

基于遗传算法及 Hicks - Henne 型函数的层流翼型优化设计

许平^{1,2}, 姜长生¹

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016; 2. 94669 部队, 安徽 芜湖 241007)

摘要:以高空长航时无人机大展弦比机翼的层流翼型为研究对象,在低雷诺数范围内结合遗传算法与 N-S 方程气动数值解法,依靠计算流体动力学(CFD)计算技术,对翼型进行气动外形优化设计。在基准翼型的基础上,翼型描述采用了基于 Hicks - Henne 型函数的解析函数线性叠加法,个体以解析函数中的变量组成,通过选择、交叉及变异操作,进行了以高升阻比为目标优化设计。优化后翼型在低雷诺数条件下的升力系数及升阻比有所提高,证明了利用遗传算法进行层流翼型气动外形优化是可行的。

关键词:遗传算法; Hicks - Henne 型函数; N-S 方程; 翼型; 气动优化

中图分类号: V211.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009 - 3516(2009)01 - 0013 - 04

高空长航时无人机(HALE UAV)设计的重要任务之一就是対飞机气动外形进行优化设计,最大限度地提高飞机性能和飞行品质。机翼是飞机的主要升力面,而翼型决定了机翼的基本气动特点,从而影响整架飞机性能。由于 HALE UAV 飞行高度接近近空间边缘,大气十分稀薄,飞行雷诺数较低,因此对其翼型的升阻比及升力系数要求很高。目前适用于这一高度的翼型还很少,必须进行优化设计。传统的翼型优化设计迭代过程需要频繁计算目标函数的梯度^[1],如最速下降法、共轭梯度法、牛顿法等,而在工程计算中,梯度的计算往往很困难。现代飞行器气动性能要求越来越高,设计周期越来越短,传统的设计方法已经不能胜任这些要求。近十几年来,随着计算流体动力学(CFD)及计算机的快速发展,数值优化方法作为一种新型的气动设计方法开始广泛使用。本文以提高翼型的升阻比为目标,依靠 CFD 技术,结合遗传算法与 N-S 方程数值解法,对小雷诺数条件下适用于 HALE UAV 的层流翼型 LOCKHEED L-188 ROOT 进行气动外形优化设计。

1 翼型的几何表示及 Hicks - Henne 型函数

翼型的几何形状可采用多项式拟合或解析函数来描述,由于多项式法对翼型局部的微调效果不好,各项系数对翼型形状的影响不均衡,遗传算法难以找到合适的个体编码方式,因此本文采用解析函数线性叠加法表示翼型^[2-4]。翼型的形状由基准翼型、型函数及其系数来定义:

$$\begin{aligned} y_{up}(x) &= y_{0U}(x) + \sum_{k=1}^7 c_k f_k(x) \\ y_{low}(x) &= y_{0L}(x) + \sum_{k=1}^7 c_{k+7} f_k(x) \end{aligned} \quad (1)$$

式中: y_{up} 与 y_{low} 分别为优化翼型的上下表面纵坐标; y_{0U} 与 y_{0L} 分别为基准翼型 LOCKHEED L-188 ROOT 的上下表面纵坐标; k 与 c_k 分别为控制翼型厚度分布与弯度分布关键点变量的个数与系数; $f_k(x)$ 为 Hicks -

* 收稿日期:2008-07-20

基金项目:国防重点实验室基金资助项目(05c52007)

作者简介:许平(1979-),男,江苏南京人,助理工程师,硕士,主要从事系统优化设计研究;

E-mail: xpftxp@163.com

姜长生(1942-),男,江苏南京人,教授,博士生导师,主要从事智能综合火/飞控制技术研究。

Henne 型函数。

$$f_k(x) = \begin{cases} x^{0.25} (1-x)e^{-20x}, & k=1 \\ \sin^3(\pi x^{e(k)}), & k>1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: $e(k) = \lg 0.5 / \lg x_k$, $0 \leq x \leq 1$ (假设翼型弦长为 1), $k=2, 3, 4, 5, 6, 7$ 时, x_k 分别为 0.15、0.30、0.45、0.60、0.75、0.90。

Hicks - Henne 型函数对翼型上下表面各关键点形状的影响平滑均衡,既可以保证对翼型关键点形状的调整,又可以保证关键点与翼型整体形状的平滑。本文构建结果见图 1。

本文以型函数的系数 c_k 作为设计变量,与基准翼型一起确定优化设计翼型形状。当 $x=0$ 与 $x=1$ 时有 $f_k(x)=0$,这与设计要求固定翼型的前后缘位置不变相一致。14 个设计变量的取值范围规定如下^[4]:

$$\begin{aligned} &[-0.008 \quad 0.006], [-0.007 \quad 0.007], [-0.010 \quad 0.004], [-0.006 \quad 0.008], [-0.006 \quad 0.008], \\ &[-0.005 \quad 0.002], [-0.008 \quad 0.006], [-0.007 \quad 0.007], [-0.008 \quad 0.006], [-0.004 \quad 0.010], \\ &[-0.004 \quad 0.010], [-0.005 \quad 0.009], [-0.008 \quad 0.006], [-0.009 \quad 0.005] \end{aligned}$$

2 翼型的流场计算及响应面的建立

由于高空空气稀薄,巡航雷诺数低,绕流存在分离,只有高精度 N - S 方程才能准确描述流场。本文采用二维雷诺平均 N - S 方程^[5-6] 作为主控方程,其积分形式为:

$$\frac{d}{dt} \iint_s \mathbf{W} ds + \iint_{\partial s} \mathbf{H} \mathbf{n} dl = \iint_{\partial s} \mathbf{H}_s dl \quad (3)$$

式中: s 为任意控制面; ∂s 为控制面边界; \mathbf{n} 为控制面外法线方向单位向量。在笛卡尔坐标系 (x, y) 中,有关量表达式为:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho q \\ \rho u q + p \mathbf{I}_x \\ \rho v q + p \mathbf{I}_y \\ \rho H q \end{bmatrix}, \mathbf{H}_s = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \mathbf{I}_x + \tau_{xy} \mathbf{I}_y \\ \tau_{xy} \mathbf{I}_x + \tau_{yy} \mathbf{I}_y \\ f \mathbf{I}_x + g \mathbf{I}_y \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中:

$$\begin{aligned} f &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + k \frac{\partial T}{\partial x}, \quad g = u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + k \frac{\partial T}{\partial y} \\ \tau_{xx} &= \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}; \quad \tau_{yy} = \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}; \quad \tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \end{aligned}$$

式中: q 为流体质点的速度; u 、 v 为 q 在直角坐标系下的两个分量; \mathbf{I}_x 、 \mathbf{I}_y 是两个坐标轴方向的矢量; ρ 、 E 、 H 、 p 、 T 分别为流体的密度、总能、总焓、压强、温度; μ 和 k 分别为流体的粘性系数和热传导系数。为了封闭方程组(3),补充常用气体方状态方程 $p = \rho RT$ 。

湍流模型采用 Baldwin - Lomax 模型^[7]。利用 CFD 进行流体计算时,采用图 2 中 C 型结构网格。根据高空长航时无人机亚声速飞行特点,计算在 $Re = 1.5E + 6$,机翼迎角 $\alpha = 4^\circ$ 条件下的升力系数、阻力系数及其升阻比。

响应面法是在设计空间内采用试验设计理论对给定的设计点集合进行试验,得到目标的响应面模型,来预测非试验点的响应值^[5]。本文升阻比与设计变量的响应面模型形式为:

$$k = F(c_1, c_2, \dots, c_{14}) + \varepsilon \quad (5)$$

式中 ε 为统计误差,一般假设它满足均值为零的正态分布。为了建立翼型升阻比及翼型设计变量之间的响

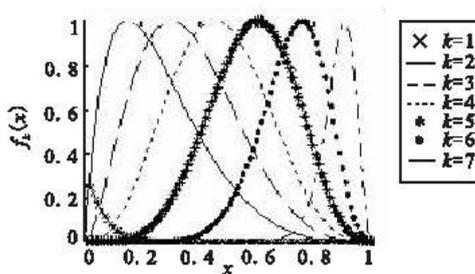


图 1 Hicks - Henne 型函数

Fig. 1 Hicks - Henne shape function

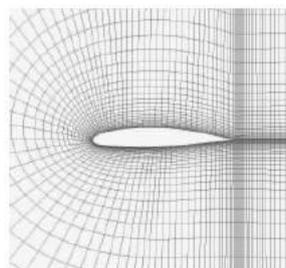


图 2 翼型网格

Fig. 2 Grid of aerofoil

应面,变量样本采用了 U12 - 120 的均匀设计^[8],以保证试验点在设计空间内均匀分散。根据均匀设计的翼型表,得到全部翼型的升力系数、阻力系数及升阻比,建立 Kriging 响应面^[9]。

3 仿真结果分析

文本所采用的遗传算法总体描述如下:个体以描述翼型几何形状的 14 个设计变量构成实数编码个体,长度为 14,根据基准翼型均匀设计产生初始种群,规模为 20。通过 N - S 方程计算个体的适应度值(升阻比值),根据适应度的大小,为防止出现超级个体对种群的影响,产生局部收敛,父代选择采用锦标赛方式,每次随机抽取 2 个个体,取其中适应度高的个体作为下一代父代,并保持种群规模不变,如:

$$A_1 = \text{random}(M), A_2 = \text{random}(M), B_i = \max(\text{fitness}(A_1), \text{fitness}(A_2))。$$

式中: M 代表种群; A_i 为种群中的个体; $\text{fitness}(A_i)$ 为个体的适应度值; B_i 为从 M 中竞赛获胜的个体。

交叉采用适用于实数编码的部分交叉法,交叉算子设计为:

$$\begin{aligned} x_{0i} &= a_i x_i + (1 - a_i) y_i \\ y_{0i} &= a_i y_i + (1 - a_i) x_i \end{aligned} \quad (6)$$

式中: $\{x_{0i}\}$ 与 $\{y_{0i}\}$ 为交叉后产生的子代个体; $\{x_i\}$ 与 $\{y_i\}$ 为父代个体; a_i 为 $[0, 1]$ 中的随机数。

变异采用类似于倒位变异法,变异算子设计为:

$$y_k = \frac{a_k(x_k - a_k) + (b_k - x_k)}{b_k - a_k} \quad (7)$$

式中: x_k 为个体 $x\{x_i\}$ 中发生变异的分量; $x_k \in [a_k, b_k]$; y_k 为变异后的个体对应分量。

对产生的新种群进行适应度计算,再进行选择、交叉及变异操作,如此反复,逐渐进化出适应度更好的个体,直到满足所设定的终止条件。

算例以 $Re = 1.5E + 6$,迎角 $\alpha = 4^\circ$ 状态下的 LOCKHEED L - 188 ROOT 翼型为优化对象,使得优化对象的升阻比达到最大。目标函数为 $K = C_L / C_{Di}$,其中 K 为升阻比, C_L 为升力系数, C_{Di} 为翼型型阻,并将目标函数的计算值即升阻比值作为个体的适应度值。约束条件包括: $C_L > 0.7$,最大厚度不小于 10% 且位置在 40% 翼弦长之后(根据层流翼型特点设置),终止条件为进行 40 代的进化计算。

从表 1 可以看出,优化翼型的升阻比为 111.6,比基准翼型提高了 14.5%。

从图 3 - 5 中可看出优化翼型比基准翼型的气动特性好,最大升阻比达到了 128.9,比基准翼型最大升阻比值 108.3 提高了 19%。

表 1 基准翼型与优化翼型气动特性对比

Tab. 1 Comparison of aerodynamic parameters between initial and optimized aerofoil

气动参数	C_L	C_{Di}	K
基准翼型	0.702 1	0.007 2	97.5
优化翼型	0.792 4	0.007 1	111.6

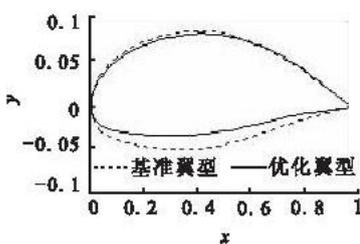


图 3 基准翼型与优化翼型外形

Fig. 3 Initial and optimized aerofoil shape

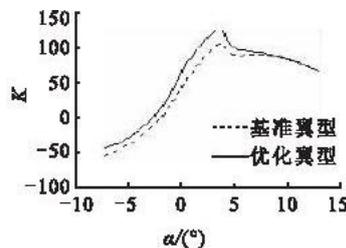


图 4 基准翼型与优化翼型升阻比曲线

Fig. 4 Comparison of lift - drag ratio between initial and optimized aerofoil

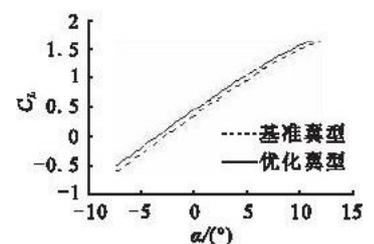


图 5 基准翼型与优化翼型升力系数曲线

Fig. 5 Comparison of lift coefficient between initial and optimized aerofoil

4 结束语

本文利用遗传算法结合 N - S 方程对 HALE UAV 层流翼型进行了优化,采用解析函数线性叠加法来描述翼型,并利用 CFD 进行翼型的升力系数和阻力系数以及适应度参照值升阻比的计算。由于 N - S 方程计算复杂、精度高,若采用大种群计算将导致庞大的计算量,因此样本采用了均匀小种群设计,以便对算法进行

有效验证。算例结果表明,采用实数编码的遗传算法可以对低雷诺数层流翼型进行有效气动优化设计,利用现代 CFD 计算技术,在有效空间内进行充分搜索,不必求解目标函数的梯度便可获得全局最优解。

参考文献:

- [1] 李丽,黄俊.机翼气动外形优化设计方法综述[J].飞机工程,2007,(1):14-16.
LI Li, HUANG Jun. Summarization of Wing Aerodynamic Shape Optimization Design Method[J]. Aircraft Engineering, 2007, (1): 14-16. (in Chinese)
- [2] 王晓鹏,高正红.基于遗传算法的翼型气动优化设计[J].空气动力学学报,2000,18(3):324-329.
WANG Xiaopeng, GAO Zhenghong. Aerodynamic Optimization Design of Airfoil Based on Genetic Algorithm[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(3): 324-329. (in Chinese)
- [3] 刘洁,杨爱民.基于遗传算法的微型飞行器气动力优化设计[J].空气动力学学报,2005,23(2):173-177.
LIU Jie, YANG Aimin. Aerodynamic Optimization for Micro Air Vehicle Based upon Genetic Algorithm[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(2): 173-177. (in Chinese)
- [4] 张亚锋,宋笔锋.高升力翼型的气动优化设计和实验研究[J].飞行力学,2006,24(4):70-72.
ZHANG Yafeng, SONG Bifeng. Aerodynamic Optimization Design and Experiment Study for A High-Lift Airfoil[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(4): 70-72. (in Chinese)
- [5] 熊俊涛,乔志德.基于 Navier-Stokes 方程跨声速翼型和机翼气动优化设计[J].空气动力学学报,2007,25(1):29-33.
XIONG Juntao, QIAO Zhide. Aerodynamic Optimization Design of Transonic Airfoil and Wing Based on Navier-Stokes Equations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(1): 29-33. (in Chinese)
- [6] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997.
FANG Baorui. Aircraft Aerodynamic Configuration Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997 (in Chinese)
- [7] BALDWIN B S. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow [R]. AIAA 78-0257.
- [8] 方开泰.正交设计与均匀设计[M].北京:科学出版社,2001.
FANG Kaitai. Orthogonal Design and Uniform Design[M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)
- [9] 王晓锋,席光. Kriging 与响应面方法在气动优化设计中的应用[J].工程热物理学报,2005,26(3):423-425.
WANG Xiaofeng, XI Guang. Application of Kriging and Response Surface Method in the Aerodynamics Optimization Design [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(3): 423-425. (in Chinese)

(编辑:姚树峰,徐敏)

Optimization Design of Laminar Aerofoil Based on Genetic Algorithms and Hicks-Henne Shape Function

XU Ping^{1,2}, JIANG Chang-sheng¹

(1. Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China;

2. Unit 94669 of PLA, Wuhu 241007, Anhui, China)

Abstract: The study object in this article is a laminar aerofoil, which belongs to a high altitude long endurance UAV with big wing aspect ratio. With the help of advanced technology of computation fluid dynamics (CFD), genetic algorithms are combined with N-S equations for the aerofoil optimization design at the bound of low Reynolds number to perform the aerodynamic shape optimization design of aerofoil. The aerofoil is described by equations of linearity adding analytic Hicks-Henne shape function on the basis of original aerofoil. The individual is formatted by variables of the linearity adding analytic functions, by the program of selection, crossover and variance, the aerofoil is optimized with the purpose of rising lift-drag ratio. As a result, there is an increase of lift-drag ratio and life coefficient of the optimized aerofoil at low Reynolds number. The optimization results illustrate that the genetic algorithms are of an effective way for the optimization design of aerofoil.

Key words: genetic algorithms; Hicks-Henne shape function; N-S equations; aerofoil; aerodynamic shape optimization