

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.03.016

环量控制飞翼翼型隐身与气动联合优化

贾高伟, 邵帅, 胡德昭, 郭正, 侯中喜

(国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073)

摘要: 飞翼无人机可利用主动流动控制技术取代传统舵面, 避免舵面偏转产生的雷达回波, 能够获得更好的隐身性能。本文面向装载环量控制器的大展弦比飞翼无人机, 提出了一种兼顾气动和隐身性能的飞翼翼型联合优化方法。针对包含环量控制(Circulation control, CC)机构的二维翼型建立了基于代理模型的联合优化框架, 并通过寻优求解, 获得了 Pareto 前沿解集。选择 Pareto 前沿中的 3 个点对应的二维翼型进行了气动与隐身性能评估, 数值计算结果证实了本文提出的联合优化方法的可行性。

关键词: 环量控制; 飞翼无人机; 隐身设计; 气动分析

中图分类号: V279; V221 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)03-0526-08

Optimization of Stealth and Aerodynamics for Circulation Control Flying-Wing Airfoil

JIA Gaowei, SHAO Shuai, HU Dezhaoh, GUO Zheng, HOU Zhongxi

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Flying-wing unmanned aerial vehicles can use active flow control technology to replace traditional control surfaces, avoiding radar echoes generated by control surface deflection, and can achieve better stealth performance. This article proposes a joint optimization method for high aspect ratio flying-wing unmanned aerial vehicles loaded with circulation controllers, which considers both aerodynamic and stealth performance. A joint optimization framework based on surrogate model is established for the two-dimensional airfoil containing circulation control (CC) mechanism, and the Pareto frontier solution set is obtained through optimization solution. The aerodynamic and stealth performance of the two-dimensional airfoil corresponding to three points in the Pareto front is evaluated, and the numerical results confirm the feasibility of the joint optimization method proposed in this paper.

Key words: circulation control; fly-wing unmanned aerial vehicle; stealth design; aerodynamic analysis

飞翼无人机通过翼身融合并取消尾翼, 减小浸润面积, 降低了摩擦阻力。平滑机身以及尾翼的取消消除了大量强散射源, 使得飞翼无人机的雷达散射截面(Radar cross section, RCS)更小。但传统的飞翼无人机依靠舵面进行飞行控制, 舵面的开缝以及飞行过程中的舵面转动均会破坏机身光滑的外形。研究表明, 舵面成为飞翼无人机主要的散射

源^[1-2]。为更进一步优化飞翼无人机隐身特性, 利用主动流动控制设备替代传统舵面成为一种快速发展的新技术途径。环量控制(Circulation control, CC)是一种典型的主动流动控制技术, 已有的研究表明环量控制技术能够在付出一定阻力增加代价的基础上, 对飞行器的姿态控制能力、控制效率等带来性能改善空间^[3]。

基金项目: 国家自然科学基金(61801495); 湖南省科技创新计划项目(2021RC3077)。

收稿日期: 2023-05-18; **修订日期:** 2024-04-23

通信作者: 贾高伟, 男, 副教授, 博士, E-mail: ji_as@126.com。

引用格式: 贾高伟, 邵帅, 胡德昭, 等. 环量控制飞翼翼型隐身与气动联合优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(3): 526-533. JIA Gaowei, SHAO Shuai, HU Dezhaoh, et al. Optimization of stealth and aerodynamics for circulation control flying-wing airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(3): 526-533.

针对大展弦比环量控制飞翼布局无人机,仍需要选择合适的翼型,以兼顾良好的气动性能与雷达隐身性能。在飞行器的气动与隐身联合优化方面,国内外已有学者开展了相关研究。总体来看,飞行器气动与隐身联合优化问题,包含4个关键环节:

(1)飞行器气动与隐身性能的计算。研究表明基于高精度计算模型的优化过程可以获得性能更优的外形^[4]。文献[5]分别基于全速势方程、物理光学法评估飞行器气动与雷达隐身特性。文献[6]分别采用了面元法和物理光学法进行联合优化,但高精度的性能评估方法往往对应极大的计算量。

(2)模型的参数化与网络变形策略。常见的参数化建模方法包括 Parsec 参数化方法^[7]、基于软件 CATIA 的二次开发技术^[8],网格变形策略包括自由变形技术(Free form deformation, FFD)^[9]、笛卡尔网格生成技术等^[2]。

(3)约束条件的设定。飞行器的气动与雷达隐身一体化设计,本质上不能脱离飞行器的基本属性,需体现飞行器特性约束,包括飞机配平约束^[10]、控制性能约束^[11]和飞机功能载荷装载约束^[12]等。

(4)优化算法。针对气动与隐身的联合优化模型,优化求解算法决定了求解速度以及优化解的质量,常用算法包括遗传算法以及各类改进型算法^[2,9]、粒子群算法^[13]以及物理规划算法^[14]等。

已有的研究分析,未涉及针对环量控制的飞翼无人机。本文面向采用环量控制的大展弦比飞翼布局无人机,提出了一种基于代理模型的快速的气动与隐身联合翼型优化策略,得到 Pareto 前沿解。飞翼无人机从翼根到翼梢可采用不同翼型,本文工作作为飞翼无人机的三维布局奠定了基础。

1 气动和隐身计算方法

1.1 气动计算方法

本文通过求解可压缩雷诺平均 N-S 方程(Reynold-averaged Naviers-Stokes equation, RANS)进行环量控制翼绕流的数值模拟,使用格心型有限体积法进行空间离散,使用虚拟时间步结合上下三角分解对称高斯赛德尔(Lower upper-symmetric Gauss Seidel, LU-SGS)隐式内迭代进行时间离散,湍流模型采用剪切应力输运(Shear stress transport, SST) $k-\omega$ 模型。

选择 NASA 兰利研究中心的椭圆环量控制翼风洞试验^[15]验证计算方法的可靠性。来流条件为 $Ma = 0.8$, $Re_c = 2.5 \times 10^6$, $\alpha = 3^\circ$ (Re_c 为基于翼型

弦长的雷诺数)。环量控制设备的高压气室前壁面使用压力入口边界条件,如图1所示。图中 x/c 代表翼型弦长方向位置, c 为弦长, y 代表翼型垂直于弦长方向位置。

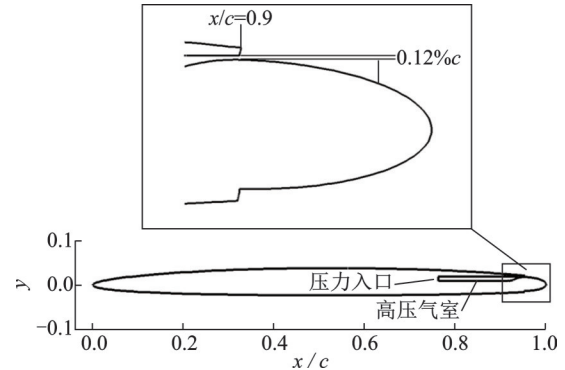


图1 椭圆环量控制翼型几何外形

Fig.1 Geometry of elliptical CC airfoil

总压 $p_{0, \text{plenum}}$ 通过射流压比 (Nozzle pressure ratio, NPR) 调控, 有

$$\text{NPR} = p_{0, \text{plenum}} / p_{\infty} \quad (1)$$

总温 $T_{0, \text{plenum}} = T_{\infty}$, p_{∞} 和 T_{∞} 分别为来流压力和温度, 速度方向与界面垂直。射流强度通过参数 NPR 调节。而射流另一个重要无量纲参数为射流动量系数 C_{μ} , 它表征射流动量与来流动压的相对大小, 定义为

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m} u_j}{q_{\infty} S_{\text{ref}}} \quad (2)$$

式中: \dot{m} 为质量流量, q_{∞} 为来流动压, u_j 为射流出口速度, S_{ref} 为参考面积。图2给出了在不同的 C_{μ} 下, 计算得到的升力系数增量 ΔC_L 与试验值的对比。计算值与试验值的最大相对偏差为 16.96%, 远小于环量控制翼文献中常见的升力系数 25% 的偏差^[16]。因此本文的计算方法能够满足宽速域环量控制翼的数值模拟需求。

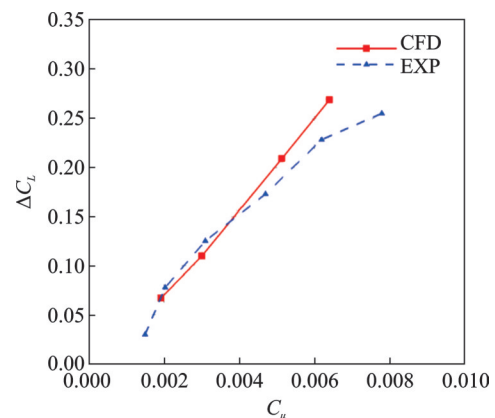


图2 椭圆环量控制翼增升效果

Fig.2 Lift augmentation of the elliptical CC wing

1.2 隐身计算方法

求解RCS的计算方法可以分为经典解法、微分方程法、积分方程法和高频近似法等。可根据目标尺寸与雷达波长的相对大小,结合计算效率、内存需求和计算精度等要求选择不同算法。杏仁体是NASA为了测试微波暗室性能而设计的几何结构。杏仁体在较大的角域范围内具有较大的RCS变化,对于尖锥向入射的电磁波具有低的散射特性,而在侧向具有较大的散射特性,因此杏仁体逐渐成为电磁散射领域的基准模型。

在7 GHz频点处,Woo等^[17]对如图3所示的金属杏仁体进行了实物RCS测量,其长度为 $d=252.4$ mm。本文采用多层快速多极子法(Multi-layer fast multipole method, MLFMM)、物理光学法(Physical optics, PO)、射线几何光学法(Ray launching geometrical optics, RLGO)3种方法对该几何尺寸的杏仁体模型进行RCS计算,方位角(ϕ)范围 $0^\circ\sim 180^\circ$,垂直极化(Vertical vertical, VV)极化。

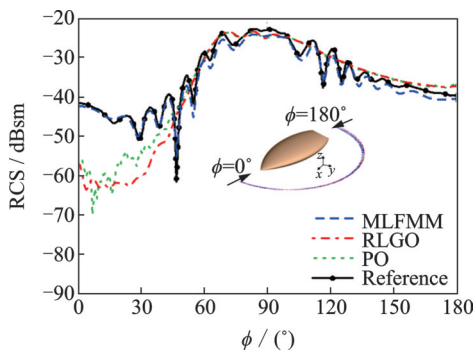


图3 杏仁体RCS计算与试验数据对比

Fig.3 Comparison between experimental and computational RCS results of amygdala

图3中呈现了不同的计算方法同实测数据之间的对比。观察发现PO和RLGO方法只能在较小的方位角内具有较高的计算精度,MLFMM算法与试验值吻合程度高。因此对于包含喷流控制结构的翼型,本文采用MLFMM算法完成高精度的RCS计算,对于不同机翼翼型RCS的评估,采用的方法是将翼型几何沿展向延伸(本文延伸1 m)并绘制三角形面网格,随后开展电磁计算。

2 气动/隐身优化设计方法

本文在NACA 64A-010翼型基础上将部分后缘移除并替换为喷流机构,构造环量控制翼型作为优化的初始翼型。后缘喷流机构的具体几何形状如图4所示。参考弦长为原始NACA 64A-010,翼型弦长 $c=1$ m,力矩参考点距离前缘 $1/4 c$ 。柯恩

达曲面半径 r 为弦长 c 的0.5%,喷流出口高度 h 为柯恩达曲面半径的10%,喷流出口壁厚为柯恩达曲面半径的5%。

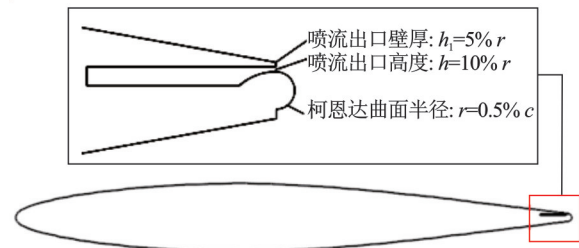


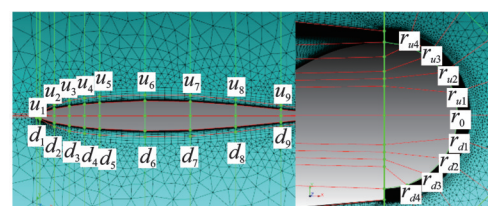
图4 后缘喷流机构外形

Fig.4 Geometry of trailing edge jet actuator

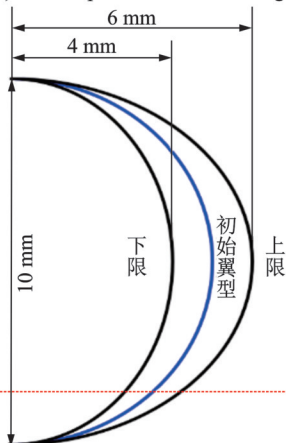
2.1 基于FFD方法的翼型参数化建模

本文采用FFD方法进行翼型参数化建模与网格变形,变形后的几何仍然具有3阶连续性,可保证几何变形质量^[18]。使用FFD方法进行翼型变形的同时,空间计算域网格同步变形,可直接生成计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)计算网格。

选择27组控制点来控制翼型上下表面和后缘曲面的变形。控制点分为控制上翼面变形的控制点 $u_1\sim u_9$,控制下翼面变形的控制点 $d_1\sim d_9$ 以及控制后缘柯恩达曲面变形的控制点 $r_0, r_{u1}\sim r_{u4}, r_{d1}\sim r_{d4}$ 。控制点的分布如图5(a)所示。控制点集 $u_1\sim u_9$ 和 $d_1\sim d_9$ 沿弦向上下对称分布,弦向位置分别为 $x/c=0.003, 0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.35, 0.5, 0.65, 0.8$ 。纵向移动控制点控制对应位



(a) Control point distribution design



(b) Displacement range of control points on Coanda surface

图5 翼型变形控制示意图

Fig.5 Diagram of airfoil deformation control

置翼型曲面与网格的变形,位移范围为当地翼型厚度的 10%。控制后缘柯恩达曲面变形的控制点在圆周方向均匀分布,两控制点间夹角为 18°。控制点沿径向移动来控制对应位置柯恩达曲面变形,位移范围如图 5(b)所示,上、下限均为一椭圆。同时保证喷流出口尺寸不发生变化。

2.2 Kriging 代理模型

高精度的代理模型是提高优化设计效率的关键技术。本文使用 Kriging 代理模型对气动和隐身数据进行拟合,该模型是一种估计方法最小的无偏估计模型,对于大范围的非线性数据空间具有良好的拟合能力。具体地,使用优化拉丁超立方(Latin hypercube sampling, LHS)抽样方法抽取样本点,进而构建 Kriging 代理模型。具体地,本文设计了 400 个样本点,通过拟合分别得到气动和隐身性能评估的 Kriging 代理模型,代理模型的评价指标如表 1 所示。

表 1 Kriging 代理模型评估指标

Table 1 Evaluation metrics of Kriging surrogate model

参数	气动性能	隐身性能
决定系数 R^2	0.777 3	0.807 2
均方根误差 RMSE	0.157 1	0.137 2

根据表 1 可知,Kriging 代理模型能够较好地预测数据点。

2.3 NSGA-II 优化算法选择

在优化设计方法选择时,需要考虑环量控制翼型优化设计问题的多极值特性。Forster^[19]进行 Coanda 曲面的优化设计时发现,一些曲面形状令射流与曲面分离,导致翼型气动特性突变,设计空间出现间断。梯度优化方法从不同的起点出发将陷入不同的局部最优解。故本文使用启发式优化的代表性方法——非支配排序遗传算法(Non-dominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II)作为优化算法。该算法通过快速非支配排序、比较拥挤度以及引入精英策略等方式,改进了传统的遗传算法,大幅降低了计算复杂度、保证种群多样性以及最大限度地保留高适应度个体。NSGA-II 算法因其适应性好和鲁棒性强的特点得到广泛应用。

2.4 优化设计框架

基于前文介绍的翼型参数化建模、代理模型构建和优化算法选择,本文搭建了环量控制飞翼翼型气动与隐身联合优化设计框架,设计流程如图 6 所示。

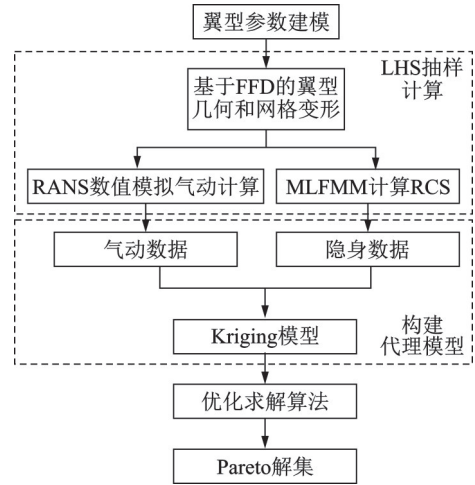


图 6 基于代理模型的优化设计流程

Fig.6 Optimization design process based on surrogate mode

3 环量控制翼型优化设计

3.1 优化问题描述

环量控制翼型的气动隐身联合优化问题的气动设计状态为: $Ma = 0.7, Re_c = 6.8 \times 10^6, \alpha = 4^\circ$; 射流压比 NPR 设置为 2.5。隐身设计状态为:入射雷达波频率 $f = 10 \text{ GHz}$,垂直极化 VV,单站散射;考察的入射角范围是机翼前缘俯仰向 $\pm 20^\circ$ 和机翼后缘俯仰向 $\pm 20^\circ$ 。

在气动方面,拟选择升阻比 L/D 为优化目标。优化前后,升阻比的提升一方面来源于翼型几何变化导致气动效率的改善,另一方面源自环量控制后缘变形导致射流偏转角度增大,在付出一定阻力增加的代价下,显著提升翼型环量和升力。在隐身方面,选择考察角范围内的 RCS 均值 RCS_{20° 作为优化目标,希望增强前向和后向电磁隐身能力。此外飞翼布局往往存在低头力矩难以配平的问题,故引入俯仰力矩 C_m 约束,以降低整机的配平难度。多目标优化问题可以描述为

$$\begin{aligned} \max L/D \\ \min RCS_{20^\circ} \end{aligned} \quad \text{s.t.} \quad -0.01 \leq C_m \leq 0.01 \quad (3)$$

设计变量 x 为 27 个控制点的位移量。

3.2 优化结果分析

3.2.1 优化翼型的外形对比

图 7 展示了优化得到的 Pareto 前沿,现选取前沿中的 3 个解,得到优化翼型 A、B 和 C,对应的设计变量取值如表 2 所示。

图 8 展示了优化翼型与初始翼型对比结果。对比图 8(a)、(b)和(c),发现优化翼型 A 和 C 的变形趋势一致,与翼型 B 略有区别。翼型 A 和 C 上表面中段向外凸起,增大了翼型的厚度和弯度,进而增大了翼型的升力。下表面中后段向外凸起,是典型的后卸载翼型特征,可减小低头力矩。同时这一

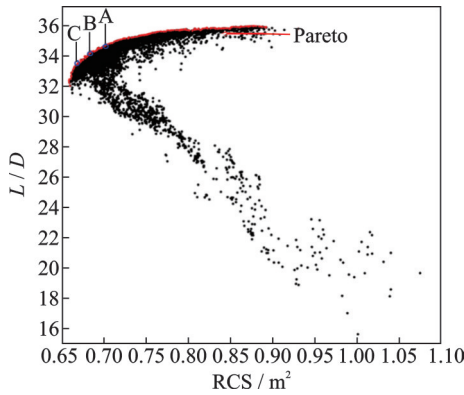


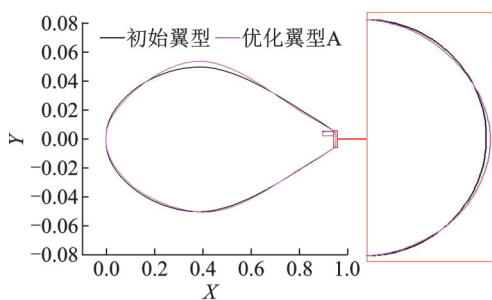
图7 优化得到的 Pareto 前沿解

Fig.7 Pareto front solutions obtained from optimization

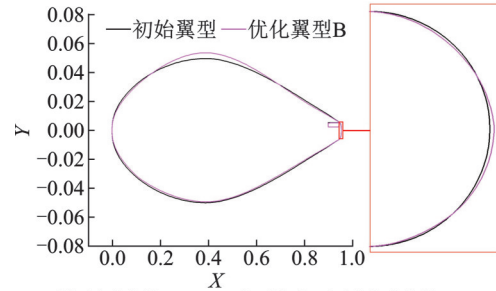
表2 翼型设计变量取值

Table 2 Values of airfoil design variables

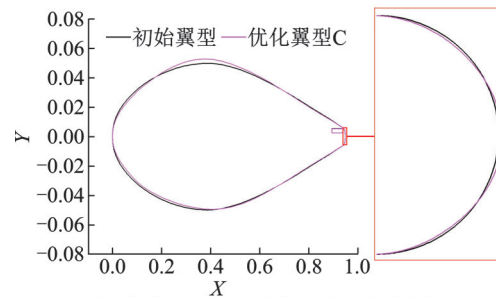
控制点	翼型 A	翼型 B	翼型 C
u_1	4.93e-4	-4.93e-4	-6.45e-4
u_2	2.09e-3	-1.72e-3	-2.07e-3
u_3	8.03e-4	-7.81e-4	-8.23e-4
u_4	2.46e-4	-2.24e-4	-6.19e-4
u_5	1.77e-4	-1.77e-4	-2.29e-4
u_6	4.69e-3	4.69e-3	4.48e-3
u_7	2.69e-3	2.69e-3	5.83e-4
u_8	6.09e-4	5.81e-4	5.60e-4
u_9	2.22e-3	-2.22e-3	1.03e-3
d_1	-7.77e-4	-7.83e-4	-7.88e-4
d_2	-2.22e-3	-1.77e-3	-2.71e-3
d_3	-1.26e-4	-1.26e-4	-2.28e-4
d_4	-1.08e-3	-1.08e-3	-1.06e-3
d_5	-1.23e-3	-1.24e-3	-1.24e-3
d_6	-5.13e-4	-4.27e-4	-1.42e-3
d_7	1.64e-3	-1.46e-4	1.51e-3
d_8	2.08e-4	-1.12e-3	-8.79e-5
d_9	-6.14e-4	-6.15e-4	-6.13e-4
r_0	2.00e-4	2.00e-4	2.01e-4
r_{u1}	2.43e-5	1.90e-5	2.02e-5
r_{u2}	-1.02e-4	-1.06e-4	-1.02e-4
r_{u3}	-1.08e-4	-1.08e-4	-1.08e-4
r_{u4}	-4.13e-5	-4.08e-5	-4.05e-5
r_{d1}	8.38e-5	8.40e-5	8.55e-5
r_{d2}	6.98e-5	5.87e-5	-6.49e-5
r_{d3}	-8.97e-5	-1.17e-4	-1.15e-4
r_{d4}	-2.87e-5	-2.87e-5	-2.44e-5



(a) Airfoil A compared with the initial airfoil



(b) Airfoil B compared with the initial airfoil



(c) Airfoil C compared with the initial airfoil

图8 优化前后翼型对比

Fig.8 Optimized comparison of front and rear airfoils

变化导致翼型最大厚度后移,有利于翼型减阻从而提高升阻比。针对翼型 B,不同于翼型 A 和 C 的是下表面整体向内变化。3 种优化翼型的柯恩达曲面中部均向外突出,有利于喷流附着于曲面并偏转更大的角度。雷达隐身方面,3 种翼型前缘半径都存在一定的减小,这表明俯仰向 $\pm 20^\circ$ 内 RCS 均值最小的约束发挥了作用,原始的机翼前缘可能会沿多个方向带来明显的镜面反射效应,而优化翼型可使得考察角范围内翼型趋向平板,进而使得返回来波方向的散射能量降低^[20]。

3.2.2 优化翼型的气动性能对比

3 种优化翼型的气动特性通过 CFD 数值计算得到,相关数据列在表 3 中。数据表明 3 种优化后翼型的升力系数均增大,阻力系数减小,升阻比提升明显。

表3 优化前后气动特性参数对比

Table 3 Comparison of aerodynamic characteristic parameters before and after optimization

翼型	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 L/D	升阻比增幅/%
初始翼型	0.784 6	0.029 3	26.8	—
优化翼型 A	0.846 7	0.025 8	32.8	22.4
优化翼型 B	0.854 1	0.026 2	32.6	21.5
优化翼型 C	0.846 4	0.026 8	31.5	17.6

图 9 通过绘制压力云图展示压力系数 C_p 的分布,对比了优化翼型与初始翼型的后缘区域流场。柯恩达曲面中部向外凸出,由圆形变为长椭圆,使得靠近喷流出口的部分曲率减小,喷流离出口可

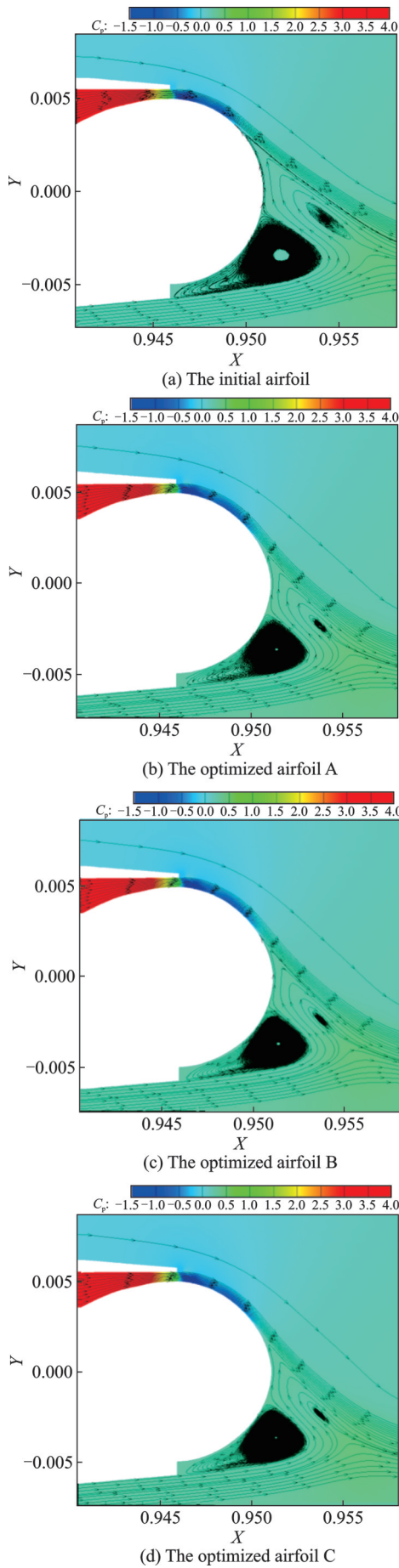


图9 优化前后翼型后缘区域流场

Fig.9 Flow field over the trailing edge of optimized and initial airfoils

以稳定地附着于曲面,显著增大了喷流对后缘曲面的附着能力。喷流偏转程度更大,对上表面后缘边界层流动的夹带和偏转作用也更强,翼型环量和升力的增加便更为显著。

图 10 对比了优化翼型和初始翼型的压力系数分布。由图示可知,优化翼型在翼型前半段的压力系数分布与初始翼型区别更大,压力分布差异明显。翼型上表面前缘形成吸力峰,贡献了最大的气动力,因此翼型整体的气动特性对上表面前缘的几何特征最为敏感。相比初始翼型,优化翼型上表面 C_p 曲线前半部分存在一个较大范围的低压平台,同时,下表面 C_p 曲线无显著变化。这表明升力系

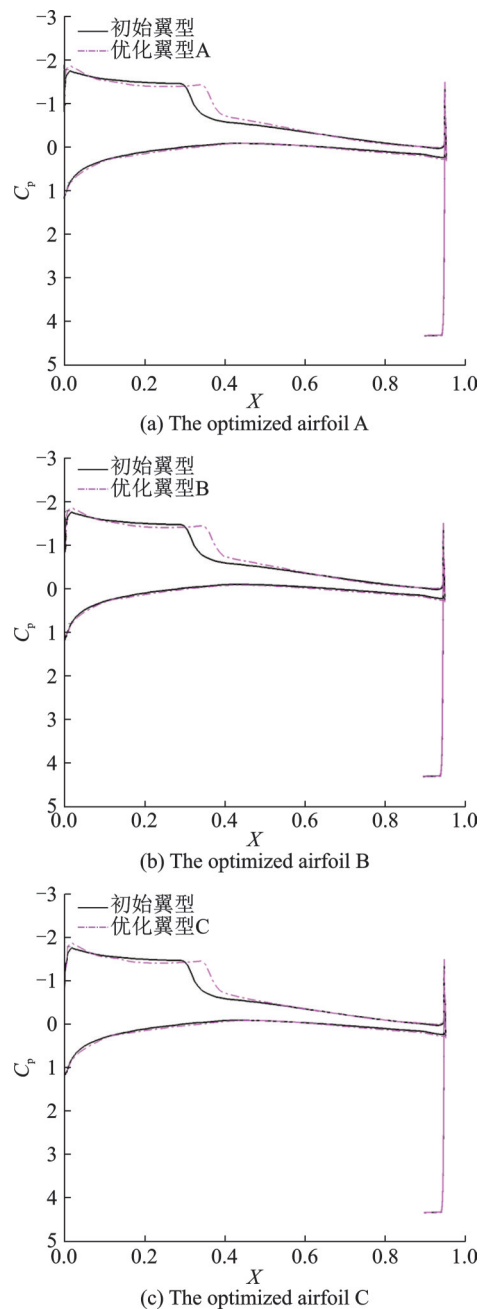


图 10 优化前后压力分布对比图

Fig.10 Comparison of pressure distributions before and after optimization

数的增大主要依赖上表面凸起导致的翼型弯度增大。优化翼型压力系数分布的变化贡献了额外升力,同时提供了更大的抬头力矩。

综合分析得知,在气动方面,翼型的优化方向为通过增大升力(通过翼型几何变形和增强环量控制效果)提高升阻比,提供了更大的抬头力矩,满足飞翼无人机的配平需求。

3.2.3 优化翼型的隐身性能对比

3种优化翼型的隐身特性通过MLFMM方法

计算得到,初始翼型与优化翼型的前缘方向RCS量化分析对比如图11所示,图中实线代表初始翼型,点画线对应优化翼型。由图11可知,优化翼型相对于初始翼型,机翼前缘在俯仰向±20°内的RCS得以明显的缩减。

机翼后缘方向的RCS分析如图12所示。直观地,3个优化翼型对应的机翼后缘RCS在数值上小于初始翼型,尽量在个别俯仰角会有较大的RCS。相关的统计数据列在表4。

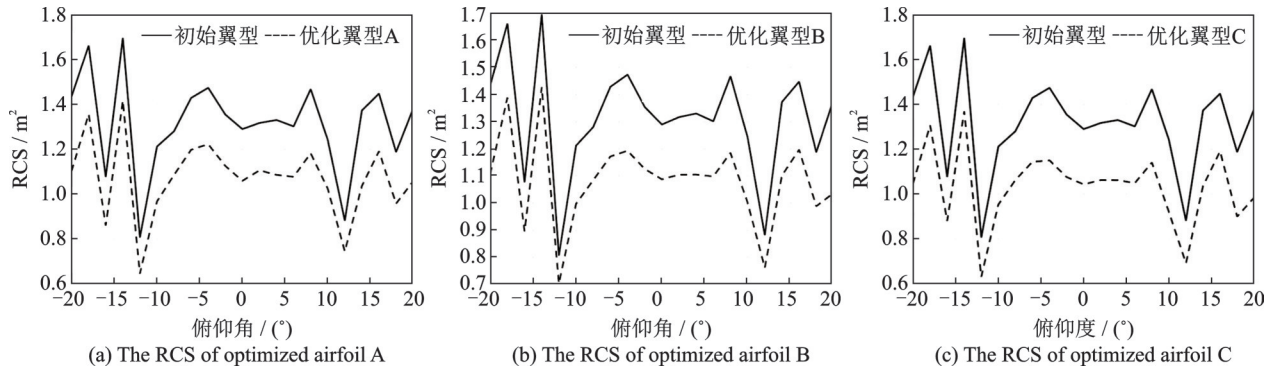


图11 优化前后前缘方向RCS对比图

Fig.11 Comparison of RCS before and after optimization from the direction of leading edge

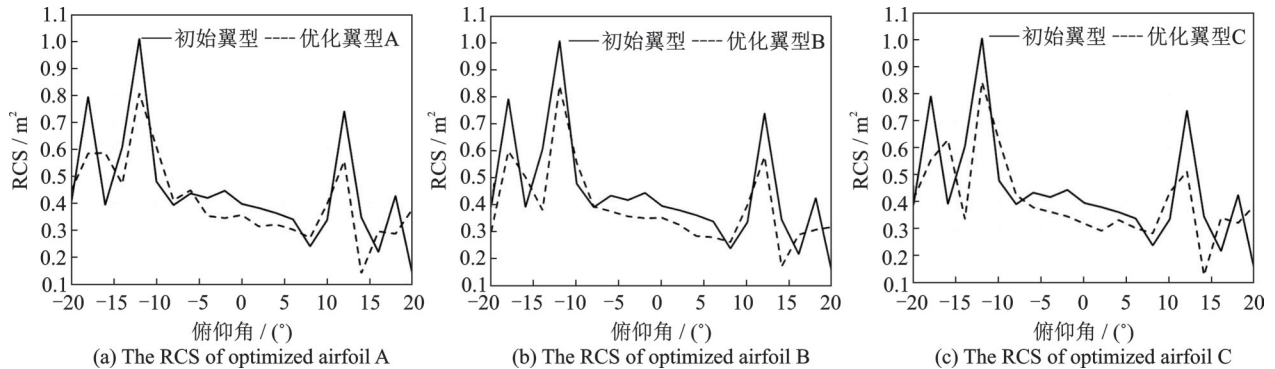


图12 优化前后后缘方向的RCS对比图

Fig.12 Comparison of RCS before and after optimization from the direction of trailing edge

表4 优化前后的RCS均值对比

Table 4 Comparison of the average of RCS before and after optimization

翼型	前缘RCS 均值/m ²	后缘RCS 均值/m ²	前后缘RCS 均值降幅/%
初始翼型	1.316 5	0.442 0	—
优化翼型A	1.071 4	0.412 1	15.6
优化翼型B	1.083 9	0.392 5	16.0
优化翼型C	1.033 5	0.409 0	18.0

4 结 论

本文面向环量控制的大展弦比飞翼翼型气动与隐身联合优化,提出了一种基于FFD参数化方法、Kriging代理模型以及多目标遗传算法的优化框架,并求解得到Pareto前沿解。可结合不同需求从中选取综合性能更优的新翼型。文中对所选取

的3个优化后翼型进行了细致分析,证实了优化后翼型在气动和隐身性能方面分别均有显著提升,亦证实了文中所提出的联合优化框架的有效性。

参考文献:

[1] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2013.
SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013.

[2] SHAO Shuai, JIA Gaowei, YIN Peng, et al. Trailing-edge jets for UCAV's flight control over a wide speed range[J]. Aerospace Science and Technology, 2022 (128): 107788.

[3] 邵帅, 郭正, 贾高伟, 等. 宽速域飞翼布局后缘射流滚转控制研究[J]. 国防科技大学学报, 2022, 44 (4): 101-115.
SHAO Shuai, GUO Zheng, JIA Gaowei, et al. Roll

- control study of flying wing based on trailing-edge jet at wide speed range[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2022, 44(4): 101-115.
- [4] 黄江涛,周琳,陈宪,等. 基于NS/CFIE伴随方程的飞行器气动隐身综合优化[J]. *航空学报*, 2022, 40(1): 522369.
HUANG Jiangtao, ZHOU Lin, CHEN Xian, et al. Integrated aerodynamic and stealth optimization of aircraft based on NS/CFIE adjoint equations[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 40(1): 522369.
- [5] LEE D S, GONZALEZ L F, SRINIVAS K, et al. Multi-objective/multidisciplinary design optimisation of blended wing body UAV via advanced evolutionary algorithms[C]//*Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2007: 36.
- [6] 何开锋,钱炜祺,陈坚强,等. 基于流体力学和电磁学方程数值求解的飞行器气动隐身一体化设计[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(2): 180-185.
HE Kaifeng, QIAN Weiqi, CHEN Jianqiang, et al. Integrated design of aerodynamics and stealth for aircraft based on numerical solution of hydrodynamics and electromagnetic equations[J]. *Journal of Aerodynamics*, 2009, 27(2): 180-185.
- [7] 张彬乾,罗烈,陈真利,等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. *航空学报*, 2014, 35(4): 957-967.
ZHANG Binqian, LUO Lie, CHEN Zhenli, et al. Optimal design of stealth airfoil with wing layout[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(4): 957-967.
- [8] 胡添元,余雄庆. 基于参数化CAD模型的飞行器气动/隐身一体化设计[J]. *宇航学报*, 2009, 30(1): 123-127.
HU Tianyuan, YU Xiongqing. Integrated aerodynamic/stealth design of aircraft based on parametric CAD model[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(1): 123-127.
- [9] 陈保,白俊强,黎明. 基于分解策略的飞行器气动隐身优化设计研究[J]. *气体物理*, 2019, 4(6): 40-49.
CHEN Bao, BAI Junqiang, LI Ming. Optimization design of aircraft aerodynamic stealth based on decomposition strategy[J]. *Journal of Gas Physics*, 2019, 4(6): 40-49.
- [10] 邓海强,余雄庆. 亚声速翼身融合无人机概念外形参数优化[J]. *航空学报*, 2014, 35(5): 1200-1208.
DENG Haiqiang, YU Xiongqing. Optimization of conceptual shape parameters for subsonic wing-body fusion UAV[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(5): 1200-1208.
- [11] 朱新奇. 飞行器外形优化设计方法及多输出代理模型研究[D]. 西安:西北工业大学, 2019.
ZHU Xinqi. Research on flight vehicle shape optimization design algorithms and multi-output surrogate model[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019.
- [12] 张乐,周洲,许晓平. 隐身反设计下飞翼布局气动与隐身综合设计[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2017, 49(10): 22-30.
ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping. Integrated aerodynamic and stealth design of wing layout under stealth reverse design[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2017, 49(10): 22-30.
- [13] 夏露,张欣,杨梅花,等. 飞翼布局翼型气动隐身综合设计[J]. *西北工业大学学报*, 2017, 35(5): 821-826.
XIA Lu, ZHANG Xin, YANG Meihua, et al. Integrated design of aerodynamic stealth for airfoil layout[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2017, 35(5): 821-826.
- [14] 张伟,高正红,周琳,等. 基于代理模型全局优化的自适应参数化方法[J]. *航空学报*, 2020, 41(10): 160-171.
ZHANG Wei, GAO Zhenghong, ZHOU Lin, et al. Adaptive parameterization method for surrogate-based global optimization[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(10): 160-171.
- [15] ALEXANDER M G, ANDERS S G, JOHNSON S K, et al. Trailing edge blowing on a two-dimensional six-percent thick elliptical circulation control airfoil up to transonic conditions: NASA/TM—2005-213545[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 2005: 1-26.
- [16] FRIEDMAN C, ARIELI R, LEVY Y. Lift build-up on circulation control airfoils[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 53(1): 231-242.
- [17] WOO A C, WANG H T G, SCLIUH M J, et al. EM programmer's notebook-benchmark radar targets for the validation of computational electromagnetics programs[J]. *Antennas and Propagation Magazine, IEEE*, 1993, 35(1): 84-89.
- [18] 刘红阳,宋超,罗晓,等. 考虑三维流动效应的自然层流短舱压力分布反设计[J]. *航空学报*, 2023, 44(5): 121-130.
LIU Hongyang, SONG Chao, LUO Xiao, et al. Inverse design of pressure distribution for natural laminar flow nacelle considering 3D flow effects[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(5): 121-130.
- [19] FORSTER M. Computational modelling of transonic circulation control[D]. Liverpool: University of Liverpool, 2017.
- [20] 洪苇江,李小婷,薛晖,等. 前缘尖化对飞翼布局飞行器气动隐身性能影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 2022, 54(2): 245-252.
HONG Weijiang, LI Xiaoting, XUE Hui, et al. Influence of sharp leading edge on aerodynamic stealth performance of flying wing aircraft[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2022, 54(2): 245-252.