算法虽然具有较高的计算效率和收敛速度，但在处理多峰问题时能力较弱。遗传算法作为一种自适应全局优化搜索算法，处理多峰问题能力较强[17-18]。其中，非支配排序遗传算法（NSGA-Ⅱ）作为一种多目标优化策略，不依赖加权参数，可直接搜索帕累托最优解集。该算法不仅融合了遗传算子操作，并且利用非支配排序降低计算复杂度，以精英策略提高解的精度；通过拥挤度计算避免种群聚集在某一区域，维持了解的多样性。图 12 为非支配排序遗传算法的进化流程。

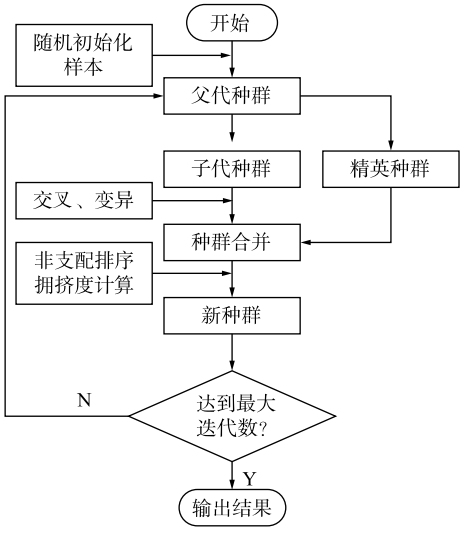



图 12 非支配排序遗传算法的进化流程

Fig. 12 Evolution process of NSGA-Ⅱ

太阳能无人机气动外形优化需要对多个气动系数进行约束及优化，属于典型的多目标优化问题。因此，本文选择非支配排序遗传算法进行气动外形优化。本文设置的非支配排序遗传算法参数如表 4 所示。

表 4 非支配排序遗传算法参数

Tab. 4 NSGA-Ⅱ parameters

| 参 数 | 取值 | 参 数 | 取值 |
|---|---|---|---|
| 种群规模 | 20 | 变异分布指数 | 20 |
| 迭代代数 | 100 | 最大失败次数 | 5 |
| 交叉概率 | 0.9 | 失败运行罚值 | $1.0\times10^{30}$ |
| 交叉分布指数 | 10 | 失败运行目标值 | $1.0\times10^{30}$ |

## 2.4 优化目标

本文在优化太阳能无人机的过程中采用翼身融合布局，将其舵面设置在机身上会造成尾力臂较短，使得纵向配平困难。基于此，要求无人机在设计迎角状态下不能产生较大的俯仰力矩系数 $C_m$，否则会产生较大的配平阻力降低气动性能。此外，鉴于当前太阳能无人机的能量转换效率较低，需要有效提升巡航性能，设计迎角状态下应有较小的阻力系数，故本文将以 $C_d$ 和 $C_m$ 最小为优化目标。同时考虑到太阳能板铺设问题，还应对机身投影面进行约束。优化目标及约束表达式为

$$\min(C_d, |C_m|),$$
$$\text{S.t.}\begin{cases} C_l > C_{l_0}, \\ 1.1S_0 > S > 0.9S_0, \\ C_l/C_d > C_{l_0}/C_{d_0}, \end{cases} \tag{12}$$

式(12)中：$S$、$S_0$ 分别为无人机优化前后的投影面积；$C_{l_0}$、$C_{d_0}$ 分别为优化前的升、阻力系数；$|\cdot|$ 为绝对值运算。设定无人机优化状态的速度为 20 m/s，仰角为 5°，$Re$ 为 $8\times10^5$。

## 3　优化结果分析

图 13 为优化后所得帕累托前沿最优解集，折中选取红色点为最终优化设计点。

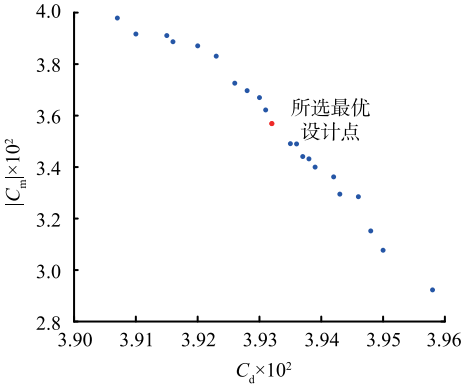



图 13　优化后所得帕累托前沿最优解集

Fig. 13　Optimal solution set of the Pareto frontier after optimization

在设计迎角状态下，优化前后气动系数对比如表 5 所示。由表可知，优化后升力系数提升 3.9%，阻力系数降低 5.5%，俯仰力矩系数降低 16.8%。

表 5　优化前后气动系数对比

Tab. 5　Comparison of aerodynamic coefficients before and after optimization

| 气动系数 | 优化前 | 优化后 | 增量/% |
|---|---|---|---|
| $C_l$ | 0.636 9 | 0.661 8 | +3.9 |
| $C_d$ | 0.041 6 | 0.039 3 | −5.5 |
| $C_m$ | 0.042 8 | 0.035 6 | −16.8 |
| $C_l/C_d$ | 15.310 0 | 16.839 0 | +9.9 |

表 6 为无人机优化前后气动外形参数取值对比，图 14 为优化前后外形对比。由图 14 可见，优化后过渡段宽度、机翼长度以及机身弦长增加，梢根比及机身宽度略有减小。其中，过渡段宽度、机翼长度增加使展长变大，梢根比减小使平直机翼变为后掠翼。总体来看，优化后无人机展弦比增大，翼尖弦长减小，一定程度上降低了诱导阻力。此外，无人机过渡段后掠幅度增加对减小压差阻力有一定影响。整体来看，优化结果较符合空气动力学基本理论。

表 6　优化前后气动外形参数取值对比

Tab. 6　Comparison of aerodynamic shape parameter values before and after optimization

| 气动外形参数 | 优化前 | 优化后 |
|---|---|---|
| $b_1$/mm | 510 | 504 |
| $b_2$/mm | 500 | 550 |
| $b_3$/mm | 760 | 836 |
| $c_1$/mm | 960 | 988 |
| $c_2$/mm | 430 | 387 |
| $\lambda$ | 1 | 0.86 |

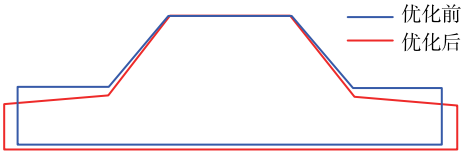



图 14　优化前后外形对比

Fig. 14　Comparison of shapes before and after optimization

图 15 为优化前后无人机表面压力云图对比。由图可看出，优化前后无人机表面压力的分布规律基本一致，气流遇到无人机前缘后速度大幅降低，空气具有的动能转变为压力势能，在前缘形成高压区。随后气流沿机身表面向后流动，压力相比外界气压降低，形成负压区，接近后缘处，逆压梯度使气流分离，压力接近正常大气压。通过比较可看出，无人机上表面相比优化前，压力峰值有所降低，压差增大；且低压区范围扩大，从而提升了整机升力。

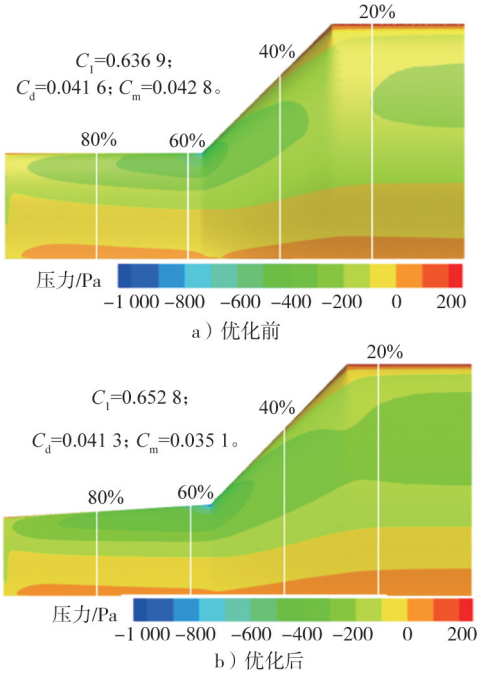
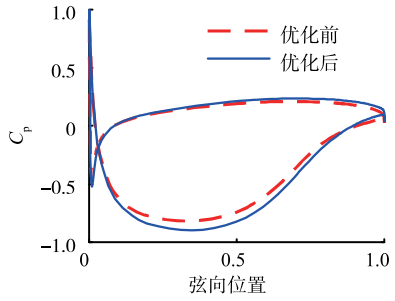


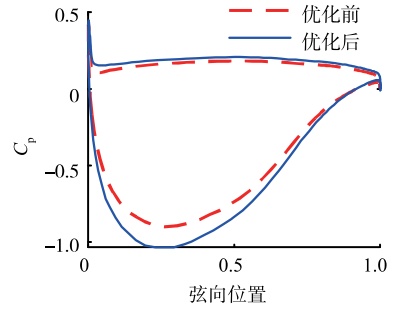

图 15　优化前后无人机表面压力云图对比

Fig. 15　Comparison of pressure contours before and after optimization

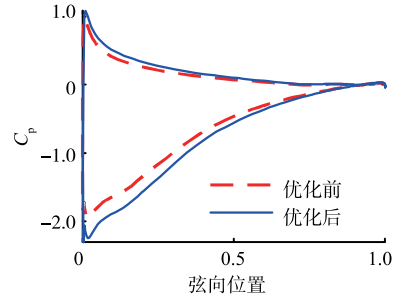
图 16 为无人机优化前后不同展向位置剖面压力系数对比。从图中可以看出，优化后截面上下压差均



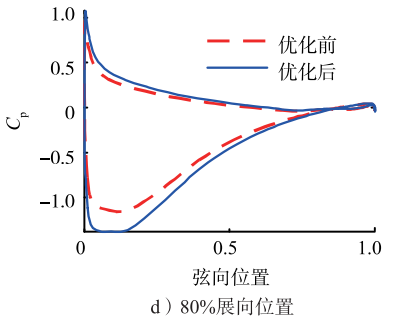

a）20%展向位置




b）40%展向位置




c）60%展向位置



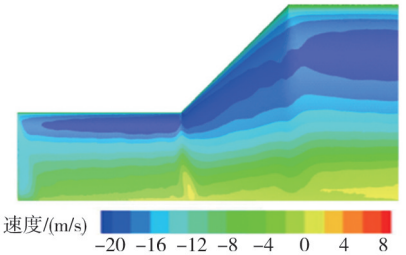

d）80%展向位置

图 16 优化前后不同展向位置剖面压力系数对比

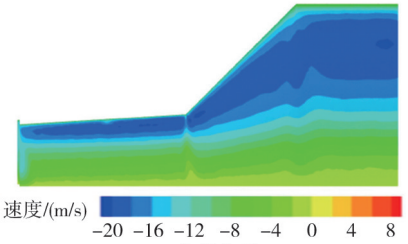
Fig. 16 Comparison of sectional pressure coefficients at different spanwise positions before and after optimization

有不同程度增加，尤其是在过渡段和机翼处，压差增大明显；且主要集中在翼型上表面前缘处，负压峰值增加时附近区域压力差增加，无人机升力得到提升。

图 17 展示了优化前后速度云图对比。由图可见，优化后无人机上表面速度增加，使压力峰值降低，且低速区范围扩大，与压力云图相对应。同时，气流在无人机后缘处发生分离，优化外形缓和了翼型尾部逆压梯度，有效抑制了弱分离区，显著降低了压差阻力。




a）优化前




b）优化后

图 17 优化前后速度云图对比

Fig. 17 Comparison of velocity contour plots before and after optimization

图 18 为非设计迎角状态下优化前后升阻比对比。在不同迎角下，优化后无人机的升阻比均大于优化前，特别是在设计迎角处，升阻比提升幅度显著扩大，优化效果显著。

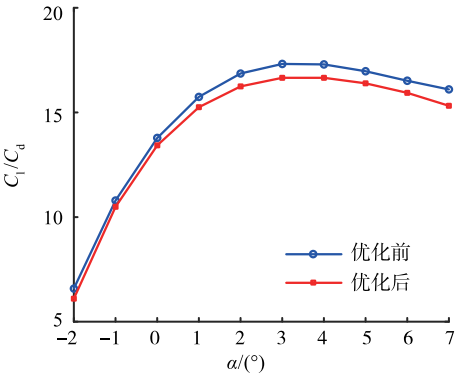



图 18 非设计点状态下优化前后升阻比对比

Fig. 18 Comparison of lift-to-drag ratio before and after optimization under off-design conditions

## 4 结 语

本文针对低速工况下无尾式太阳能无人机多目标优化问题展开研究，基于 Isight 软件将无人机气动计算所需功能模块集成，搭建了自动化仿真平台，并与 Kriging 代理模型、非支配排序遗传算法相结合，构建了高效优化体系，最终完成了气动外形优化。主要结论如下。

1）与所设计的初始外形相比，本文优化后的无人机梢根比减小，从平直机翼变为后掠翼，整机后掠幅度增加。过渡段宽度及机翼长度的增加使整机展长及展弦比有所增大。

2）优化后无人机的上表面负压峰值增加，且范围变大，使上下表面压差增加进而提高了升力；后缘

处气流分离延缓，阻力降低。在设计迎角状态下，无人机升力系数提升 3.9%，阻力系数降低 5.5%，俯仰力矩系数降低 16.8%；在非设计迎角状态下优化后无人机升阻比均优于优化前，有效改善了无人机升阻特性及飞行稳定性。

3）将计算流体力学与 Kriging 代理模型、非支配排序遗传算法相结合，所构建的高效气动外形优化体系，实现了多目标加约束的优化设计，效果良好，可用于简单工程实践。

受计算资源与研究周期限制，本文仅对无人机干净构型进行气动优化，实际上机翼安装角、垂尾安装位置等变量也会对气动性能产生影响，后续将引入这些变量做进一步优化，并发展气动-噪声-隐身多学科优化设计，为工程实际提供更具参考价值的综合优化方法。

## 参考文献/References：


[1] 李丁，张辉，蒋建军，等. 太阳能无人机总体设计技术要点[J]. 空天技术，2022(2)：42-51.
Li Ding, Zhang Hui, Jiang Jianjun, et al. Technological key points in the overall design of solar-powered UAV[J]. Aerospace Technology, 2022(2): 42-51.

[2] 张旺旺，张利国，杨康，等. 不同翼型太阳能无人机的气动特性分析[J]. 机械制造，2019，57(11)：39-42.
Zhang Wangwang, Zhang Liguo, Yang Kang, et al. Analysis of aerodynamic characteristics of solar UAV with different airfoils[J]. Machinery, 2019, 57(11): 39-42.

[3] Narimanov J. Simulation analysis of airfoil for solar-powered UAV applications[J]. Academia Open, 2025, 10(1): 10782.

[4] Wang Kelei, Zhou Zhou, Guo Jiahao, et al. Study on design of low Reynolds number reflexed airfoil for solar-powered UAV in flying wing configuration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(3): 512-523.

[5] Bhutta A H. Aerodynamic optimisation and stability analysis of solar-powered unmanned aerial vehicle[J]. NED University Journal of Research, 2023, 20(4): 47-67.

[6] 强磁力. 某型太阳能无人机气动与结构优化[D]. 南京：南京航空航天大学，2021.
Qiang Cili. Aerodynamic and structural optimization of one solar-powered unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.

[7] 赵轲，邓俊，黄江涛，等. 飞翼布局高低速一体化气动优化设计[J]. 航空学报，2024，45(15)：129367.
Zhao Ke, Deng Jun, Huang Jiangtao, et al. Aerodynamic optimization design of high and low speed integration for flying wing layout[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(15): 129367.

[8] 刘晓冬，张沛良，何光洪，等. 基于伴随方法的飞翼布局多目标气动优化设计[J]. 西北工业大学学报，2021，39(4)：753-760.
Liu Xiaodong, Zhang Peiliang, He Guanghong, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of flying-wing configuration based on adjoint method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(4): 753-760.

[9] 安英韬，沐旭升，赵永辉. 基于 CFD 的飞翼布局无人机气动外形优化[J]. 南京航空航天大学学报，2023，40(增刊 2)：9-17.
An Yingtao, Mu Xusheng, Zhao Yonghui. Aerodynamic shape optimization of a flying-wing UAV[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 40(S2): 9-17.

[10] 韩忠华，龙腾，宋学官，等. 飞行器多学科优化设计研究现状与展望[J]. 气动研究与试验，2024，2(4)：26-57.
Han Zhonghua, Long Teng, Song Xueguan, et al. Theory and method of aircraft multidisciplinary design optimization: Current status and future direction[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2024, 2(4): 26-57.

[11] 赵全胜，李斐，郭风爱，等. 基于 PSO-BP 神经网络高速公路建设期碳排放预测方法[J]. 河北科技大学学报，2025，46(3)：312-321.
Zhao Quansheng, Li Fei, Guo Fengai, et al. Carbon emission prediction method for expressway construction period based on PSO-BP neural network[J]. Journal of Hebei University of Science and Technology, 2025, 46(3): 312-321.

[12] 王鹏，徐家川，曹凡，等. 基于 NSGA-Ⅱ与 RBF 神经网络的车身薄板定位布局研究[J]. 河北科技大学学报，2019，40(3)：189-198.
Wang Peng, Xu Jiachuan, Cao Fan, et al. Research on location and layout of auto-body sheet metal based on NSGA-Ⅱ and RBF neural network[J]. Journal of Hebei University of Science and Technology, 2019, 40(3): 189-198.

[13] 黎玺克. 遗传算法优化 BP 神经网络的岩质边坡稳定性预测[J]. 河北工业科技，2020，37(3)：164-169.
Li Xike. Prediction of rock slope stability based on BP neural network optimized by genetic algorithm[J]. Hebei Journal of Industrial Science and Technology, 2020, 37(3): 164-169.

[14] 肖甜丽，马义中，林成龙. 面向质量设计的 Kriging 组合建模技术[J]. 计算机集成制造系统，2021，27(7)：2023-2034.
Xiao Tianli, Ma Yizhong, Lin Chenglong. Ensemble Kriging modeling technique for quality design[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2021, 27(7): 2023-2034.

[15] 韩占忠，王敬，兰小平. FLUENT：流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京：北京理工大学出版社，2004：22-26.

[16] 马朋宝. 参数化驱动的串列翼无人机气动外形优化设计[D]. 北京：北京理工大学，2017.
Ma Pengbao. Tandem wing UAV aerodynamic shape optimization driving by parametric model[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2017.

[17] 肖子豪，郭小宏. 基于改进遗传算法的沥青路面再生工厂布局优化[J]. 河北工业科技，2023，40(6)：470-477.
Xiao Zihao, Guo Xiaohong. Optimization of asphalt pavement recycling plant layout based on improved genetic algorithm[J]. Hebei Journal of Industrial Science and Technology, 2023, 40(6): 470-477.

[18] 王子喆，李波，葛文庆，等. 基于 GA-PSO-MPC 的自动驾驶汽车路径跟踪控制[J]. 河北科技大学学报，2025，46(5)：498-507.
Wang Zizhe, Li Bo, Ge Wenqing, et al. Path tracking control of self-driving vehicles based on GA-PSO-MPC[J]. Journal of Hebei University of Science and Technology, 2025, 46(5): 498-507.