

基于CST法的新能源无人机翼型优化设计



余彬*, 贺翔, 邓浩

北京耐威科技股份有限公司, 北京 100029

摘要:针对新能源无人机高空低速长航时的特点,开展对低雷诺数翼型气动性能优化研究。以带精英策略的非支配排序的遗传算法(NSGA-II)为优化算法,并采用CST(Class Function/Shape Function Transformation)翼型参数化方法,对低雷诺数翼型的多目标优化进行探讨。经过对AH79-100B翼型进行效率因子和俯仰力矩系数的多目标优化,结果是翼型的效率因子变化较小,但作为主要优化目标的俯仰力矩系数则有明显下降,成功降为优化前翼型的89%。这说明了该气动优化方法在低雷诺数环境下的有效性,为低雷诺数翼型的设计及优化提供参考。

关键词:翼型优化; CST方法; 遗传算法; 低雷诺数; 俯仰力矩

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.10.003

新能源无人机是指依靠新能源技术,利用太阳能、氢能等清洁能源,延长续航时间的无污染、高效率的一种无人机。新能源无人机的运用前景十分可观,军事上能进行长距离持久的军事侦察、巡逻、通信中继等任务;民用上可以进行环境监测、航拍测绘、科研活动等。新能源无人机已经成为无人机未来的重要发展方向之一。

由于新能源无人机长航时的特点,以及太阳能无人机对于光照的需求,导致其飞行工况多是高空低速的低雷诺数环境。在高空低速的低雷诺数环境下,翼型的气动效应主要受制于黏性效应的影响,在上下翼面上会发生转捩,出现层流分离泡现象^[1],这是低雷诺数翼型的设计计算工作的重点。

在现有的计算流体力学(CFD)数值模拟方法中,直接数值模拟(DNS)和大涡模拟方法(LES)被证实虽然更能模拟现实流动,对小尺度的涡流有着很好的精度,在预估边界层转捩方面具有最好的准确度,但由于这两种方法对于计算机的内存条件的要求过高,通过现有的计算机实现算法过于耗时耗力,很难运用于需要快速高效的工程设计中。而求解雷诺平均N-S方程方法(RANS方法)相对于DNS和LES对计算机的负担较轻,且具有一定的准确性,可以为大多数层流、湍

流工况的流场计算提供足够精确的结果,因此也是最为广泛使用的方法,但对于层流和湍流的混合情况,特别是对于边界层转捩以及分离泡的流动分析,RANS所常用的湍流计算模型均欠缺一定的通用性和准确性。将LES与RANS方法折中的混合LES/RANS方法理论上能结合二者的优势,但这一方法对于交界处的处理还处在研究阶段,无法应用于工程之中^[2]。因此,分离泡的发生和形状的预测准确度对于低雷诺数翼型的高效设计而言非常重要,是研究的重点之一。

在低雷诺数环境下的翼型的优化研究方面,国内外有一定的研究基础。Windte等^[3]以翼型SD7003为研究对象,讨论了基于RANS的CFD方法的翼型绕流数值模拟,与风洞试验结果数据进行对照验证,并同时用Xfoil进行计算,与CFD方法的计算结果对比,对比分析指出Xfoil计算结果中的分离泡比实际流场中的薄。王科雷等^[4,5]则基于低雷诺数翼型SD7037分析了转捩模型的准确性,并针对某太阳能无人机翼型不同雷诺数下的转捩情况和大迎角失速进行了分析,随后针对NACA0012翼型分析了不同湍流模型在低雷诺数下的适用性和准确性,验证了转捩模型在低雷诺数下的有效性。宋文萍^[6]等将一种NTS/NCF转捩判断方法耦

收稿日期:2019-07-10; 退修日期:2019-08-30; 录用日期:2019-09-10

*通信作者: Tel.: 13356771206 E-mail: 879411636@qq.com

引用格式: Yu Bin, He Xiang, Deng Hao. Optimization design of airfoil on new energy UAV based on CST method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(10): 24-29. 余彬, 贺翔, 邓浩. 基于CST法的新能源无人机翼型优化设计[J]. 航空科学技术, 2019, 30(10): 24-29.

合到三维 RANS 求解器中, 来提高对层流到湍流的转捩模拟精度, 并对自然层流机翼进行减阻设计, 验证了方法的可行性。左林玄^[7]等采用遗传算法, 在雷诺数 $Re = 2 \times 10^5$ 下针对效率因子通过 Xfoil 进行加权优化。陈学孔^[8]等对 Hicks-Henne 和 Parsec 方法进行了对比研究, 并在不同速度域、约束条件和权重系数下进行多点优化。许平^[9]等采用 Baldwin-Lomax 湍流模型结合遗传算法对低雷诺数翼型进行优化。安林雪^[10]等尝试采用粒子群优化算法 (PSO), 并使用径向基函数 (RBF) 代理模型, 提出一种基于 PSO 的快速翼型优化方法。

本文针对新能源无人机低雷诺数、高升阻比的翼型优化需求, 设计了一种新能源无人机翼型优化设计方法。该方法能针对新能源无人机低雷诺数的特点, 快速且有效地对于低雷诺数翼型的升阻特性以及俯仰特性进行优化。

1 数值模拟计算模型

对于低雷诺数条件下的 CFD 数值模拟计算, 最大的困难在于层流分离的转捩点发生位置的预测。绕翼型的流场常在翼面附近产生逆压梯度, 在其影响下靠近翼面的气流会转捩并出现分离, 且伴随着层流或湍流分离泡的产生和附着, 不同雷诺数下, 转捩点位置和分离泡均有变化^[7,11,12], 使得到准确的绕翼型流场变得困难。想要正确地预测翼型绕流的转捩点的位置, 得到更为准确的计算结果, 数值模拟所用的湍流模型显得尤为重要。目前, 对于低雷诺数环境下的湍流模型, 经常使用的有 SA 模型、SST $k-\omega$ 模型、 $k-k_L-\omega$ 转捩模型、转捩 SST 模型等, 其中, $k-k_L-\omega$ 转捩模型和转捩 SST 模型由于能较为准确地预测转捩点的位置, 较为正确地模拟翼型表面气流的分离和再附, 因此拥有良好的精度。

在优化函数上, 本文采用 CFD 方法对参数化的翼型进行数值模拟, 求解器采用压力基 SIMPLEC 求解器, 离散格式采用二阶精度 Roe 迎风格式离散, 湍流模型选用低雷诺数下的转捩 SST 模型。设计点雷诺数 $Re = 3 \times 10^5$ 。为了验证数值模拟计算的准确度, 本文以拥有大量试验数据的 E387 翼型为对象进行数值计算, 并与 UIUC 的风洞试验得到的数据进行对比, 验证计算方法的可行性与准确性。

使用 ICEM 对 E387 翼型进行 C 型网格划分, 壁面第一层网格厚度保证 $y^+ = 1$, 壁面附近网格如图 1 所示。

计算 E387 迎角范围 $-6^\circ \sim 12^\circ$ 的升阻力系数, 得到升阻力系数曲线与试验数值进行对比, 如图 2 所示。可以看出, 计算结果得到的升阻力系数与试验结果吻合较好, 本文所使用的计算方法有一定的参考价值。

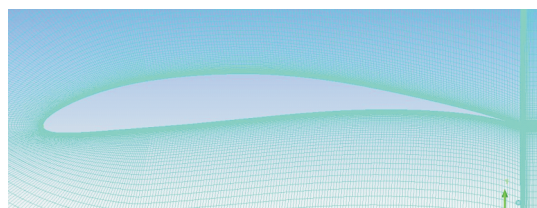


图1 翼型近壁面网格图

Fig.1 Image of Near-wall grids of airfoil

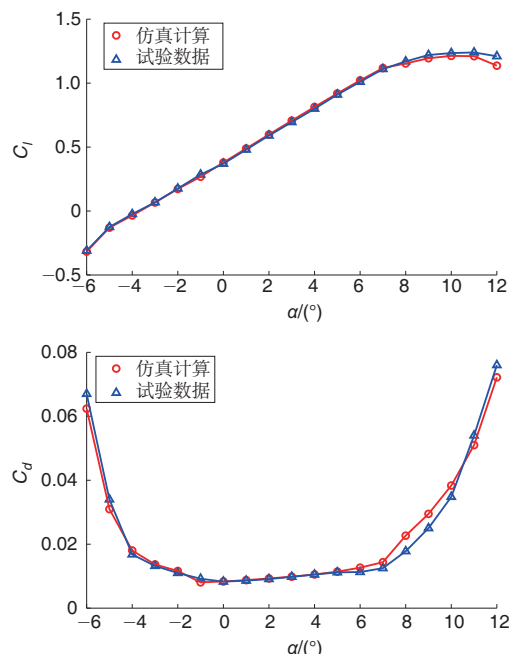


图2 仿真结果与试验数据对比图

Fig.2 Comparisons between simulation results and experimental data

2 翼型参数化方法

对翼型进行优化, 首先要对翼型进行参数化描述, 从而得到能够描述翼型的优化参数。常用的翼型参数化方法有 Parsec 方法、Hickshenne 形函数法、特征参数描述法、正交基函数法、CST 方法等。廖炎平^[13]等对集中翼型参数化方法进行了对比研究, 结果表明 CST 方法的拟合程度较高, 能产生连续光滑的曲线外形。因此本文所使用的翼型参数化方法选用 CST 法。

CST 方法是 Kulfan^[14-17]提出的描述翼型上下表面坐标点的一种方法, 由于其良好的鲁棒性与精度, 被广泛运用于翼型参数化中。CST 方法对上下翼面坐标的描述如下:

$$\begin{cases} \xi_U(x_i) = C(x_i) \cdot S_U(x_i) + x_i \cdot \Delta \xi_U \\ \xi_L(x_i) = C(x_i) \cdot S_L(x_i) + x_i \cdot \Delta \xi_L \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x_i = x/c$ 为翼型 x 方向无量纲坐标; $\xi = y/c$ 为翼型 y 方

向无量纲坐标; $\Delta\xi = y_{TE}/c$ 为翼型上、下沿后缘 y 方向无量纲坐标。其中 c 为翼型的弦长, 在翼型参数化过程中, 默认 $c = 1$ 。 $C(x_i) = x_i^{N_1} \cdot (1 - x_i)^{N_2}$ 为翼型的类型函数, 对于圆形前缘、尖锐后缘的翼型, 指数 N_1 一般取 0.5, N_2 一般取 1.0。

$S(x_i)$ 为描述翼型形状的形函数, 上下表面的形函数分别为:

$$\begin{cases} S_U(x_i) = \sum_{i=0}^{N_U} Au_i \cdot S_i(x_i) \\ S_L(x_i) = \sum_{i=0}^{N_L} Al_i \cdot S_i(x_i) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $S_i(x_i)$ 为子形函数, 系数 Au_i 和 Al_i 为翼型上、下表面子形函数的系数, 一般将其选用为翼型优化中的外形参数设计变量。以 Bernstein 多项式逼近子形函数 $S_i(x_i)$, 可以表示如下:

$$K_i^N = \frac{n!}{i!(n-i)!} \quad (3)$$

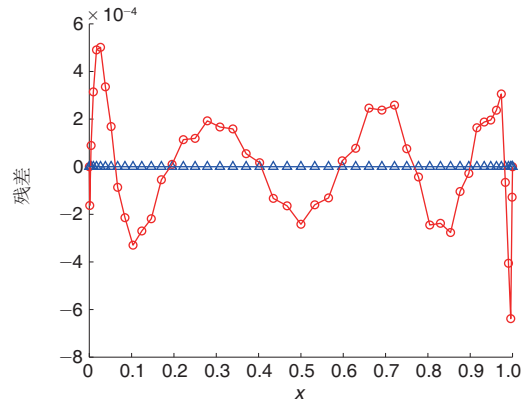
根据参考文献[13]的研究结果, 形函数的 Bernstein 多项式阶次为 5 的时候, 其精度已经能很好满足几何外形拟合和气动计算。因此本文以上下各 6 个子形函数的权重系数作为翼型优化所用的设计参数。

$$\begin{cases} X_U = [Au_0, Au_1, Au_2, Au_3, Au_4, Au_5] \\ X_L = [Al_0, Al_1, Al_2, Al_3, Al_4, Al_5] \end{cases} \quad (4)$$

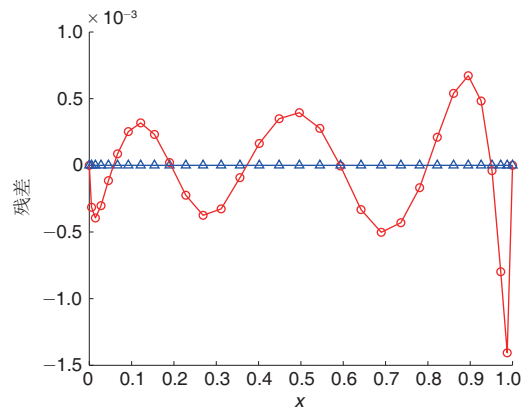
为了验证 CST 方法翼型参数化的精度, 用最小二乘法对 E387 和 AH79-100B 翼型进行翼型曲线拟合, 以上下翼面的残差和标准差衡量翼型的拟合精度。经过计算, CST 方法拟合出的 AH79-100B 翼型的标准差 $\sigma = 2.8659E-4$, E387 的标准差 $\sigma = 3.1415E-4$, 两种翼型的残差如图 3 所示。可以看出, 基于 CST 方法的翼型参数化翼型拟合有一定的拟合精度。

3 代理模型

对于 CFD 的数值模拟计算, 单次模拟可能耗费数分钟, 甚至数小时的时间, 而一次优化过程可能需要数百数千次数值模拟, 大幅度延长优化所需的时间。代理模型方法, 又称近似模型方法, 就是一种通过近似模型在所需的计算域内来拟合高精度模拟模型。代理模型的结果与原模型的模拟结果非常接近, 但是相比于原模型, 代理模型所需的计算量却大幅度减少, 从而节省了优化所需的时间。近年来, 多项式响应面、Kriging、径向基函数、神经网络、移动最小二乘法等多种全局代理模型方法被广泛应用于飞行器多学科设计研究^[18]。本文的翼型优化所采用的代理模型为径向基



(a) AH79-100B翼型残差图



(b) E387翼型残差图

图3 参数化翼型拟合精度残差图

Fig.3 Residual of airfoil fitting accuracy

函数(RBF)神经网络模型。

径向基函数是指基于径向对称的标量函数, 是以空间中某点到设定的空间中心点的距离为自变量的单调函数, 即 $\Phi(x, c) = \Phi(\|x - c\|)$ 。一般地, 径向基函数自变量的距离采用欧几里得距离。

RBF 网络是指将 RBF 函数作为激活函数的神经网络, 属于一种局部逼近网络。因此相对于全局逼近网络, RBF 网络有学习速度快、构造简单的特点。因此本文选用 RBF 网络构造代理模型。

4 优化算法

本文使用带精英策略的非支配排序遗传算法(NSGA-II)对拟合计算域内模型的 RBF 代理模型进行优化。首先通过拉丁超立方方法在优化域内选取足够数量的样本点, 然后通过 CFD 软件对样本点处进行数值分析, 得到对应样本点的真实响应值, 并由得到的响应值与对应的样本点集构造 RBF 网络代理模型, 对得到的代理模型进行精度校核, 确定

代理模型的拟合精度满足所要求(可决系数 R^2 超过0.9)后,采用NSGA-II算法对代理模型进行多目标优化。最后通过CFD软件对优化后的翼型进行数值模拟,计算气动优化的最优解的真实响应值,图4给出了文中翼型快速优化的基本流程。

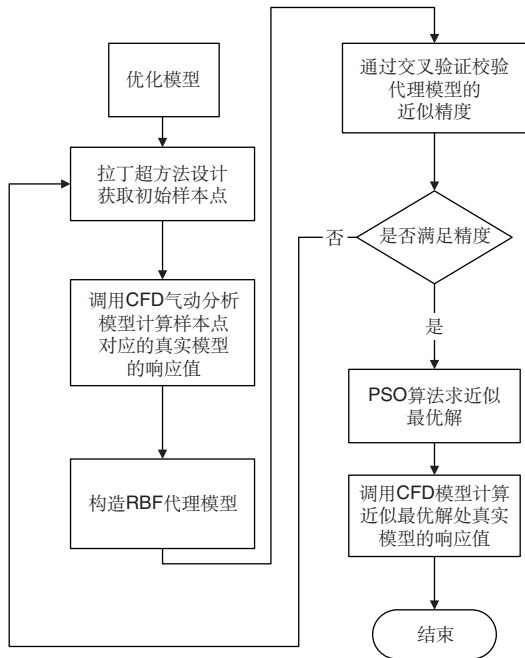


图4 优化过程流程图

Fig.4 Flow chart of optimization process

5 优化过程及结果分析

根据图4的优化流程图,以AH79-100B为原始翼型,利用CST方法对翼型拟合,获得原始翼型参数并作为基础参数,飞行功率、俯仰力矩系数为输出变量。以基础参数 $\pm 10\%$ 为扰动的拉丁超立方初始输入变量的取值范围,用拉丁超立方方法确定代理模型的特征点,点的数量为230,并通过isight计算拟合得到代理模型。代理模型的精度如图5所示。

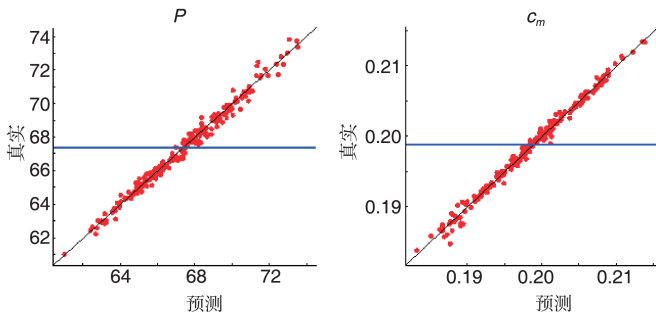


图5 代理模型精度图

Fig.5 Image of accuracy of surrogate model

代理模型中飞行功率 P 的可决系数 R^2 为0.98623。俯仰力矩系数 C_m 的可决系数 R^2 为0.99085,均大于0.9,满足优化所需的精度要求。

本文的设计点为雷诺数 $Re = 3 \times 10^5$,由于原始翼型选用的AH79-100B翼型拥有很高的升阻比,约为86.6,但是其俯仰力矩系数较高,因此本文的优化主要针对俯仰力矩系数的优化,在优化过程中赋予俯仰力矩系数一个较高的加权数。设置NSGA-II算法的优化种群数量为40,进化代数60代,杂交概率为0.9,优化后的翼型如图6所示。

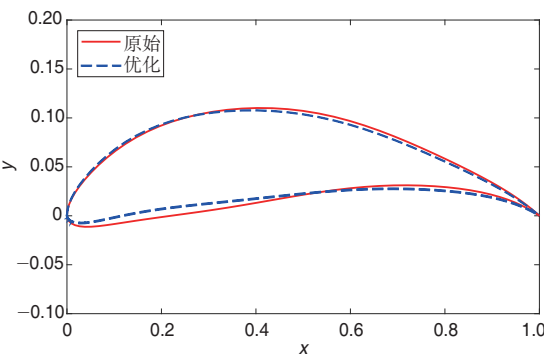


图6 优化后翼型与原始翼型轮廓图

Fig.6 Shapes of optimized airfoil and original airfoil

表1给出了优化后翼型与原始翼型的气动性能对比,图7给出了优化前后翼型的飞行功率和俯仰力矩系数随迎角的变化。

表1 优化后翼型与原始翼型气动性能对比

Table 1 Comparison of aerodynamic performance between optimized airfoil and original airfoil

参数	C_l	C_d	K	P	C_m
原始翼型	0.834	0.011	74.072	67.663	-0.200
优化后翼型	0.780	0.010	77.687	68.606	-0.178

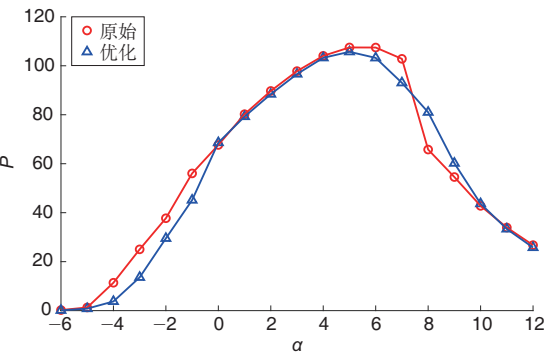


图7 优化后翼型与原始翼型飞行功率对比图

Fig.7 Comparison of flight power of airfoil and original airfoil

从中可以看出,优化后翼型的飞行功率 P 相对于原始翼型在 $0^\circ\sim 5^\circ$ 迎角下变化不大,但俯仰力矩系数优化后翼型是原始翼型的89.03%,达到了预期的降低俯仰力矩系数的效果。

6 结论

本文针对新能源无人机低雷诺数、高升阻比的翼型优化需求,将NSGA-II算法、CST翼型参数化法与RBF网络代理模型方法相结合,设计了一种新能源无人机翼型优化设计方法。优化结果表明,本方法具有一定的有效性和可靠性,在约束条件范围内,将俯仰力矩系数降低到89%,一定程度上缓解了原翼型俯仰力矩系数过大的问题,对新能源无人机翼型优化有较高的实用价值。同时为低雷诺数的翼型优化提供了一种有效的方法。

AST

参考文献

- [1] Horton H P. Laminar separation bubbles in two-and three-dimensional incompressible flow [D]. London: University of London, 1968.
- [2] 万曦. 湍流大涡数值模拟的现状与展望[J]. 航空科学技术, 2011(02):55-56.
Wan Xi. Status and prospects of large eddy numerical simulation of turbulent flow[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(02):55-56.(in Chinese)
- [3] Windte J, Scholz U, Radespiel R. Validation of the RANS-simulation of laminar separation bubbles on airfoils[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(6):484-494.
- [4] 王科雷,周洲,甘文彪,等. 太阳能无人机低雷诺数翼型气动特性研究[J]. 西北工业大学学报,2014,32(02):163-168.
Wang Kelei, Zhou Zhou, Gan Wenbiao, et al. Studying aerodynamic performances of the low-reynolds-number airfoil of solar energy UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014,32(02):163-168.(in Chinese)
- [5] 王科雷,祝小平,周洲,等. 基于转捩模型的低雷诺数翼型优化设计研究[J]. 西北工业大学学报,2015,33(04):580-587.
Wang Kelei, Zhu Xiaoping, Zhou Zhou, et al. Studying optimization design of low reynolds number airfoil using transition model [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015,33(04):580-587.(in Chinese)
- [6] 宋文萍,朱震,张坤,等. 耦合转捩自动判断的机翼黏性绕流计算与优化设计[J]. 航空科学技术,2015,26(11):23-29.
Song Wenping, Zhu Zhen, Zhang Kun. et al. Simulations of the viscous flow around swept wings and optimization design using the RANS solver with automatic transition prediction [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(11): 23-29. (in Chinese)
- [7] 左林玄,王晋军. 低雷诺数翼型的优化设计[J]. 兵工学报, 2009,30(08):1073-1077.
Zuo Linxuan, Wang Jinjun. Airfoil design optimization at low reynolds number [J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(08): 1073-1077. (in Chinese)
- [8] 陈学孔,郭正,易凡,等. 低雷诺数翼型的单点与多点气动外形优化研究[C]//2012年第14届中国系统仿真技术及其应用技术学术年会,2012.
Chen Xuekong, Guo Zheng, Yi Fan, et al. Single and multi-point aerodynamic shape optimization of low reynolds number airfoils [C]//Proceedings of 14th Chinese Conference on System Simulation Technology & Application(CCSSTA'2012), 2012.(in Chinese)
- [9] 许平,姜长生. 基于遗传算法的无人机层流翼型优化设计[J]. 航空兵器,2009(01):7-10.
Xu Ping, Jiang Changsheng. Optimization design of UAV laminar aerofoil based on genetic algorithm [J]. Aero Weaponry, 2009(01):7-10.(in Chinese)
- [10] 安林雪,龙腾,黄波,等. 基于粒子群算法的长航时无人机翼型快速优化设计[J]. 弹箭与制导学报,2013,33(03):119-122.
An Linxue, Long Teng, Huang Bo, et al. Efficient optimization of long-endurance UAV wing based on pso algorithm [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,2013,33 (03):119-122.(in Chinese)
- [11] 何飞,宋文萍. 固定转捩在改善振荡来流下低雷诺数翼型气动性能中的应用[J]. 空气动力学学报,2007(04):495-499.
He Fei, Song Wenping. Improving the aerodynamic performance of low Reynolds number airfoils in oscillating freestream with forced transition method [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007(04):495-499.(in Chinese)
- [12] 盛英华. 微型飞行器低雷诺数二元翼型的气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学,2003.
Sheng Yinghua. A study of low-reynolds-number performance over a two-dimensional airfoil for micro-air-vehicle[D].

- Nanjing; Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003.(in Chinese)
- [13] 廖炎平,刘莉,龙腾. 几种翼型参数化方法研究[J]. 弹箭与制导学报,2011,31(03):160-164.
- Liao Yanping, Liu Li, Long Teng. The research on some parameterized methods for airfoil [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(03): 160-164. (in Chinese)
- [14] Kulfan B, Bussioletti J. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[R]. AIAA Paper, 2006.(in Chinese)
- [15] Kulfan B. A Universal Parametric Geometry Representation Method - "CST"[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno,2007.
- [16] Kulfan B M. Recent extensions and applications of the CST universal parametric geometry representation method[J]. The Aeronautical Journal, 2010, 114(1153):157-176.
- [17] Kulfan B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1):142-158.
- [18] 龙腾,刘建,孟令涛,等. 多学科设计优化技术发展及在航空航天领域的应用[J]. 航空制造技术,2016(03):24-33.
- Long Teng, Liu Jian, Meng Lingtao, et al. Development of multidisciplinary design optimization technology and its application in aerospace industry [J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2016(03):24-33.(in Chinese)
- (责任编辑 陈东晓)
- 作者简介**
- 余彬(1978-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。
Tel: 13356771206 E-mail: 879411636@qq.com
- 贺翔(1993-)男,硕士。主要研究方向:飞行器总体设计和计算空气动力学。
Tel: 18710146867 E-mail: 473645595@qq.com
- 邓浩(1994-)男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。
Tel: 15315260994
E-mail: mrmr_deng@163.com

Optimization Design of Airfoil on New Energy UAV Based on CST Method

Yu Bin*, He Xiang, Deng Hao

NAVTECH INC., Beijing 100029, China

Abstract: In view of the characteristics of high-altitude, low-speed and long-endurance of new energy UAV, the research on optimization of the aerodynamic performance of low Reynolds number airfoil is carried out. The non-dominated sorting genetic algorithm with elite strategy (NSGA-II) was used as the optimization algorithm. And the CST (Class Function/Shape Function Transformation) method was used as the airfoil parameterization method, in order to explore the multi-objective optimization of low Reynolds number airfoil. This paper carried out the Multi-objective optimization of efficiency factor and pitching moment efficiency for the AH79-100B airfoil under low Reynolds number conditions. After optimization, the efficiency factor was changed little, and the pitching moment coefficient as the main optimization target was significantly reduced, which was successfully reduced to 89% of the pre-optimization airfoil. This shows the effectiveness of the aerodynamic optimization method in low Reynolds number environment, and provides reference for the design and optimization of low Reynolds number airfoil.

Key Words: airfoil optimization; CST method; genetic algorithm; low Reynolds number; pitching moment

Received: 2019-07-10; Revised: 2019-08-30; Accepted: 2019-09-10

*Corresponding author.Tel. : 13356771206 E-mail: 879411636@qq.com