

基于 iSIGHT 平台的三维机翼气动优化设计*

银波¹, 徐典², 安亦然², 陈耀松²

(1. 清华大学 工程力学系, 北京 100084;

2. 北京大学 工学院, 北京 100871)

(戴世强推荐)

摘要: 基于 iSIGHT 设计平台, 结合 CFD 软件 Fluent 对三维机翼进行多目标优化设计, 以提高其气动性能. 设计过程中采用 NCGA(neighborhood cultivation)——邻域培植遗传算法, NSGA-II(non-dominated sorting)——非支配解排序遗传算法为优化算法, 以 N-S 方程作为主控方程, 对三维机翼优化. 经过优化设计后结果表明, 机翼的气动性能有了显著改善, 该优化方法可推广用于多种翼型和机翼优化.

关键词: 气动计算; 多目标优化; 遗传算法; 三维机翼

中图分类号: O354.1 **文献标识码:** A

引言

近年来计算机技术和计算数学的迅速发展, 使气动设计能够借助数值优化这一强大工具极大地降低设计费用, 缩短设计周期. 由于气动优化设计^[1-2]是通过数值优化方法和气动性能计算的结合来实现的, 所以, 优化方法的可靠性、精度和效率是关系到设计成败的重要因素^[3]. 采用传统的确定性优化方法只能进行局部优化, 这是由确定性方法本身的性质所决定的. 而以遗传算法为代表的随机性方法不仅具有全局性优化的特点, 而且算法的鲁棒性、可靠性和移植性好, 所以遗传算法在工程优化中得到了广泛的应用^[4].

翼型设计对飞机气动性能有着很大的影响. 本次优化使用优化软件 iSIGHT, 在该平台上结合 CFD 软件 Fluent 以及前处理软件 Gambit 来优化计算.

1 优化算法

基于遗传算法^[5]的气动优化设计是一种飞行器外形设计方法. 它是通过遗传算法中复制、杂交和变异算子的操作来实现的. 本文在优化过程中使用两种遗传算法: 邻域培植遗传算法 NCGA^[6]和非支配解排序遗传算法 NSGA-II^[7-8], 采用多目标优化过程, 利用 iSIGHT 优化平台实现. iSIGHT 是一个开放的集成平台, 它提供的过程集成界面可以方便地将各种工具(如商业 CAD 软件、各种有限元计算分析软件及用户自行开发的程序等)集成在一起.

* 收稿日期: 2007-09-03; 修订日期: 2008-03-28

作者简介: 银波(1983—), 男, 四川泸州人, 硕士生(Tel: +86-10-62751994; E-mail: yinbo.pku@gmail.com);

陈耀松(联系人, E-mail: chenys@pku.edu.cn).

2 计算流程^[1]

计算优化流程见图 1.

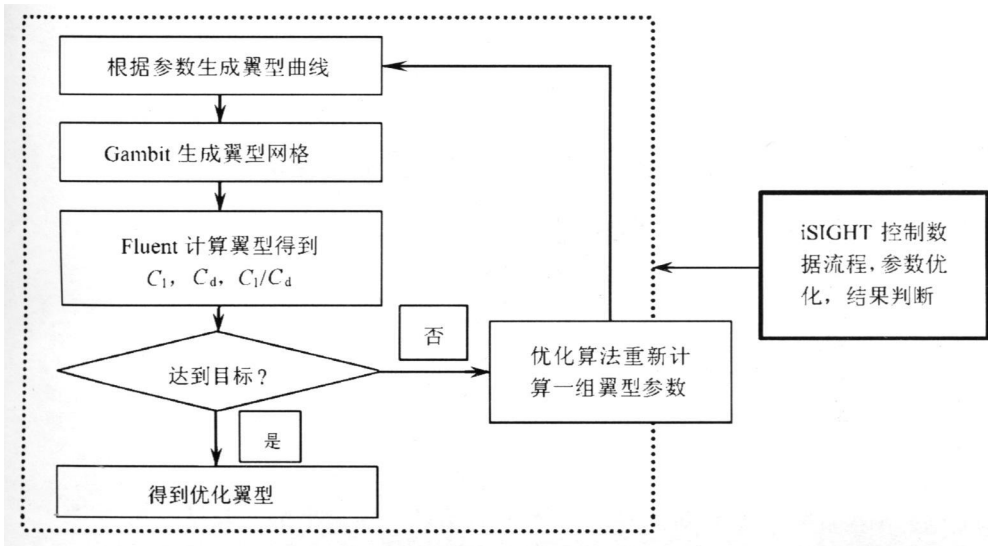


图 1 优化流程图

3 翼型几何表示

翼型的几何形状, 可以采用多项式拟合或解析函数的线性叠加等多种方法来表示. 采用解析函数线性叠加法来表示翼型, 翼型的形状由基准翼型、型函数及其系数来定义^[9]:

$$y(x) = y_0(x) + \sum_{i=1}^n \alpha_i \cdot f_i(x), \quad (1)$$

式中 x 为弦向坐标, $y_0(x)$ 为初始翼型坐标, $f_i(x)$ 为形状扰动函数簇, α_i 为改变翼型的参数, 则 $y(x)$ 为扰动后翼型坐标. 本文采用 Hicks-Henne 函数簇^[9], 形式如下:

$$f_i(x, m, n) = \sin^n(\pi x^{\ln(0.5)/(\ln(m))}). \quad (2)$$

对于前面给出的翼型表达式, 改变扰动函数的参数 α_i 值即可得到一系列光滑的翼型. 在上下翼面各引入 5 个参数 ($\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4, \alpha_5$) 以改变翼面形状, 其中参数 α_1 到 α_4 对应 $m = 0.1, 0.3, 0.5, 0.7$ 用于改变机翼的前、中部形状, 取 $n = 3$; α_5 对应 $m = 0.9$ 用于改变机翼尾部形状, 取 $n = 1$. 优化过程中将 $\alpha_i (i = 1, 2, \dots, 10)$ 作为设计变量, 可以生成一定范围内的任意光滑翼型, 能够满足优化工作对翼型要求.

4 流场计算

4.1 控制方程^[10-11]

以 N-S 方程作为流场计算的主控方程, 在直角坐标系下, 守恒形式可写为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F(U)}{\partial x} + \frac{\partial G(U)}{\partial y} = 0. \quad (3)$$

湍流模式使用 Spalart-Allmaras (S-A) 模型, 其中的经验常数取 Fluent 的默认值. 计算时边界条件采用远场压力条件. 采用二阶迎风差分格式离散控制方程.

4.2 计算验证

$Ma = 0.84$, $\alpha = 3.06^\circ$, ONERA M6 机翼, 网格数目 182 970.

等压力线图见图 2 所示.

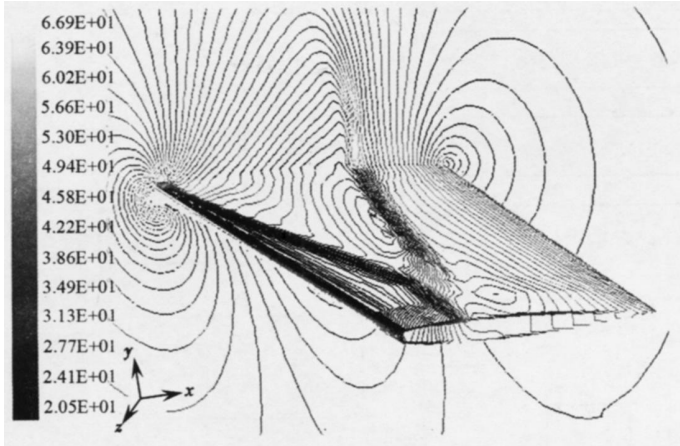


图 2 M6的等压线

翼展 44% 和 65% 处上下翼面压力系数分布, 计算值与实验值的比较见图 3.

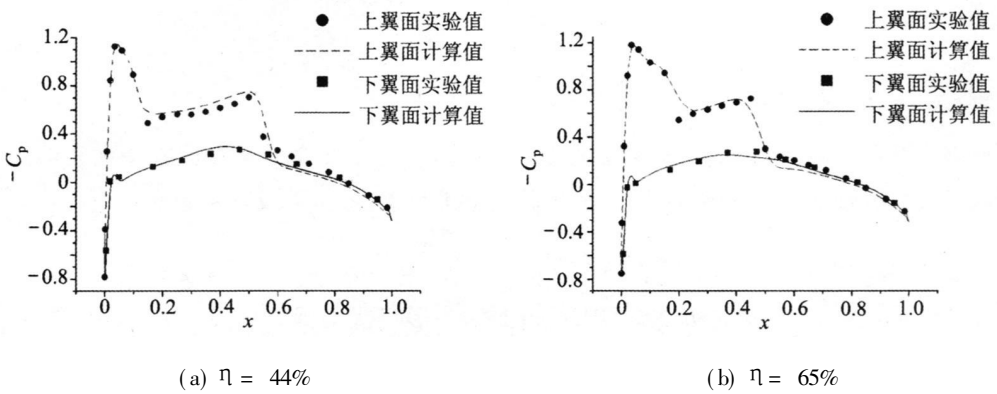


图 3 不同翼展处计算与实验的压力系数对比

计算结果能够比较好地与实验结果相符合. 因此, 计算模型和参数选择有效.

5 优化算例

目标: 在 $Ma = 0.6$, $\alpha = 2^\circ$ 的条件下, 计算剖面为 NACA65006 的翼型, 并且使得优化后翼

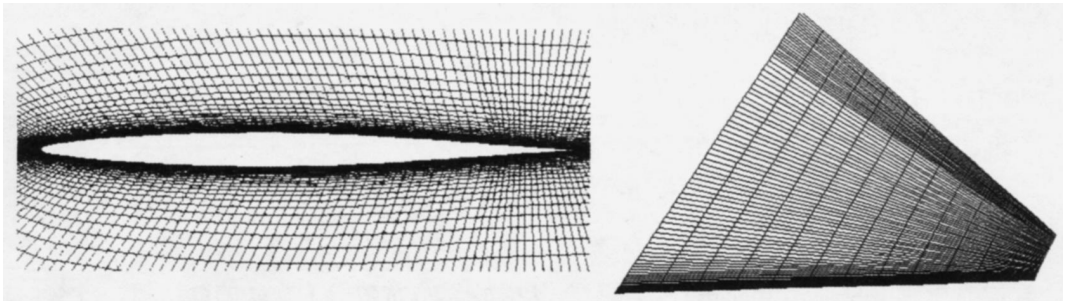


图 4 机翼的网格划分

型的最大厚度不小于原始翼型的厚度, 采用遗传算法进行优化, 提高升阻比、升力, 并且降低阻力.

表 1 多目标 NCGA 优化结果

	升力系数 C_l	$\Delta / (\%)$	阻力系数 C_d	$\Delta / (\%)$	升阻比 C_l / C_d	$\Delta / (\%)$
初始翼型	0.136 533		0.008 804 57		15.51	
优化翼型 1	0.196 183	+ 43.69	0.010 306	+ 17.05	19.04	+ 22.76

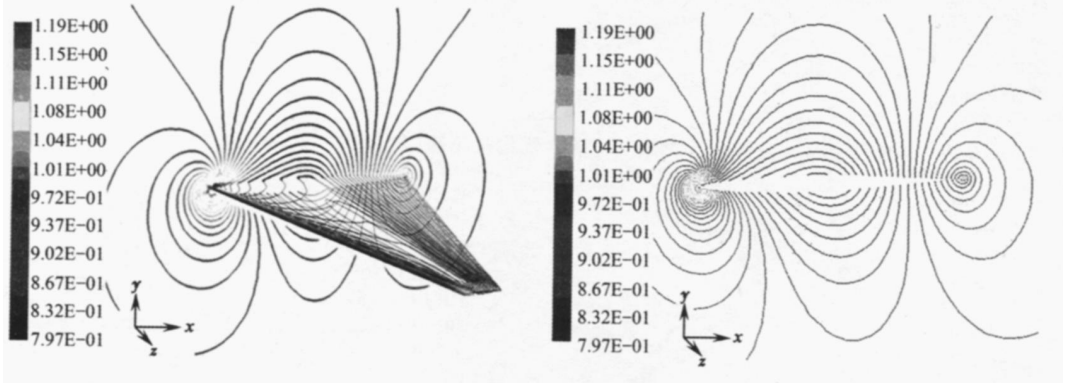


图 5 初始机翼的等压线

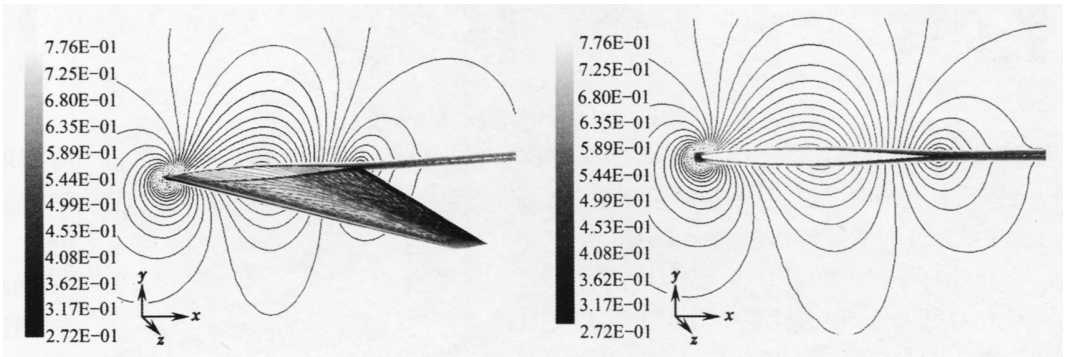


图 6 初始机翼等 Mach 线

5.1 网格划分

初始翼型为前缘后掠角 35° , 展弦比 3.5, 尖削比 0.17, NACA65006 翼型为剖面的三维翼型, 利用 Gambit 划分网格, 网格数目 172 940(图 4).

5.2 NCGA 邻域培植遗传算法

每代个体 50, 共 20 代. 初始机翼的等压线见图 5, 初始机翼等 Mach 线见图 6.

优化翼型 1 剖面见图 7, 优化机翼等压线见图 8, 优化机翼等 Mach 线见图 9. 优化结果见表 1.

由图 7~ 9 可以看出, 优化后的翼型头部有变钝的趋势, 中部变得更加平坦, 厚度变化不是很明显, 尾部上表面下凹, 略微向上翘起. 翼型下表面变得平滑, 弧度减小, 并且上翼面激波

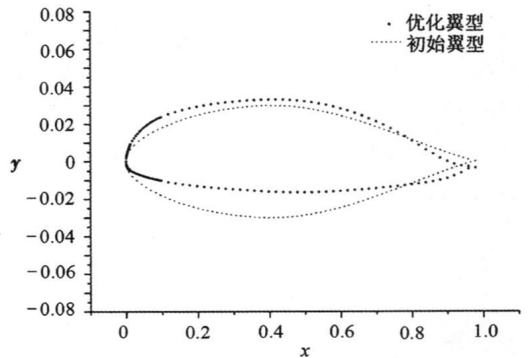


图 7 NCGA 优化机翼面

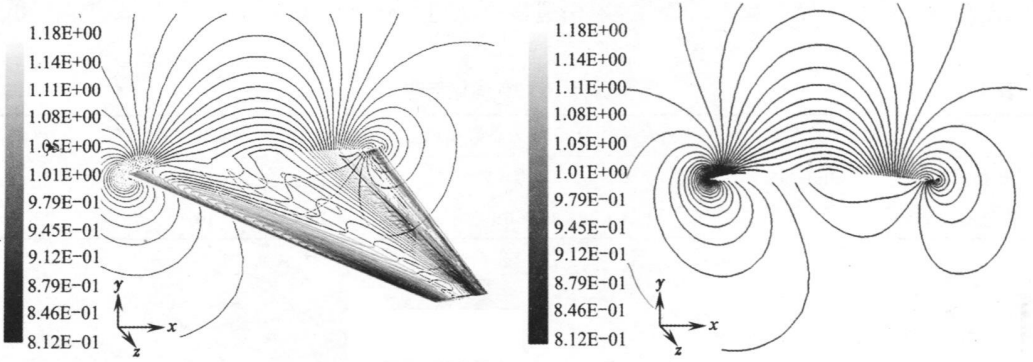


图 8 NCGA 优化机翼等压线

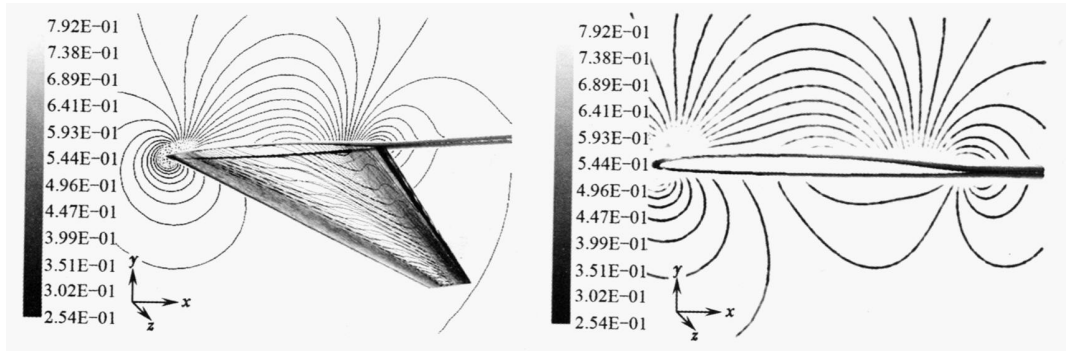


图 9 NCGA 优化机翼等 Mach 线

不明显。机翼形状整体向上拱起实际上带来了有效攻角的增大。虽然优化翼型阻力有所增加,但是升力上升幅度更大,使得升阻比上升明显,三维机翼优化基本达到目标。

5.3 NSGA- II 非支配解排序遗传算法

每代个体 50, 共 20 代。

优化翼型 2 见图 10, 优化机翼等压线见图 11, 优化机翼等 Mach 线见图 12, 优化结果见表 2。

NSGA- II 优化后的翼型头部变得更加尖锐, 中部拱起幅度增大, 最厚的地方略微向前移动, 且下翼面几乎接近水平, 尾部梭形很明显, 尖端处与原始翼型基本重合, 没有变化。上翼面激波不明显。机翼形状整体向上拱幅度比前一优化翼型更明显, 有效攻角增大, 由此带来的升力上升幅度增大。由于三维机翼除了受截面形状影响, 整个机

翼的几何对气动情况也有很大影响, 因此, 阻力系数比较难以降低, 但是整个升阻比整体上还是能提高。

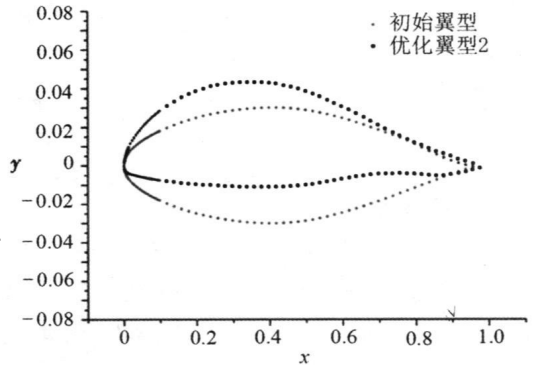


图 10 NSGA- II 优化机翼面

表 2

多目标 NSGA- II 优化结果

	升力系数 C_l	$\Delta / (\%)$	阻力系数 C_d	$\Delta / (\%)$	升阻比 C_l / C_d	$\Delta / (\%)$
初始翼型	0.136 533		0.008 804 57		15.51	
优化翼型 2	0.215 111 6	+ 57.55	0.011 025 3	+ 25.22	19.510 7	+ 25.79

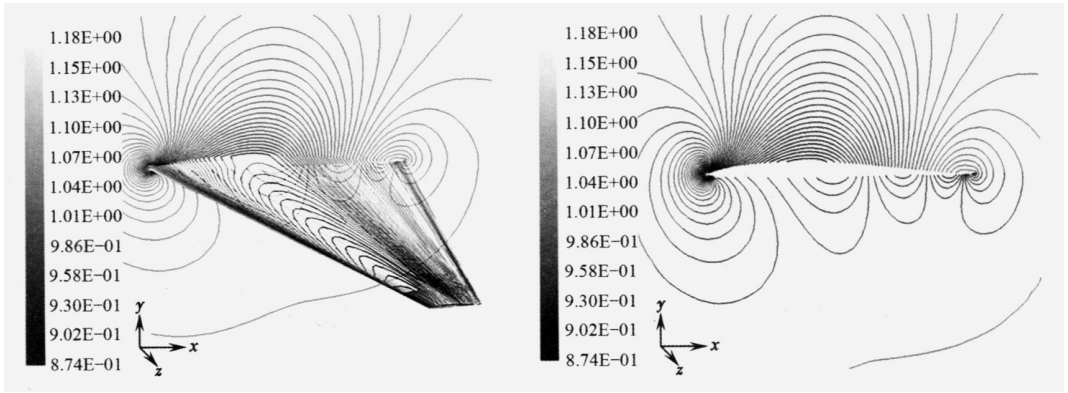


图 11 优化机翼等压线

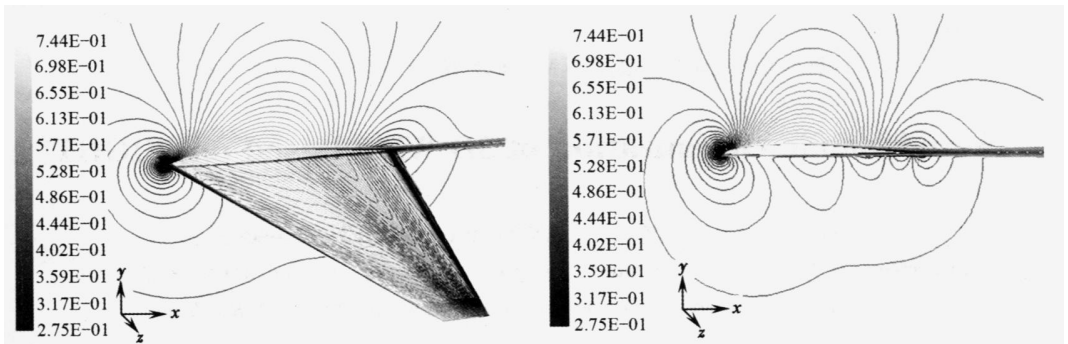


图 12 优化机翼等 Mach 线

6 总 结

采用遗传算法对机翼外形进行气动优化设计,可以有效地改善机翼的气动特性,使机翼整体的性能更好. 由于遗传算法所固有的全局性优化特点,使优化设计在给定的搜索范围内达到最优,但是与传统优化方法相比,遗传算法的计算量较大,计算时间很长,可以改进遗传算法或者采用近似的工程方法来缩短气动计算时间.

由此可见,对流体机械的优化设计核心在于 CFD 求解器和高效数值优化方法,这两方面是研究的主要方向. 相对于流体数值模拟来说,数值优化求解器比较简单. 对于不同的问题,优化方法的选择对结果影响可能会很大,本次计算就选择了两种遗传算法. 而 CFD 求解器对整个计算具有决定意义. 通过 iSIGHT 设计平台,结合 Fluent,形成一个高效的优化平台,在三维机翼优化的基础上可以推广到更广泛的流体器械设计领域.

[参 考 文 献]

- [1] Shinya W, Tomolyuki H, Mitsunori M. Neighborhood cultivation genetic algorithm for multi- objective optimization problems[A]. In: Proceedings of the 4th Asia - Pacific Conference on Simulated Evolution and Learning [C]. Singapore: Nanyang Technological University, School of Electrical & Electronic Engineering, 2002, 198- 202.
- [2] Besnard E, Schmitz A, Boscher E, et al. Two- dimensional aircraft high lift system design and optimization[R]. AIAA 98- 0123, 1998.
- [3] 杨旭东, 乔志德, 朱兵. 亚跨音速三维机翼气动外形反设计的控制理论方法 [J]. 空气动力学学报,

- 2003, **21**(1): 13– 19.
- [4] 朱自强, 付鸿雁, 吁日新, 等. 翼型和机翼的多目标优化设计研究[J]. 中国科学, E 辑, 2004, **33**(11): 999– 1006.
- [5] Deb K, Geol T. Multi- objective evolutionary algorithms for engineering shape design[R]. 2000 KanGAL Report, No 200003, 2000.
- [6] Holland J H. Genetic algorithms[J]. Scientific American, 1992, **267**(1): 44– 50.
- [7] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A fast and elitist multi- objective genetic algorithm: NSGA- II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, **6**(2): 182– 197.
- [8] Srinivas N, Deb K. Multi- objective function optimization using non- dominated sorting genetical algorithms[J]. Evolutionary Computation, 1995, **2**(3): 221– 248.
- [9] Hicks R, Henne P. Wing design by numerical optimization[J]. Aircraft, 1978, **15**(7): 407– 413.
- [10] Anderson J D. Computational Fluid Dynamics the Basics With Applications [M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [11] 帕坦卡 S V. 传热与流体流动的数值计算[M]. 张政 译. 北京: 科学出版社, 1984.

Aerodynamic Optimization of 3D Wing Based on iSIGHT

YIN Bo¹, XU Dian², AN Yi- ran², CHEN Yao- song²

(1. Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084, P. R. China;

2. College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, P. R. China)

Abstract: A method of combining the CFD software, Fluent, with iSIGHT design platform was presented to optimize three- dimensional wing to ameliorate its aerodynamics performance. In the optimization design, two kinds of the genetic algorithm(GA), the NCGA (neighborhood cultivation GA) and the NSGA- II (non- dominated sorting GA) were employed and the N- S equations were adopted to derive the aerodynamics functions of the 3D wing. The aerodynamic performance of the optimized wing has been significantly improved, which shows that the approach can be extended and employed in other cases.

Key words: aerodynamics computation; multi- objective optimization; genetic algorithm; three- dimensional wing