基于 N-S 方程的民航机翼双目标优化设计

王晓璐 朱自强 吴宗成 陈泽民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：提出了一种可用于民航机翼的双目标优化设计方法.优化中的设计变量为给定机翼沿展向若干个剖面的厚度与扭角，优化目标为固定升力系数下的升阻比和机翼容积.采取 N-S(Navier-Stokes)方程作为流场求解器，Powell 方法作为优化求解方法，对 Lockheed-AFSOR Wing A 和某民航机翼进行了优化设计.在马赫数为 0.6217 条件下，Wing A 机翼双目标优化结果优于单目标优化结果.对某实际应用的民航机翼在巡航马赫数为 0.78、升力系数为 0.48 的优化结果也表明，该方法能有效提高机翼升阻比和容积.相对初始机翼，双目标优化机翼最大相对厚度在翼根处增大，翼梢处减小，扭角绝对值相对初始机翼沿展向均减小.该双目标优化设计方法优于常规的单目标优化设计方法，可以为民航机翼的工程设计提供有益的参考.

关 键 词：机翼设计；N-S 方程；双目标优化

中图分类号：V 211.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)07-0739-04

Bi-objective optimization design of civil transport wing using N-S equations

Wang Xiaolu Zhu Ziqiang Wu Zongcheng Chen Zemin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A bi-objective(BO) optimization method was proposed for civil transport wing design. The thickness and twist angle of wing sections along wingspan were chosen as the optimal design factors, the two goals were the lift-to-drag ratio and wing's volume at fixed lift coefficient. Navier-Stokes(N-S) equations were used as flow field solver and Powell method was used as optimization design tool, the Lockheed-AFSOR Wing A and some civil transport's wing were computed as cases. Cases on Wing A at 0.6217 Mach number condition showed that the BO optimization results were better than the single one. Case on civil transport wing at the cruise Mach number of 0.78 and the lift coefficient of 0.48 also showed that the BO optimization method could lead to higher lift-to-drag ratio and bigger wing volume. Comparing with the original wing, the BO optimal wing's maximum thickness-to-chord ratio was bigger at the root and smaller at the tip, and the absolute value of twist angles were all smaller. The BO optimization design method is better than the common single objective optimization design method, and could provide some value for civil transport engineering design.

Key words: wing design; Navier-Stokes equations; bi-objective optimization

近年来民用航空持续地高速发展，各国(特别是我国)对民机需求量的增大，形成国际上民机技术的垄断和剧烈竞争的局面，对民机提出了很高的性能要求，归结在气动性能上要求是高升低阻，其关键来源是高性能的先进翼型和三维机翼.因此，在现代大型民机设计中，翼型和机翼的设计始终是核心的设计技术，国外航空大国对此给予极高的重视和大量的投入，发展和积累了各种系列

收稿日期：2007-06-06

基金项目：国家自然科学基金资助项目(10472013)；航空科学基金资助项目(04A51044)

作者简介：王晓璐(1982—)，男，河南商城人，博士生，cfd@ase.buaa.edu.cn.

翼型及相应的三维机翼设计技术[1-3]. 为发展与研制具有我国自主知识产权的大型民机和运输机,必须研制符合要求的专用翼型和相应的三维机翼的设计技术.

文献[4]基于 N-S(Navier-Stokes)方程研究了翼型的双目标优化设计,表明双目标优化设计翼型优于单目标优化翼型. 文献[5-6]则分别使用 Euler 和 N-S 方程对三维机翼做了单目标优化设计,证明优化方法能有效提高机翼的气动性能. 然而,在现代民机设计过程中,仅仅考虑气动性能的提升是不够的,传统的按序和迭代的飞机设计模式将逐渐走向新的更加综合的设计方法,多学科多目标优化设计是实现新的综合设计方法的关键技术[7].

作为对多目标优化设计方法的分析和讨论,本文将综合考虑机翼容积和气动性能,对机翼进行双目标气动优化设计.

1 民机机翼优化设计的基本思路和技术路线

1.1 基本思路

机翼平面形状和扭转轴、下反角、剖面翼型、扭转角和相对厚度等是机翼的重要几何参数[8],机翼气动力布局设计是把选定的翼型以适当的方式组合形成三维机翼,即将选定的翼型以适当的最大厚度和几何扭转角沿展向分布而形成三维机翼[9],一般确定机翼展向几个选定截面上的最大厚度和扭角,其间由线性连接. 现有的民机都是通过已有的设计经验(经过飞行验证的)和实验手段来确定.

本文的计算中沿机翼翼根到翼梢选取若干个控制剖面,设置剖面扭角参数或厚度参数,相邻剖面之间由线性插值连接. 改变扭角和厚度参数即可改变机翼的扭角和厚度分布.

1.2 流场解与网格生成

采用有限体积法求解 N-S 方程. 空间离散中,无粘通量采用中心差分方法离散,引入人工粘性项以消除激波处的振荡;时间推进采用显式 5 步龙格-库塔方法,采用当地时间步长和多重网格加速收敛[10]. 本文算例中网格均为 $145\times41\times53$ 的 C-H 型网格. N-S 方程的求解校核详见文献[6],在此不再赘述.

1.3 Powell 优化方法与综合目标函数的构造

采用 Powell 优化算法[11]计算机翼参数的变化,它是一种有效的直接搜索方法. 整个计算过程被分成若干阶段,每一阶段由 $N+1$ 次一维搜索组成,先依次沿着已知的 N 个方向搜索,得到一个最好点,然后沿本阶段的初始点与该最好点连线方向进行搜索,求得此阶段的最好点,再用最后的搜索方向取代前 N 个方向之一,开始下一阶段的迭代.

单目标优化是标量优化,而多目标(MO)/多学科(MD)优化则是矢量优化,为应用已有的单目标优化方法于 MO/MD 中去,必须将矢量优化问题归结成标量优化问题,其关键是如何构造一个合适的综合目标函数.

本文采用了一种多目标组合的思想和方法,称为目标组合方法(OFCM, Objective Function Combination Method)[12-13]. 在双目标(BO)/双学科(BD)优化中非线性目标函数组合法(OFCM)构造的新综合目标函数为

$$F=\exp\{R^{\beta}\cdot[(1-\alpha)\cdot(1-\phi^2)+\alpha]\} \tag{1}$$

$$\phi=\begin{cases}\dfrac{4}{\pi}\left|\arctan\left(\dfrac{G_{O2}}{G_{O1}}\right)-\dfrac{\pi}{4}\right| & G_{O1}>0\\ 4-\dfrac{4}{\pi}\left|\arctan\left(\dfrac{G_{O2}}{G_{O1}}\right)-\dfrac{\pi}{4}\right| & G_{O1}\leqslant 0\end{cases} \tag{2}$$

$$R=(G_{O1})^2+(G_{O2})^2 \tag{3}$$

其中,$0\leqslant\phi\leqslant1$; α,β 为常数;G_{O1},G_{O2} 分别是两目标值的增量. 本文中取 $\alpha=0.1$,$\beta=0.4$.

采用 Powell 算法,每步耗时 40 s(AMD 3000+CPU 2.17 GHz 主频,1 GB 内存),每状态迭代 350 步,耗时 3.89 h. 优化时每个过程都需要 3 次状态计算以固定升力系数. 优化计算大约需要 50 个过程,共需约 24 d.

2 优化算例

2.1 Wing A 机翼的优化设计

所选算例为用于验证计算方法性能的 Lockheed-Georgia 的实验机翼 Lockheed-AFSOR Wing A(以下简称 Wing A),其几何信息见文献[14].

在 Wing A 机翼上选取 4 个厚度控制参数(翼型最大相对厚度)A_1,A_2,A_3 和 A_4,分别对应展向 0%,21.90%,68.50%,100% 的位置.

马赫数 $Ma=0.6217$,雷诺数 $Re=6.03\times10^6$,升力系数 $C_L=0.4128$ 条件下,优化原始机翼 Wing A,要求阻力系数 C_D 最小.

1) 固定 C_L,以升阻比 C_L/C_D 最大为目标进行单目标优化设计.

表 1 中第 3 列给出了 Wing A 单目标优化设计的结果. 由表 1 可见,单目标优化机翼 C_D 下降了 0.001 26,但是优化机翼的容积 V 只相当于初始机翼的 71.9%,这不仅会影响机翼的内部强度,也会影响其载油量,在实际工程设计中是不可取的.

2) 固定 C_L,以 C_L/C_D 和 V 为双目标进行优化设计.

表 1 中第 4 列给出了 Wing A 双目标优化设计的结果. 由表 1 可见,双目标优化机翼 C_D 下降了 0.000 5,而 V 只减少了 1.07%.

表 1　Wing A 机翼优化设计结果

机翼参数	初始机翼	优化机翼	
		单目标	双目标
A_1	0.12	0.113	0.140
A_2	0.12	0.110	0.124
A_3	0.12	0.102	0.102
A_4	0.12	0.097	0.098
V/cm^3	512.81	368.84	507.30
C_L	0.412 8	0.412 8	0.412 8
C_D	0.024 60	0.023 34	0.024 09

2.2　某民航机翼的优化设计

该机翼外形示意图见图 1. 在机翼展向选取 5 个截面,设置 10 个厚度和扭角控制参数 A_1(翼型最大相对厚度)和 T_1(翼型剖面扭角),A_2 和 T_2,A_3 和 T_3,A_4 和 T_4,A_5 和 T_5,分别对应 0%(翼根),21.9%,31.6%,50.9%,100%(翼梢).

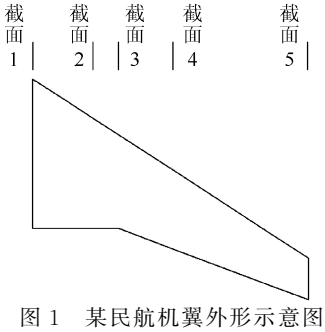


图 1　某民航机翼外形示意图

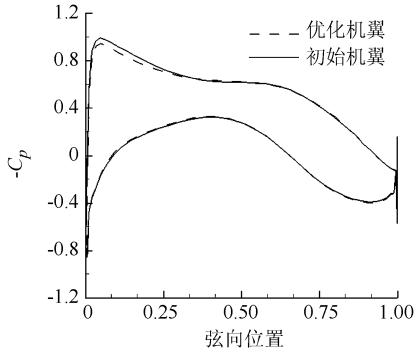
在 $Ma=0.78$,$Re=2.04\times10^7$,$C_L=0.480$ 条件下,以 C_L/C_D 和 V 为双目标进行优化设计,优化结果见表 2. 图 2 给出了优化前后展向 3 个剖面压强分布的比较,其中 z 为选取翼型的展向位置,b 为机翼展长,C_p 为压强系数.

由表 2 可知,在固定 C_L 下,优化机翼的 C_D 相对初始机翼下降了 0.000 32,同时 V 也增大了 7.31%. 注意到该机翼是实用的民航机翼,表明双目标优化方法可满足工程设计的要求.

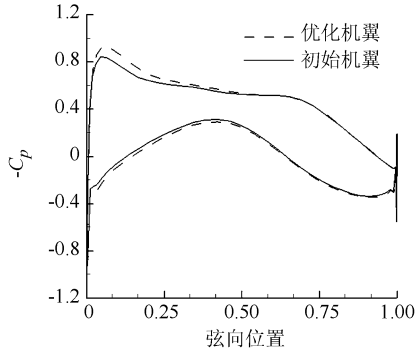
图 3 和图 4 给出了优化前后机翼最大相对厚度和几何扭转角沿展向的分布. 由图 3 和图 4 可见,优化机翼相对初始机翼其翼根处最大厚度增大,翼梢处减小. 扭角分布趋势基本与初始机翼一致,但各剖面扭角绝对值均有减小;在机翼折点处之前,扭角保持不变,形成一个小平台.

表 2　某民航机翼双目标优化结果

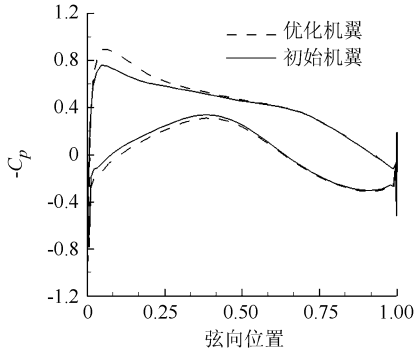
机翼参数	初始机翼	双目标优化机翼
A_1	0.164	0.182
A_2	0.125	0.127
A_3	0.121	0.118
A_4	0.110	0.106
A_5	0.108	0.103
T_1/(°)	0	0
T_2/(°)	−1.96	−1.5
T_3/(°)	−2.55	−1.5
T_4/(°)	−3.30	−2.12
T_5/(°)	−5.57	−3.62
V(相对)	1.000 0	1.073 1
C_L	0.480	0.480
C_D	0.017 76	0.017 44



a　$2z/b=0.364$



b　$2z/b=0.781$



c　$2z/b=0.909$

图 2　优化机翼和初始机翼压强分布的比较

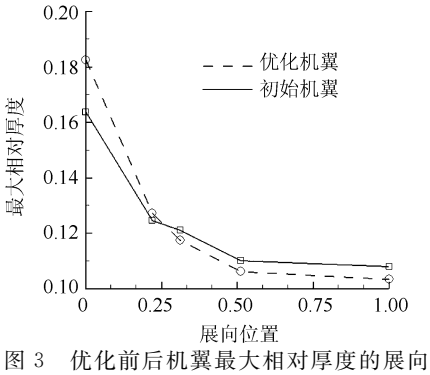


图 3 优化前后机翼最大相对厚度的展向分布

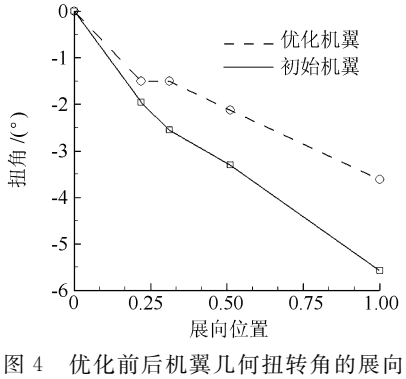


图 4 优化前后机翼几何扭转角的展向分布

3 结 论

将 N-S 流场求解器与 Powell 优化方法相耦合，提出了一种民航机翼双目标优化设计方法. 对 Lockheed-AFSOR Wing A 和某民航机翼做了以固定升力系数下的升阻比和机翼容积为双目标的优化设计. Wing A 算例表明双目标优化效果优于单目标优化；对某民航机翼的计算结果也表明，固定升力系数条件下，该方法能有效减小机翼阻力系数，提高升阻比，机翼容积也增大了 7.31%. 该双目标优化设计方法优于单目标优化设计方法，可为民航机翼的工程设计提供有益的参考.

参考文献（References）

[1] Van der Velden A, Forbrich D. Use of aerodynamic shape optimization for a large transonic aircraft[R]. AIAA 97-2274, 1997

[2] Van der Velden A, Von Reith D. Multi-disciplinary SCT design at deutsche aerospace airbus[C]//Proceedings of the 7th European Aerospace Conference. Toulouse:[s. n.],1994

[3] Takahashi T T, Coopersmith R M. Wing section design for a long-range hydrofoil transport[R]. AIAA 2002-0832, 2002

[4] 王晓璐，朱自强，刘周，等. 基于 N-S 方程的翼型双设计点双目标优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2006，32(5)：503－507

Wang Xiaolu, Zhu Ziqiang, Liu Zhou, et al. Bi-point/bi-objective optimization design of airfoil using N-S equations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5):503－507(in Chinese)

[5] 李岩，朱自强，王晓璐，等. 基于 Euler 方程的三维机翼厚度与扭角优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2007，33(3)：269－272

Li Yan, Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, et al. Optimization design of wing's thickness and twist angle using Euler equations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3):269－272(in Chinese)

[6] 温建华，朱自强，吴宗成，等. 基于 N-S 方程串并行计算的机翼优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2008，34(2)：127－130

Wen Jianhua, Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng, et al. Wing's optimization design using serial and parallel computations based on N-S equations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(2): 127－130(in Chinese)

[7] 朱自强，王晓璐，吴宗成，等. 民机设计中的多学科优化和数值模拟[J]. 航空学报，2007，28(1)：1－13

Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. Multi-disciplinary optimization and numerical simulation in civil aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(1):1－13(in Chinese)

[8] Sobieczky H. New design concept for high speed air transports[C]//CISM Course and Lectures NO. 366. New York: Springer Wien, 1997

[9] 朱自强，吴宗成. 现代飞机设计空气动力学[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2005

Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng. Aerodynamics for modern aircraft design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005(in Chinese)

[10] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods with Runge-Kutta time stepping schemes[R]. AIAA 81-1259, 1981

[11] Powell M J D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculation derivatives[J]. Computer Journal, 1964,7: 155－162

[12] Zhu Ziqiang, Fu Hongyan, Yu Rixin, et al. Multi-objective optimization design of airfoil and wing[J]. Science in China (Series E), 2004, 47(1): 15－25

[13] Zhu Z Q, Liu Z, Li H M, et al. Construction of integral objective function/fitness function of multi-objective/multi-disciplinary optimization[J]. Computer Modeling in Engineering and Sciences, 2004, 6(6): 567－576

[14] Burdges K P, Hinson B L. Transport wing and far field test data on a moderate aspect ratio wing for three dimensional computational method evaluation[R]. AGARD-AR-138, 1979

（责任编辑：赵海容）