基于 N-S 方程串并行计算的机翼优化设计

温建华 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 100083)

摘 要：对典型的大展弦比和中等展弦比机翼在 0.7～0.9 马赫数区间进行了串行和并行计算的数值校验，证实了以 N-S (Navier-Stokes)方程为主控方程的串行和并行流场求解器的正确性，并讨论了并行效率和加速比. 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，以升阻比最大为目标的三维机翼截面翼型最大厚度与扭角的优化设计. 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：优化设计；机翼设计；N-S 方程；并行计算

中图分类号：V 211.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)02-0127-04

Wing's optimization design using serial and parallel computations based on N-S equations

Wen Jianhua Zhu Ziqiang Wu Zongcheng Chen Zemin

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

Abstract: The serial and parallel flow field solution program was validated at two Mach numbers between 0.7 and 0.9 using both a high and a moderate aspect ratio wings. The result based on the Navier-Stokes(N-S) equations proved it right and the parallel efficiency as well as speed-up ratio was discussed. With the goal of maximizing lift-to-drag ratio, the optimization of three-dimensional wing's section thickness and twist angle was discussed. N-S equations as flow field sovler and Powell method were used as design tools, and the wing's aspect shape was fixed. The subcritical parallel computation case and supercritical serial computation case demonstrated that nonlinear distribution of thickness and negative twist angle could ameliorate the condition of flow field around the wing, which lead to a higher lift-to-drag ratio. The optimization method is effective.

Key words: optimization design; wing design; navier-stokes equations; parallel computation

近年来民用航空持续地高速发展，各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设计的核心技术，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历经第 1 代和第 2 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. 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设计技术.

1 民机的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、

收稿日期：2007-01-29

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：温建华(1982－)，男，吉林省吉林市人，硕士生，jackyx_buaa@126.com.

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翼型最大厚度($\bar{c}_{max}$)和几何扭转角(φ)沿展向(z)分布而形成三维机翼(图1，$\chi_{1/4}$为1/4弦长处后掠角)，一般确定机翼展向几个选定截面上的$\bar{c}_{max}$和φ，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)和实验手段来确定的.

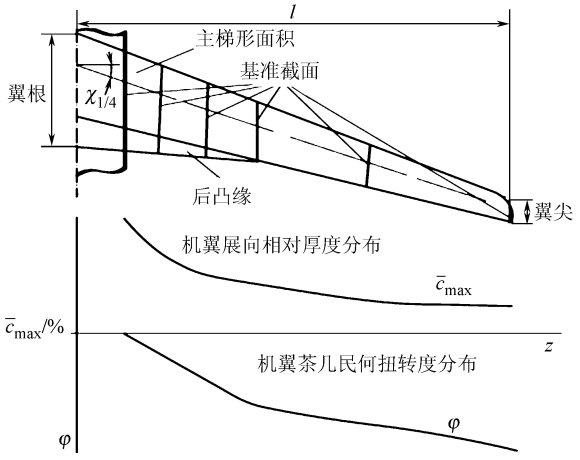

图1 机翼几何布局典型示意图

2 数值算法、优化方法和外形表达

2.1 流场解与网格生成

本文所使用的以N-S(Navier-Stokes)方程为主控方程的流场解算器，采用有限体积法进行空间离散，应用AUSM$^+$格式[6]离散无粘通量，中心差分格式离散粘性项，时间积分采用5步龙格-库塔法，用Baldwin-Lomax湍流模型计算湍流粘性；以Euler方程为主控方程的解算器[7]除了采用中心差分格式离散无粘通量的不同外，还加入了2阶和4阶人工粘性项以消除激波处的震荡. 计算网格均采用代数方法生成，为C-H型网格，机翼表面部分沿展向采用余弦函数分布，如图2所示.

本文的并行程序编写调用了若干MPI函数，每个优化步，机翼的几何外形均发生变化，需要重新生成多区网格，而生成的新网格只在主节点的硬盘上，要利用LINUX系统中的NFS(网络文件系统)将新生成的网格共享，并将各块网格的名称加以区别，这样可实现优化的全自动运行.

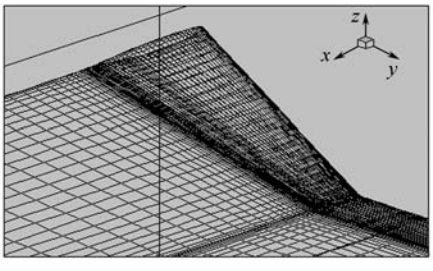

图2 展向呈余弦分布的计算域示意图

2.2 Powell优化方法

采用Powell优化算法计算机翼参数的变化. 本文通过限定一维搜索的最大计算次数，各相应搜索方向的最后步长作为下一轮迭代中此方向的起始搜索步长，即虽然没有找到每一方向的最好点，但保留了搜索趋势，解决了每轮找到最好点导致计算量过大的问题. 在每一维的搜索中，若已经计算了3个点，则可利用当前最好点与其最近的2个点的目标函数值来构造抛物线，取当前点到抛物线的最优点构成新步长.

2.3 机翼外形表达

沿机翼展向选取4个控制剖面($2z/b$分别为0.1，0.5，0.9和1.0的剖面，其中b为机翼展长)，均可以独立改变厚度(如图1). 为使机翼外形能够连续变化，本文采用翼根截面不变，每个控制截面之间的机翼厚度光滑过渡. 选取机翼展向中部站位剖面和翼梢剖面的扭角增量为第5、第6个控制量，改变扭角增量并按线性分别增加到机翼展向的各个站位剖面. 6个变量分别用T_1，T_2，T_3，T_4，φ_1，φ_2(rad)来表示.

在民机的设计过程中要考虑燃油是放置在机翼内部的，对机翼的内部容积有要求，本文仅限于方法的探讨，所取的4个控制面的最大厚度的变化范围暂定为原始厚度的0.8～1.2倍之间.

3 算例与结果讨论

本文所选算例为用于验证计算方法性能的Lockheed-Gerrgic的大展弦比实验机翼Lockheed-AFSOR Wing A[8]和中等展弦比机翼Wing B[9].

3.1 串行流场解算器的验证

计算条件为：马赫数$Ma=0.8009$，雷诺数$Re=6\,110\,000$，迎角$\alpha=2.941°$.

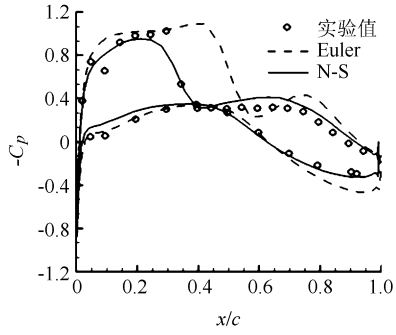

图3 Wing A超临界状况下的压强分布($2z/b=0.95$)

表 1 给出了 Wing A 在超临界状态下气动特性的计算结果与实验数据的对比. 由图 3(C_p 为压强系数,x/c 为弦向位置),机翼前缘的附近出现了较强的激波. N-S 解由于粘性的计入,使得对激波的捕捉相对于 Euler 解更为准确,位置移向了流场的上游. 考虑到下文优化工作的时间效率,所以弦向的网格数只取了 145,导致 N-S 解所捕捉的激波强度有稍许的抹平. 总之,该流场解算器在超临界流动状态下是很好的.

表 1　Wing A 超临界状态下的计算结果与实验数据

参数	实验数据	N-S 计算结果	N-S 相对误差/%
升力系数 C_L	0.535 81	0.535 02	−0.15
阻力系数 C_D	0.035 56	0.034 82	−2.08
C_L/C_D	15.068	15.365	1.97

3.2　并行流场解算器的验证

计算条件为:$Ma=0.700\,7$,$Re=10\,410\,000$,$\alpha=3.955°$.

表 2 给出了 Wing B 在亚临界状态下气动特性的计算结果与实验数据的对比. 由图 4,串行计算和并行计算(4 节点和 8 节点)的压强分布吻合一致,且计算压强分布与实验压强分布吻合得很好,串并行计算得到的 C_L 和 C_D 均相同,且与实验值很接近. 证明本并行计算程序通信功能和流场求解都正确.

表 2　Wing B 亚临界状态下的计算结果与实验数据

参数	实验数据	节点数		
		1	4	8
C_L	0.428 66	0.427 63	0.427 58	0.427 59
C_D	0.026 56	0.025 89	0.025 77	0.025 74
C_L/C_D	16.139	16.517	16.592	16.612

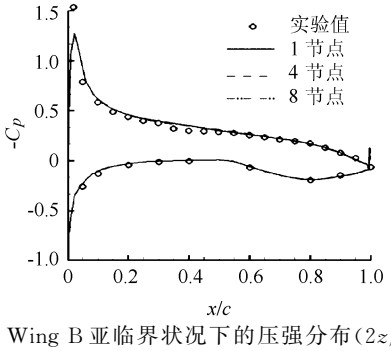

图 4　Wing B 亚临界状况下的压强分布($2z/b=0.216$)

表 3 给出了 500 个时间推进步总时间 T_{tot}、计算时间 T_{cal}、通信时间 T_{com} 和计算加速比 A、计算效率 E 随不同节点数的变化比较. 随着节点数增多,$\frac{T_{com}}{T_{cal}}$ 和 $\frac{T_{com}}{T_{tot}}$ 均在增加,通信开销的增加和负载不均都会使加速比减小从而降低并行计算的效率. 其主要原因是节点机数增加后每节点处理的子区体积减小,而子区边界面积即区间通信量的减小较体积减小慢,并要耗用同样的通信起动时间,所以 $\frac{T_{com}}{T_{cal}}$ 加大.

表 3　每 500 步 T_{cal} 和 T_{com} 的比较

节点数	T_{tot}/s	T_{cal}/s	T_{com}/s	$\frac{T_{com}}{T_{cal}}$/%	$\frac{T_{com}}{T_{tot}}$/%	A	E
1	12 148	11 917	0	0	0	1	1
4	3 412	2 933	169	5.76	4.95	3.56	0.890
8	2 040	1 469	128	8.71	6.27	5.95	0.744

3.3　机翼厚度与扭角优化算例

1) 在 $Ma=0.700\,7$,$Re=10\,410\,000$,$\alpha=3.955°$的条件下,应用并行流场解算器优化 Wing B,要求实现最优的升阻比 C_L/C_D.

气动力系数和升阻比的优化结果见表 4. 机翼优化前后的压强分布、最大相对厚度及扭角的对比如图 5～图 7 所示.

表 4　Wing B 亚临界状态下的数值优化结果

参数	原始机翼	优化厚度	优化厚度和扭角
T_1	0.06	0.054	0.058
T_2	0.06	0.048	0.056
T_3	0.06	0.048	0.056
T_4	0.06	0.048	0.056
φ_1/rad			−0.05
φ_2/rad			−0.15
C_L	0.427 59	0.404 16	0.362 12
C_D	0.025 74	0.023 15	0.019 87
C_L/C_D	16.612	17.458	18.224

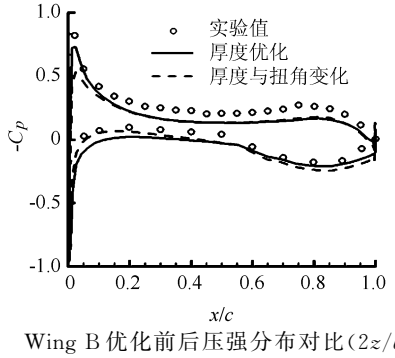

图 5　Wing B 优化前后压强分布对比($2z/b=0.95$)

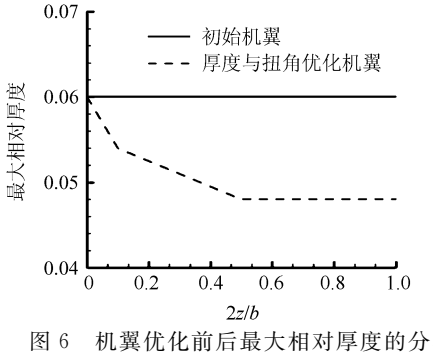

图 6　机翼优化前后最大相对厚度的分布

在该亚临界流动状态下,优化目标函数 C_L/C_D 所得到的趋势是使机翼变薄,负扭角继续增

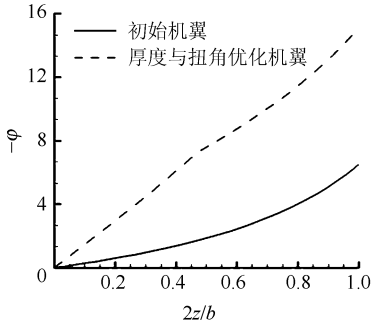

图7 机翼优化前后剖面扭角的分布

大. C_L 和 C_D 均有不同程度减小,只是 C_D 下降得更快一些,从而使 C_L/C_D 提高了.

2) $Ma=0.8009$, $Re=6\,110\,000$, $\alpha=2.941°$的条件下,应用串行流场解算器优化 Wing A,要求实现最优的升阻比 C_L/C_D.

气动力系数和升阻比的优化结果如表5所示. 机翼优化前后压强分布对比见图8.

表5 Wing A 超临界状态下的数值优化结果

参数	原始机翼	优化厚度	优化厚度和扭角
T_1	0.12	0.108	0.115
T_2	0.12	0.100	0.114
T_3	0.12	0.096	0.114
T_4	0.12	0.096	0.114
φ_1/rad			−0.04
φ_2/rad			−0.14
C_L	0.53502	0.50128	0.44537
C_D	0.03482	0.03124	0.02681
C_L/C_D	15.365	16.046	16.612

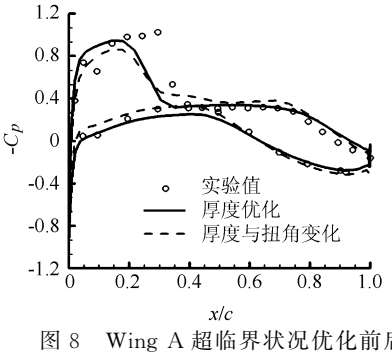

图8 Wing A 超临界状况优化前后压强分布对比($2z/b=0.95$)

篇幅所限,此算例的厚度和扭角的优化曲线参见图6和图7. 在机翼变薄、负扭角增大的趋势下,C_L/C_D 可以得到很好的增益. C_L 和 C_D 在优化的过程中均逐渐减小,前缘附近的激波强度也在降低,即此优化过程的机理就是在不断的平缓流动,以达到增大升阻比的目的.

4 结 论

本文证明了以 N-S 方程作为主控方程的流场解的优越性,并将基于串行算法和并行算法的流场解程序与 Powell 优化算法耦合,对两个机翼进行了以升阻比为目标函数的单目标优化. 通过算例证明了特定的厚度与扭角的分布可以使三维机翼气动性能增益明显,本文的方法是可行的.

单目标优化一般不能满足工程设计的实际需要,需要引入多目标和多学科的多点设计,对机翼的厚度与扭角的优化分布做进一步的研究,此工作正在进行中.

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] Sobieczky H. New design concept for high speed air transports[C]//Sobieczky H. 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] Lion M S. Progress towards an improved CFD method: AUSM+[R]. AIAA, 95-1701,1995

[7] 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)

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

[9] 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)