基于 Euler方程的三维机翼厚度与扭角优化设计

李 岩 朱自强 王晓璐 陈泽民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 使用 Euler方程作为流场解算器, 结合 Powell算法, 讨论了在确定的机翼平面形状和翼型的条件下, 以最大升阻比为目标的三维机翼截面翼型最大厚度与扭角的优化设计. 设计中以机翼沿展向 0.1, 0.2, 0.3, 0.8, 1.0倍半展长的翼剖面的厚度作为优化控制量, 再选取翼梢剖面的扭角增量为第 6 个控制量, 对机翼作了数值优化设计计算, 得到了在亚音速时具有相对较大升阻比的机翼其厚度及扭角的优化分布. 针对 Lockheed-AFOSR Wing B的亚临界和超临界算例结果表明, 厚度的非线性分布和负的扭角会改善机翼流场的流动状态, 使机翼的升阻比得到提高, 优化设计方法是可行的.

关 键 词: 机翼设计; 优化设计; Euler方程

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2007)03-0269-04

Optimization design of wing's thickness and twist angle using Euler equations

Li Yan Zhu Ziqiang Wang Xiaolu Chen Zemin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With the goal of maximizing lift-to-drag ratio, the optimization of three-dimensional wing's section thickness and twist angle is discussed. Euler equations as flow field sovler and Powell method are used as design tools, and the wing's aspect shape and airfoil are fixed. The thicknesses of wing sections on the semi-wingspan relative position of 0.1, 0.2, 0.3, 0.8, 1.0, with the additional twist angle are chosen as the optimal control factors. The distribution of wing's thickness and twist angle is obtained on the subsonic conditions with relative high lift-to-drag. The subcritical and supercritical computation of Lockheed-AFOSR wing B cases show that nonlinear distribution of thickness and negative twist angle could ameliorate the condition of flow field around the wing, which leads to higher lift-to-drag ratio, the optimization method is effective.

Key words: wing design; optimization design; Euler equations

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, 发展和积累了不同使用目的的各种系列翼型及相应的三维机翼设计技术[1-3]. 例如在大型民用飞机设计中采用了经历了第一代和第二代发展过程的超临界翼型, 发展了相应的三维超临界机翼/翼身组合体的设计技术. 这使得近 20年来在世界上出现了各种系列的高性能民机, 形成国际上激烈竞争的局面. 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.

由于三维机翼的设计计算量较大, 作为研究

收稿日期: 2006-04-27

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: 李 岩 (1980-), 男, 吉林吉林人, 硕士生, liyan@ase.buaa.edu.cn.

的第一步,本文选取 Euler方程作为流场求解器.在此基础之上,将计算流体力学(CFD, Computational Fluid Dynamic)方法与数值优化方法相结合,在给定翼型和机翼平面形状下寻求三维机翼的最佳厚度和扭角的沿展向分布.发展了民机机翼的优化设计方法,为新机翼的设计提供参考.

1 民机机翼优化设计的基本思路

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[4],机翼气动力布局设计[5]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,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.

2 数值算法、优化方法和外形表达

2.1 流场解与网格生成

采用有限体积法求解 Euler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[6].采用 $125\times40\times50$的 CH型网格.

2.2 Powell优化方法

采用 Powell优化算法[7]计算翼型参数的变化,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.

采用 Powell算法,每步耗时 4 s(P4 3.0 CPU, 512M内存),每状态迭代 5000步,耗时 5.5 h,单状态收敛条件为气动力系数残差小于 10^{-6},优化计算大概需要 80~100次变形,共需约 20 d

2.3 机翼外形表达

按照所选算例,将所给翼根、翼梢两剖面沿展向插值成三维机翼,沿机翼展向选取 5个控制剖面段(即沿展向 $2z/b$为 0.1, 0.2, 0.3, 0.8和 1.0的机翼剖面,z为展向位置,b为展长),每个控制剖面均可以独立改变厚度.为使机翼外形能够连续变化,采用翼根截面不变,每个控制截面间的机翼光滑过渡.选取翼梢剖面的扭角增量为第 6个控制量,改变扭角增量并按线性递增分布增加到机翼展向的各个站位剖面.改变控制剖面的厚度的控制量和翼梢剖面的扭角增量,就可以达到改变机翼几何外形,以满足优化计算的需要.

3 算例与结果讨论

3.1 流场解校核

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 B(以下简称 Wing B),其几何信息及文中相关实验数据见文献[8].将给出总体气动布局特性(升力系数 C_L,阻力系数 C_D, C_L/C_D)和各剖面的压强分布的计算结果和实验数据的对比.

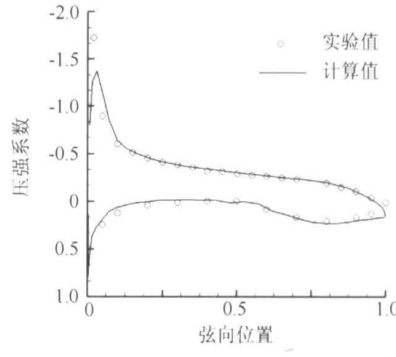
1) 亚临界流动状态

计算条件为:马赫数 $Ma=0.7007$,雷诺数 $Re=1.041\times10^7$,迎角 $\alpha=3.955°$.表 1给出了 Wing B气动力系数的计算值与实验数据的比较.

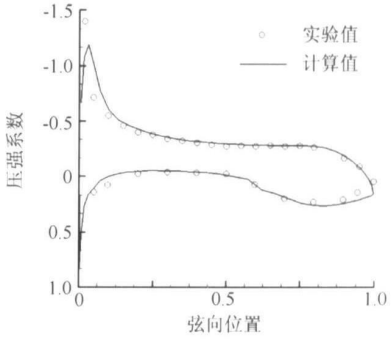
表 1 Wing B亚临界状态下的计算结果与实验结果

气动力系数	实验值	计算值	相对误差/%
C_L	0.42866	0.42611	-0.6
C_D	0.02656	0.02650	-0.2
C_L/C_D	16.139	16.080	-0.4

图 1给出了沿展向不同位置处剖面压强分布的比较.



a $2z/b=0.4$



b $2z/b=0.8$

图 1 Wing B亚临界状态下不同展向位置处剖面压强分布

通过表 1和图 1的计算值和实验值的比较可见,除了前缘计算的峰值不如实验值高造成了压强分布有些偏差外,气动特性和压强分布的计算结果与实验数据都吻合的较好,解算器是正确的.

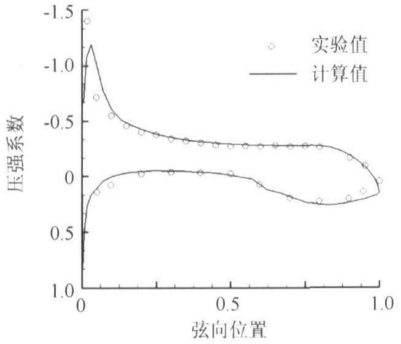
2) 超临界流动状态

计算条件为: $Ma = 0.8011$, $Re = 1.039 \times 10^7$, $\alpha = 3.939°$. 表 2给出了 Wing B气动力系数的计算值与实验数据的比较.

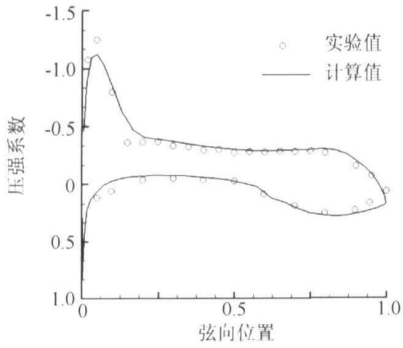
表 2　Wing B超临界状态状态下的计算结果与实验结果

气动力系数	实验值	计算值	相对误差 /%
C_L	0.44997	0.45122	0.3
C_D	0.02980	0.02758	-7.4
C_L/C_D	15.100	16.360	8.3

图 2给出了不同展向位置的剖面压强分布计算值和实验值的比较.



a　2z/b = 0.4



b　2z/b = 0.8

图 2　Wing B超临界状态下不同展向位置处剖面压强分布

超临界算例的比较情况基本与亚临界的情况类似,算例的来流马赫数提高使流动进入超临界状态,实验压强分布中明显看出前缘附近激波的出现. 计算中可能由于网格尚不够细,人工粘性偏大,使计算结果呈现出的激波有些抹平,此外阻力的相对误差也比亚临界状态的值要大. 但总体来说计算和实验吻合还是较好的.

以上 2个算例的计算结果表明本文的流场解算器是正确的,选择的计算网格数也是适当的.

3.2　三维机翼厚度和扭角的优化计算

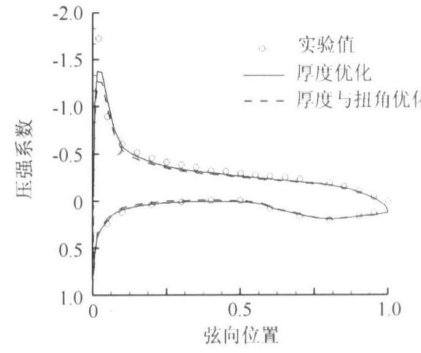
采用 Powell算法对所选机翼进行了气动优化计算,用 A_1, A_2, A_3, A_4, A_5, A_6 来表示 6个优化控制参量,其中 $A_1 \sim A_5$ 分别表示沿展向 2z/b为 0.1, 0.2, 0.3, 0.8和 1.0时机翼剖面的最大相对厚度值, A_6 表示翼梢剖面处扭角的增量.

1) 设计条件为亚临界状态, $Ma = 0.7007$, $Re = 1.041 \times 10^7$, $\alpha = 3.955°$, 优化原始机翼 Wing B. 优化目标为升阻比 C_L/C_D, 要求其最大化. 表 3给出了优化结果.

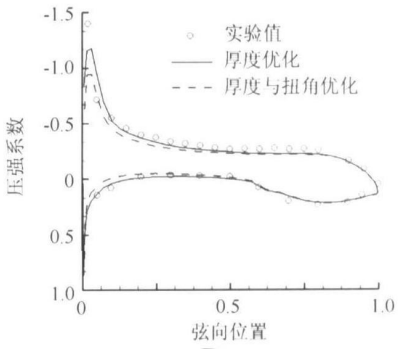
表 3　Wing B亚临界状态状态下的数值优化结果

参数	原始机翼	优化厚度	优化厚度与扭角
A_1	0.06	0.054	0.054
A_2	0.06	0.048	0.048
A_3	0.06	0.048	0.048
A_4	0.06	0.048	0.048
A_5	0.06	0.048	0.048
A_6/(°)			-5.7
C_L	0.42611	0.39554	0.36152
C_D	0.02650	0.02344	0.02087
C_L/C_D	16.0796	16.8756	17.3196

图 3给出了不同展向位置的剖面压强分布计算值和实验值的比较.



a　2z/b = 0.4



b　2z/b = 0.8

图 3　亚临界状态下机翼剖面不同展向位置处剖面压强分布

图 4和图 5分别给出了原始机翼和优化机翼的相对最大厚度和扭角沿展向的分布曲线.

图 4,图 5和表 3表明,优化结果使三维机翼

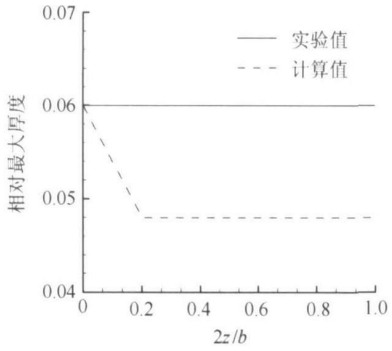


图 4 机翼优化前后最大相对厚度沿展向的分布

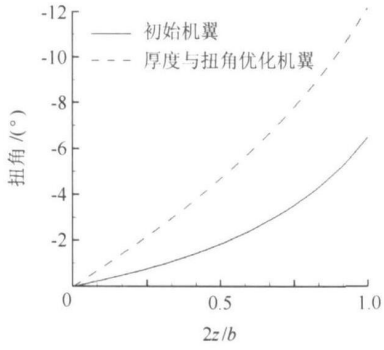


图 5 机翼优化前后翼剖面扭角沿展向的分布

沿翼展方向的厚度变薄,及机翼的扭角增大. 显然厚度变薄会使阻力减小. 从表 3看出厚度和扭角的作用相当.

2) 设计条件为超临界状态, $Ma = 0.8011$, $Re = 1.039 \times 10^7$, $\alpha = 3.939°$, 优化原始机翼 W ing B. 优化目标为升阻比 C_L/C_D, 要求其最大化. 表 4给出了优化结果.

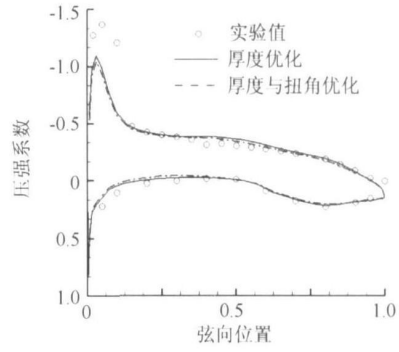
表 4 W ing B超临界状态状态下的数值优化结果

参数	原始机翼	优化厚度	优化厚度与扭角
A_1	0.06	0.054	0.054
A_2	0.06	0.048	0.048
A_3	0.06	0.048	0.048
A_4	0.06	0.048	0.048
A_5	0.06	0.048	0.048
$A_6/(°)$			-5.7
C_L	0.44997	0.42498	0.38895
C_D	0.02980	0.02483	0.02171
C_L/C_D	15.0997	17.1148	17.9140

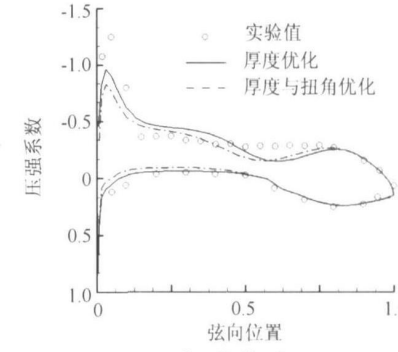
图 6给出了不同展向位置的弦向压强分布计算值和实验值的比较.

图 7和图 8分别给出了原始机翼和优化机翼的相对最大厚度和扭角沿展向的分布曲线.

由以上结果可以看出 $Ma = 0.8011$时的机翼厚度与扭角的优化趋势与 $Ma = 0.7007$时的趋势相同. 随着马赫数的增加, 优化效果更加明显. 优



a $2z/b = 0.4$



b $2z/b = 0.8$

图 6 超临界状态下机翼剖面不同展向位置处剖面压强分布

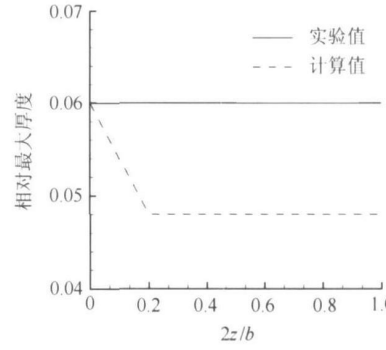


图 7 机翼优化前后最大相对厚度沿展向的分布

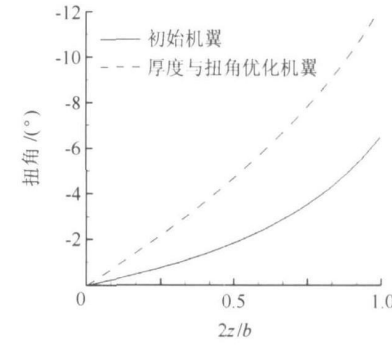


图 8 机翼优化前后翼剖面扭角沿展向的分布

化过程主要是平缓流动减小阻力以达到增大升阻比的优化目标.

(下转第 277页)

位置、转移时间和速度增量的三维图及其截面图,它们对实际工程任务中进行转移轨道的初步设计具有一定的价值.基于数值解,提出了 Lambert最优双脉冲轨道转移问题,并给出了遗传算法求解此优化问题的设计步骤.遗传算法可以用来求解任意轨道、初始位置有约束的燃料和时间综合最优解.算例说明了该算法是准确有效的.

参考文献 (**References**)

[1] Shen Haijun, Tsiotras P. Optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution Lambert solutions[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(1): 50-61

[2] 韩潮,谢华伟.空间交会中多圈 Lambert变轨算法研究[J].空间科学技术, 2004, 5: 9-14
Han Chao, Xie Huawei. Research on algorithm of loopy Lambert transfer in space rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 5: 9-14(in Chinese)

[3] Spencer D B, Kim Y H. Optimal spacecraft rendezvous using genetic algorithms[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(6): 859-865

[4] 刘鲁华,汤国建.基于进化算法的空间交会最优轨道机动[C]//全国第十一届空间及运动体控制技术学术会议.云南:中国宇航学会, 2004: 166-170
Liu Luhua, Tang Guojian. Optimal orbital maneuvers of space rendezvous using genetic algorithms[C]// Proceedings of the 11th Chinese Biennial Academic Conference on Space Motion-Bodies Control Technology. Yunnan: Chinese Society of Astronautics, 2004: 166-170(in Chinese)

[5] 郗晓宁,王威,高玉东.近地航天器轨道基础[M].长沙:国防科技大学出版社, 2003: 219-235
Xi Xiaoning, Wang Wei, Gao Yudong. Fundamentals of near-earth spacecraft orbit[M]. Changsha: University of National Defence Technology Press, 2003: 219-235(in Chinese)

[6] 王小平,曹立明.遗传算法——理论、应用与软件实现[M].西安:西安交通大学出版社, 2002
Wang Xiaoping, Cao Liming. Genetic algorithms—— theory, application and software realization[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2002(in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)

(上接第 **272**页)

4　结　论

使用 Euler方程作为流场求解器,将其与 Powell优化方法相结合,对 Wing B机翼的气动外形进行了数值模拟校核.选取升阻比为目标函数,以机翼沿展向翼剖面的厚度和翼梢剖面的扭角增量作为优化控制量,对 Wing B机翼作了数值优化设计计算,得到了在亚音速时升阻比大的机翼厚度以及机翼扭角的优化分布.算例比较证明了特定的厚度与扭角分布可以使机翼气动性能获得明显的增益,本文的方法是成功和可行的.为将三维机翼厚度与扭角的气动外形优化设计研究应用于工程实践,选用 N-S方程作为流场解的主控方程是必要的,此工作正在进行中.

参考文献 (**References**)

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

[2] Van der Velden A, Von Reith D. Multidisciplinary 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] Sobieczky H. New design concept for high speed air transports[C]//CISM cours and Lectures NO. 366. New York: Springer Wien, 1997

[5] 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)

[6] 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

[7] 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

[8] 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)