

变体平尾翼型气动外形设计方法

杜厦 昂海松

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:为了使飞机在控制飞行姿态时仍然能保持最优升阻比,提出了一种通过改变翼型形状来代替传统控制舵面来控制飞机俯仰的方法。采用伯恩斯坦多项式对机翼的翼型进行数学建模,并采用遗传算法通过空气动力学仿真对翼型进行优化得到一组在一定飞行环境下、产生附加阻力最小且随升力系数变化的翼型形状。通过对比证明在提供相同升力的情况下,变体翼比传统的控制舵面产生更小的附加阻力。根据翼型形状和升力系数的变化采用数据拟合的方法得到翼型形状控制参数随升力变化的规律。通过算例对变化规律的验证表明其可以用来作为飞行姿态控制的翼型形状变化依据。

关键词:变体机翼;变形机构;传统控制面;气动特性;优化设计

中图分类号:V221 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2012)06-0780-06

Airfoil Aerodynamic Optimization Method of Morphing Horizontal Stabilizer

Du Sha, Ang Haisong

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A morphing airfoil instead of traditional horizontal stabilizer and control elements is proposed in order to make the aircraft keep the optimal lift/drag ratio during flight attitude controlling. Bornstein polynomial with order " n " is used to describe the airfoil configuration. A set of airfoil that can provide a minimum drag coefficient at different lift coefficient in a confirmed flight environment is obtained by aerodynamic optimization simulation using the genetic algorithm. It is proved that the morphing airfoil can provide a smaller drag coefficient than the traditional control element do when the same lift coefficient is provided. The relationship between shape control parameters and lift is fitted according to the optimized airfoil. A set of example is used to verify the morphing regularity.

Key words: morphing wing; deformation structure; traditional control surface; aerodynamic character; optimization design

随着飞机设计技术的进步,飞机在飞行中的效率越来越引起飞机设计人员的重视,特别是航空公司为了降低运营成本更是想尽各种办法降低飞机的阻力。例如:采用翼梢小翼减小翼尖涡来提高飞行效率,采用变体机翼技术使飞机在不同的飞行速度下保持最优升阻比^[1-7],采用鼓包技术减小飞机的波阻等。以上这些方法都是在特定的飞行环境下

不考虑飞行控制姿态的前提下提出的。

按改变的几何外形的不同,变体翼技术主要分为两类:(1)通过改变翼的平面形状(如变后掠、伸缩机翼、变弦长等)来改变飞机的气动特性^[8];(2)通过改变翼的截面形状(如变弯度、变前缘、变后缘形状等)来改变飞机的升阻特性^[9-10]。

传统飞机在飞行过程中,采用偏转飞机的副

翼、升降舵和方向舵的舵面分别控制飞机的滚转、俯仰和偏航。飞机通过左右副翼的舵面差动,改变左右翼面的升力从而产生滚转力矩来调整飞机的滚转角;通过偏转方向舵的舵面角度产生偏航力矩来控制飞机的偏航角;通过调整升降舵的角度产生俯仰力矩来控制飞机的俯仰角。所有对这些飞行姿态的控制可以理解为改变单个或多个控制面的升力来控制飞机的姿态。对飞机控制姿态过程中的效率问题可以简化为提供与传统控制舵面相同的升力时产生最小附加阻力的问题。

为了降低飞机控制舵面控制飞机姿态时产生的附加阻力,本文提出通过改变翼截面形状的方法,即变体翼的方法来控制飞机的飞行姿态,采用遗传优化算法得到了在不同升力系数下产生附加阻力最小的最优翼型形状,并将其与采用传统控制面控制飞机俯仰姿态产生的附加阻力进行对比。

1 基于变翼型的变形结构

根据变体翼的变形需求,设计变体水平尾翼的翼肋处截面结构形状如图 1 所示。尾翼前缘和后缘采用柔性复合材料制作的柔性变形机械结构,其形状根据翼型形状变化规律通过结构拓扑优化得到^[11-13],通过调整控制点的位置控制前、后缘的形状;翼型中段采用布满六角形孔的可拉伸板做支撑,可伸缩变形的硅胶材料做蒙皮,尾翼在变形过程中改变尾翼上、下表面弯度,相对厚度以及迎角;同时因为伸缩结构的存在,尾翼在变形过程中始终光滑,不会因为机翼上、下表面的形状变化导致尾翼表面蒙皮引起褶皱而影响飞机的气动特性。图中的控制点都有单独的驱动器控制,并由传感器反馈位置信号。

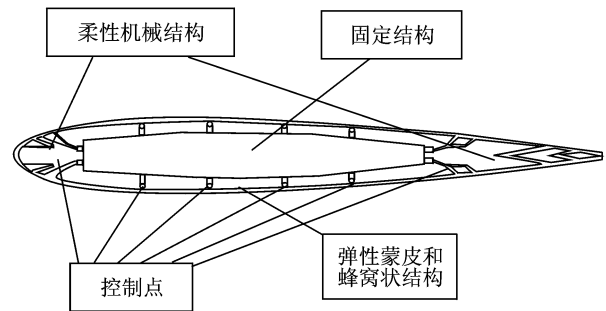


图 1 变体结构示意图

2 变体尾翼翼型形状变化规律设计

2.1 翼型描述方法

采用 Kulfan 提出的基于整数“ n ”的伯恩斯坦多项式描述机翼的翼型形状^[14-16],方程式(1~3)描

述了翼型曲线形状

$$\xi(\psi) = \psi^{N_1}(1 - \psi)^{N_2} \sum_{i=0}^n AU_i S_{r,n}(\psi) + \psi \cdot \xi_T \quad (1)$$

式中: $\psi = x/c$; $\xi = z/c$; $\xi_T = \Delta \xi_{TE}/c$, $\Delta \xi_{TE}$ 为翼型后缘偏移量; N_1, N_2 为定值; $AU_i (i=1 \sim 4)$ 及 ψ 为决定翼型形状的参数。 AU 为一个 n 项的数列,用来控制翼型的形状。本文中取 $n=4$,并采用不同控制参数分别描述翼型上下表面的曲线形状。

$$S_{r,n}(x) = K_{r,n} x^r (1 - x)^{n-r} \quad (2)$$

式中: $r=0 \sim n$ (n 为伯恩斯坦多项式的项数), $K_{r,n}$ 定义如下

$$K_{r,n} \equiv \binom{n}{r} \equiv \frac{n!}{r!(n-r)!} \quad (3)$$

由于翼型上下不对称,上下表面的控制参数分别用 $c_i, h, d_i, -h$ 来表示,翼型的形状方程可以写成

$$\xi(x) = \xi(c_1, c_2, c_3, c_4, d_1, d_2, d_3, d_4, h) \quad (4)$$

式中: c_i, d_i 分别为伯恩斯坦多项式中各项的系数 AU_i ; $h = \psi \cdot \xi_T$ 为翼型上下表面后缘与 x 轴的距离。

2.2 翼型形状优化设计方法

翼型的气动特性随翼型的控制参数变化,而不同的控制参数对翼型的气动特性影响各不相同,本文采用多目标优化方法,以在不同的目标升力系数下的最小阻力系数为目标对飞机翼型参数进行多维非线性优化。其受到变形机构的限制,在翼型的优化过程中, c_1, c_2, c_3 保持初始值不变。则翼型形状参数描述方程简化为

$$\xi(x) = \xi(c_4, d_1, d_2, d_3, d_4, h) \quad (5)$$

而翼型的升力系数和阻力系数是翼型形状的函数

$$C_l = f(\xi(x)) = f(\xi(c_4, d_1, d_2, d_3, d_4, h)) \quad (6)$$

$$C_d = f(\xi(x)) = f(\xi(c_4, d_1, d_2, d_3, d_4, h)) \quad (7)$$

目标为升力值与目标升力值的差值最小,约束条件为阻力最小

$$C_l - C_{l0} = f(\xi(x)) - C_{l0} = f(\xi(c_4, d_1, d_2, d_3, d_4, h)) - C_{l0} \quad (8)$$

式中: C_{l0} 为目标升力系数,目标为 $C_l - C_{l0} \rightarrow 0$,且 $C_d \leq C_{d_i} (i \in (1, n))$, C_{d_i} 为优化过程中得到的所有阻力值。

2.3 优化算法的应用

采用优化算法在雷诺数为 300 000,马赫数为 0.045 时对多维非线性问题就行优化^[17]。变形翼型

的攻角为 0° , 变量 $C_4, d_1, d_2, d_3 \in (0, 0.2), d_4, h \in (-0.2, 0.2)$ 。

- 原理如图 2 所示。
- (1) 调整翼型的控制参数, 计算出翼型的升阻特性。
- (2) 将翼型的升力系数与目标升力系数进行对比, 若满足进行下一步, 不满足重复第一步。
- (3) 将得到的阻力系数进行对比, 找到当前升力系数下的最小阻力。

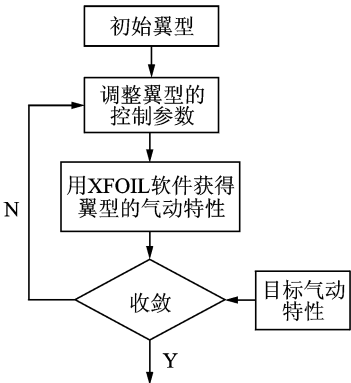


图 2 优化过程图

3 优化结果

以不同的目标升力系数为目标, 最小阻力系数为约束对翼型参数进行优化, 飞行速度为 15 m/s, 飞行高为海拔 100 m, 初始翼型为 NACA0012。获得了一组在不同升力系数下产生附加阻力最小的连续变化的翼型形状。

3.1 优化后的翼型形状

图 3 为一组翼型随升力系数的增加形状的变化规律。表 1 为不同翼型形状对应的升力阻力特性。

当升力系数较小时, 随着升力系数的提高翼型的相对厚度减小, 这时升力由上下表面的压力差提

表 1 得到的不同翼型形状下的升力阻力系数

翼型	C_l	C_d
1	0.005	0.007 4
2	0.065	0.007 0
3	0.093	0.006 8
4	0.193	0.006 5
5	0.324	0.006 5
6	0.658	0.007 7
7	0.747	0.008 9
8	0.923	0.013 1
9	1.024	0.015 3
10	1.097	0.016 7

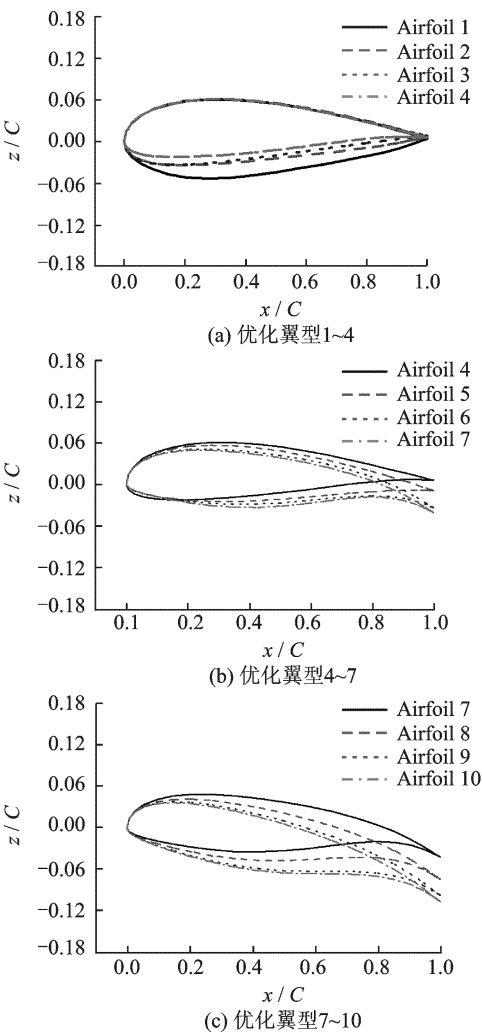


图 3 优化得到的翼型形状

供(伯努利方程);随着升力系数的增大,单纯靠上下表面的压力差不能提供足够的升力,这时要调整翼型后缘的位置(即改变机翼的迎角)来提高升力系数。

3.2 与传统控制方法对比

将优化得到的翼型与传统翼型在不同迎角和舵面偏转角下产生的升力、阻力特性进行对比。图 4 中, Flap0, Flap3 及 Flap5 为翼型 NACA0012 在迎角分别为 $0^\circ, 3^\circ$ 及 5° 时不同舵面偏转角下产生的升、阻力关系曲线; Morphing airfoil 为变体尾翼在不同翼型形状下产生的升力系数及阻力系数关系曲线。

从图 4 中可以看出在控制飞行姿态过程中提供相同的升力系数时变体翼比传统舵面产生更小的附加阻力;升力系数接近 0 时,差距很小,当升力系数大于 0.15 时,变体翼产生的附加阻力比传统控制面小 30%~60%。

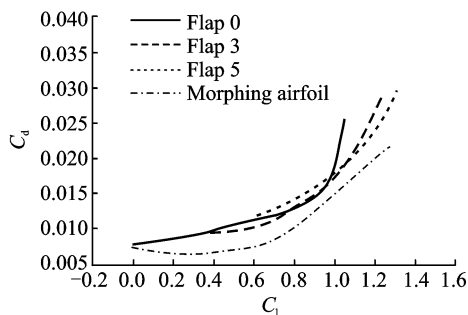
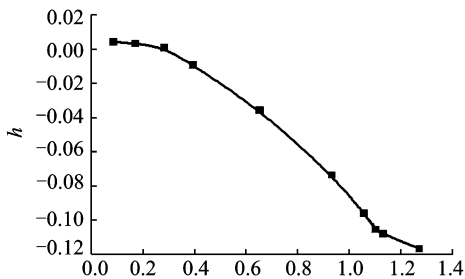


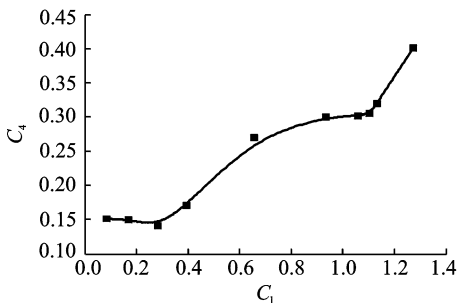
图 4 升阻特性对比

4 翼型控制参数随升力的变化规律

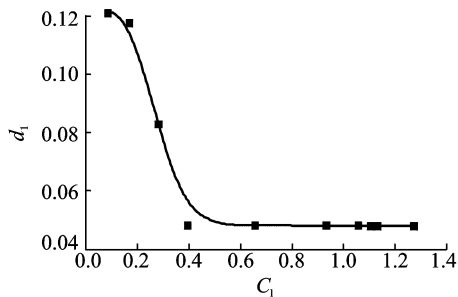
在实际应用中,飞机需要实时控制飞行姿态,这就需要事先清楚翼型随升力变化的规律。根据优化得到的翼型的参数和对应的升力系数的值用数值拟合的方法得到翼型形状的控制参数与升力系数的关系,如图 5 所示。图 5 中 h 为翼型后缘在竖直方向的位置, C_4 为翼型上表面后缘形状, d_1, d_2, d_3, d_4 分别为翼型下表面前缘、中部前段、中部后段、后缘翼型形状的控制参数。



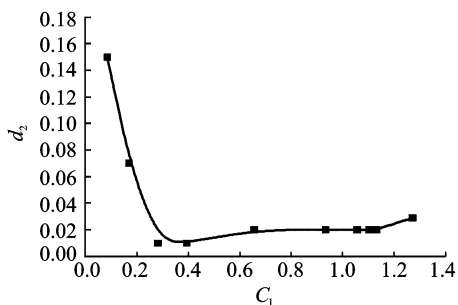
(a) h 与升力系数的关系



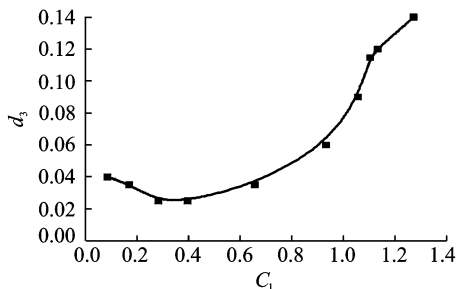
(b) C_4 与升力系数的关系



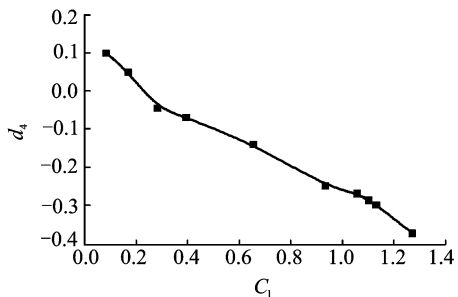
(c) d_1 与升力系数的关系



(d) d_2 与升力系数的关系



(e) d_3 与升力系数的关系



(f) d_4 与升力系数的关系

图 5 升力系数与各翼型控制参数的关系

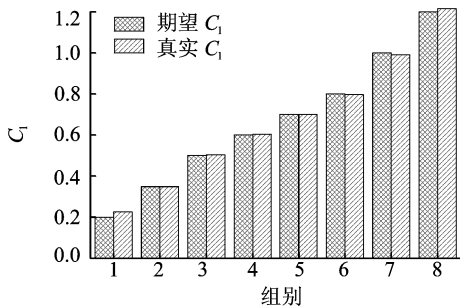
5 算例验证

为了验证拟合得到的升力系数与翼型形状各控制参数的关系是否准确,取一组目标升力系数进行验证。根据翼型形状控制参数与升力系数的关系获得对应目标升力系数的翼型形状,并对得到的翼型形状进行气动特性计算,得到其真实的升力系数和阻力系数,表 2 中为期望升力系数及阻力系数和真实升力系数及阻力系数值。在表中可以看出,在期望升力系数为 0.2 及 1.2 时获得的翼型形状的实际升力系数比期望升力系数略大,而其他期望升力系数与真实升力系数差距较小,只有 0.02%~0.7%。真实阻力系数与最小阻力系数的差距在 0.4% 以内。

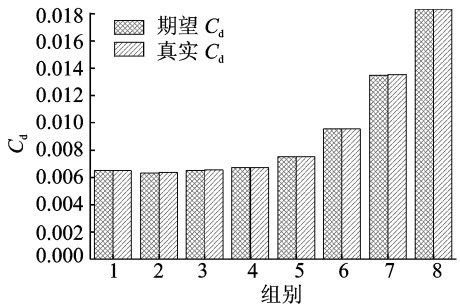
图 6(a)为期望升力系数和根据期望升力系数获得的平尾形状的实际升力系数之间的对比。图 6(b)为获得的真实阻力系数和在期望阻力系数之间的比较。

表2 验证数据

序号	期望 C_l	真实 C_l	期望 C_d	真实 C_d
1	0.20	0.227 0	0.006 48	0.006 48
2	0.35	0.350 0	0.006 32	0.006 34
3	0.50	0.503 8	0.006 51	0.006 54
4	0.60	0.603 7	0.006 71	0.006 73
5	0.70	0.700 2	0.007 52	0.007 51
6	0.80	0.796 5	0.009 56	0.009 57
7	1.00	0.989 5	0.013 52	0.013 53
8	1.20	1.215 7	0.018 31	0.018 31



(a) 期望 C_l 与真实 C_l 对比



(b) 期望 C_d 与真实 C_d 对比

图6 C_l 及 C_d 的期望值与真实值的对比

6 结束语

本文提出了用变体翼代替传统控制舵面的方法,采用这种方法可以减小在控制飞机俯仰时产生的额外的阻力。

通过对变体机翼与采用传统控制舵面的机翼比较,发现在提供相同的升力系数时,采用变体技术的尾翼产生相对较小的附加阻力。

拟合得到的翼型控制参数与升力系数的关系是正确的,在实际应用中可以通过翼型控制参数与升力系数的关系来获得对应升力系数的翼型形状。

参考文献:

[1] Gamboa P, Lau F J P, Vale J, et al. Optimization of a morphing wing based on coupled aerodynamic

and structural constraints[J]. AIAA Journal, 2009, 47(9): 2087-2104.

[2] Weisshaar T, Sanders B. Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance[C]//43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver:[s. n.],2002:188-203.

[3] Burner W A, Fleming G A, Hunter A C, et al. Grave contributions of the NASA Langley Research Center to the DARPA/AFRL/NASA/NORTHROP grumman smart wing program [C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, Virginia:[s. n.], 2003:165-170.

[4] Larson R R. Flight control system development and flight test experience with the F-111 mission adaptive wing aircraft[R]. NASA Technical Memorandum 88265,1986.

[5] Hardy R. AFTIF-111 mission adaptive wing technology demonstration program [R]. AIAA-1983-1057, 1983.

[6] Smith S B, Nelson D W. Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(11):44-46.

[7] Wroblewski M S, Henderson J, Bartley-Cho J D. BAC 1-11 and MAW F-111 control surface weight estimation for SWIFT study [C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Austin, Texas:[s. n.], 2005:88-92.

[8] Lee H D, Weisshaar A T. Aeroelastic studies on a folding wing[C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Austin, Texas:[s. n.], 2005:200-206.

[9] Gandhi N, Jha A, Monaco J. Intelligent control of a morphing aircraft [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii:[s. n.], 2007:120-128.

[10] Lafountain C, Cohen K, Abdallah S. Camber controlled airfoil design for morphing UAV [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida:[s. n.],2009:284-289.

[11] 朱鹏刚,葛文杰,张永红,等. 基于SIMP 和GA 变形柔性机翼后缘的拓扑优化[J]. 机械科学与技术,2009(11):1468-1472.
Zhu Penggang, Ge Wenjie, Zhang Yonghong, et al. Topology optimization for shape morphing compliant trailing edge using SIMP and GA [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009(11):1468-1472.

[12] 李哲,葛文杰,王和平. 柔性变形机翼后缘拓扑优化设计 [J]. 计算机仿真,2009(3):62-65.
Li Zhe, Ge Wenjie, Wang Heping, et al. Topology optimization design of shape changing compliant mechanism for wing trailing edge [J]. Computer Simulation,2009(3):62-65.

[13] 葛文杰,朱鹏刚,刘世丽,等. 基于柔性机构的机翼前缘变形多目标优化 [J]. 西北工业大学学报,2010,28(2):211-217.
Ge Wenjie, Zhu Penggang, Liu Shili, et al. Exploring further multi-objective optimization for shape change of aircraft leading edge using compliant mechanisms [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010,28(2):211-217.

[14] Kulfan B M, Bussoletti J E. Parametric geometry representations for aircraft component shapes [R]. AIAA 2006-6948, 2006.

[15] Kulfan B M. A universal parametric geometry representation method—"CST"[R]. AIAA-2007-0062, 2007.

[16] Kulfan B M. "CST" universal parametric geometry representation method with applications to supersonic aircraft[C]// Fourth International Conference on Flow Dynamics. Sendai, Japan:[s. n.], 2007: 26-28.

[17] 黄平,孟永钢. 最优化理论与方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.