

文章编号: 1001-2486(2004)03-0001-06

超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法*

罗世彬, 罗文彩, 丁 猛, 王振国

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要:提出了超燃冲压发动机二维进气道的多级多目标设计方法。选择总压恢复系数、压升比和阻力系数为性能目标,引入多级设计概念,分别基于一维气动力学分析方法和计算流体力学方法,采用混合遗传算法对 4 楔角外压和 2 楔角内压混合压缩进气道进行了多级多目标优化设计,得到了问题的 Pareto 非劣解集。采用上述方法可以提升超燃冲压发动机进气道的设计水平,得到高性能的设计方案。

关键词:超燃冲压发动机;高超声速进气道;多目标优化;数值模拟;混合遗传算法

中图分类号:V434 **文献标识码:**A

The Multi-level and Multiobjective Optimization Design Method for Two Dimensional Scramjet Inlet

LUO Shi-bin, LUO Wen-cai, DING Meng, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A multi-level and multiobjective optimization (MLMOO) design method for two-dimensional scramjet inlet was established. Total pressure recovery coefficient, static pressure rise and drag coefficient were selected as performance objective functions to form the multiobjective optimization problem (MOP) of the two-dimensional scramjet mixed compression inlet with 4 external compression ramps and 2 internal compression ramps. The concept of multi-level design was introduced into the inlet performance analysis, one dimensional analysis method and computational fluid dynamics (CFD) method were used on the different stages during the optimization design process. To avoid converging to local optimal solutions and using gradient information which was hard to reach for numerical simulation, a multiobjective hybrid genetic algorithm was employed to find Pareto-optimal solutions in one single run for the present MOP. Following the MLMOO design method, the higher performance scramjet inlet would be worked out steadily.

Key words: scramjet; hypersonic inlet; multiobjective optimization; numerical simulation; hybrid genetic algorithms

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的理想推进装置,为了获得高的总体性能,通常将机身与推进系统按一体化设计,飞行器前体下壁面与进气道的优化设计是高超声速飞行器机体/推进系统一体化设计的重要内容。通常要求超燃冲压发动机进气道:(1)提供发动机所需要的空气流量;(2)在进气道内完成气流减速增压过程,气流总压损失尽可能小;(3)进气道的阻力要小;(4)进气道出口流场要均匀,流速和流场畸变满足发动机工作要求;(5)进气道是飞行器雷达波强散射源之一,对于军用高超声速飞行器(如高超声速巡航导弹),还要求进气道雷达散射截面尽可能小。上述要求决定了超燃冲压发动机进气道的设计是个多目标优化设计问题。目前,高超声速进气道的优化设计大都还停留在单一目标的优化阶段,通常以总压恢复系数为目标函数,以进气道楔形体转折角为设计参数^[1,2]。近年来,高超声速进气道的多目标优化设计开始受到重视,Kergaravat^[3]发展了一种基于遗传算法的多目标优化分析方法,对超声速导弹的进气道/弹身一体化设计进行了初步研究。李敬等^[4]建立了二维两波系外压式两侧/侧腹进气道性能的模糊多目标优化模型,利用单纯形方法对进口几何参数进行了气动力/隐身一体化设计。上述优化过程在计算进气道性能时均采用了一维气动力学的分析方法,由于高超声速流动粘性影响较大,采用不计粘性的一维分析方法进行进气道优化设计存在较大偏差。传统的改进方法是在一维分析的基

* 收稿日期:2003-11-05

基金项目:国家 863 基金资助项目;国防科技大学创新基金资助项目

作者简介:罗世彬(1976—),男,博士生。

础上进行粘性修正,但效果有限;另一种越来越受到重视的方法是引入计算流体力学(CFD)对进气道进行高维的分析^[5]。本文借鉴文献[5]和多级设计^[6]的思路,基于一维分析方法,应用多目标混合遗传算法对超燃冲压发动机二维内外混合压缩进气道进行了多目标优化设计,并在一维优化设计结果的基础上,采用变复杂度建模,应用 CFD 方法进行了二维优化设计,形成了超燃冲压发动机进气道多级多目标优化(multi-level and multiobjective optimization, MLMOO)设计方法。计算表明,该方法效率高,鲁棒性好,可以显著地提高进气道的性能。

1 设计方法

1.1 设计模型

如图 1 所示,超燃冲压发动机进气道为 6 楔形体混合压缩进气道,其中外压段为 4 个楔角,内压段为 2 个楔角。在设计马赫数下,进气道外压段的 4 道斜激波汇交于外罩唇口前缘,内压段 2 道斜激波汇于上壁转折点 G。由飞行器任务确定的设计条件是飞行高度为 25km,设计马赫数为 6.0,设计攻角为 0.0。要求进气道出口不低于一个大气压,单位宽度的空气捕获流量为 60.0kg/s。

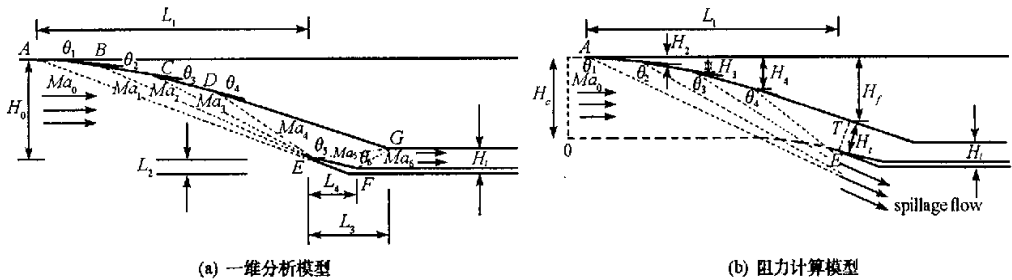


图 1 二维内外混合压缩进气道设计模型

Fig. 1 Design model for two dimensional mixed compression inlet

1.2 目标函数和优化变量

选择进气道总压恢复系数 σ 、压升比 P_r 和阻力系数 C_D 为目标函数,外压段 4 楔角和内压段第一楔角为设计优化变量。优化目标函数和约束条件为

$$\begin{aligned} & \max \{ \sigma, P_r, -C_D \} \\ \text{s.t. } & P_6 \geq 1 \text{ atm}, \quad q_c = 60.0 \text{ kg/s}, \quad 12^\circ \leq \sum_{i=1}^4 \theta_i \leq 24^\circ, \quad \sum_{i=1}^4 \theta_i = \theta_5 + \theta_6 \\ & \theta_{i \min} \leq \theta_i \leq \theta_{i \max} \quad (i = 0, \dots, 5) \end{aligned} \quad (1)$$

由斜激波的 Rankine-Hugoniot 关系,可以很方便地确定各道斜激波的总压恢复系数 σ_i 和压升比 P_{r_i} ,对 σ_i 和 P_{r_i} 求积,就得到了整个进气道的总压恢复系数 σ 和压升比 P_r 。进气道的阻力可以占到飞行器阻力的 20%^[7],因此降低进气道阻力很有必要。为简化计算,将进气道外压缩面上气动载荷力在机身轴向的分量近似为进气道阻力,进气道阻力系数可定义为

$$C_D = \frac{\int_A^F P \sin \delta dl}{q_0 H_0} \quad (2)$$

如图 1(b),一维分析时,阻力系数可具体表示为

$$C_D = \frac{P_1 H_2 + P_2 (H_3 - H_2) + P_3 (H_4 - H_3) + P_4 (H_f - H_4)}{\frac{\gamma}{2} P_0 Ma_0^2 H_0} \quad (3)$$

式中, P_0 为来流静压, $P_i (i = 1 \sim 4)$ 为外压段各道斜激波后的静压, $H_i (i = 1 \sim 4)$ 由进气道设计状态

给定。

2 流场数值模拟

流场控制方程采用二维雷诺平均的 NS 方程,离散方法为有限体积法。对粘性项采用二阶中间差分,为了提高激波捕捉的分辨率,对无粘项的离散采用了二阶精度的基于 Roe 平均的 OC-TVD 格式求解,湍流模型为 Baldwin-Lomax 代数模型。对于粘性项,由于附面层内网格雷诺数的限制,使得计算网格较多,造成求解时消耗大量机时,而且要达到定常所需的迭代次数太多,为加速收敛,采用隐式求解方法非常必要,但一般的隐式方法包含大量的矩阵求逆运算,计算效率受限。本文采用 Yoon 和 Jameson 在 LU 分裂方法基础上提出的 LU-SGS 方法^[8],先后在两个方向递推求解,用块追赶法求解三对角块矩阵方程,避免了矩阵求逆,大大减少了计算量,提高了收敛速度。入口边界为自由来流,附面层厚度为零;出口边界条件为压力条件,按当地流动判定,若为超声速流动,则无需解析边界条件,数值边界条件采用一阶外推;若为亚声速流动,则指定出口反压,其余状态参数一阶外推。对进气道外压壁面取绝热、无滑移物面条件,对称面取对称条件。

3 优化方法

传统的优化算法应用于多目标优化问题时,通常是按某种方法(如加权法)将多目标问题转化为单目标问题处理,完成一次优化只能得到一个 Pareto 非劣解(有效解),必须通过不断地执行优化程序,才能得到问题的 Pareto 非劣解集,不仅过程费时,而且未必能够得到 Pareto 非劣解集。多目标遗传算法可以按 Pareto 非劣定义对种群中的个体(候选方案)进行多级排序,建立序级与适应值的联系,能够在一次优化中得到多个不同的 Pareto 非劣解,而不用将多目标优化问题转化为单目标问题^[9]。另外,传统优化算法在确定搜索方向时需要梯度信息,难与 CFD 方法结合。遗传算法只利用适应值信息,通过自身的优胜劣汰机制进行搜索,不依赖目标函数和约束条件的梯度信息,因此特别适合含数值模拟的优化设计。遗传算法具有全局搜索能力,但局部搜索能力较差,因此收敛较慢。Powell 和模式搜索方法有很强的局部搜索能力,本文将这两种优化方法和遗传算法的优点融合在一起构成混合遗传算法,对进气道进行二维数值优化,结果表明该算法的运行效率和求解质量比标准遗传算法都有较大提高。为了减少计算量,在进气道二维数值优化中采用了变复杂度建模技术^[10]。变复杂度建模的思路是在优化中同时使用精确分析方法和近似分析方法,在迭代过程中主要采用近似分析方法,然后用精确方法修正近似方法。使用大量的低精度分析模型可以降低计算成本;而使用少量高精度分析模型,可以提高整个优化的精度。

4 优化结果与分析

按照多级设计和多目标优化设计的要求,编制高超声速进气道多级多目标优化设计程序,程序流程图见图 2,程序分为一维优化设计和二维优化设计两个阶段。为了比较,首先利用该程序完成基于一维性能分析模型的高超声速进气道单目标、两目标和三目标优化设计。遗传算法优化过程的种群规模为

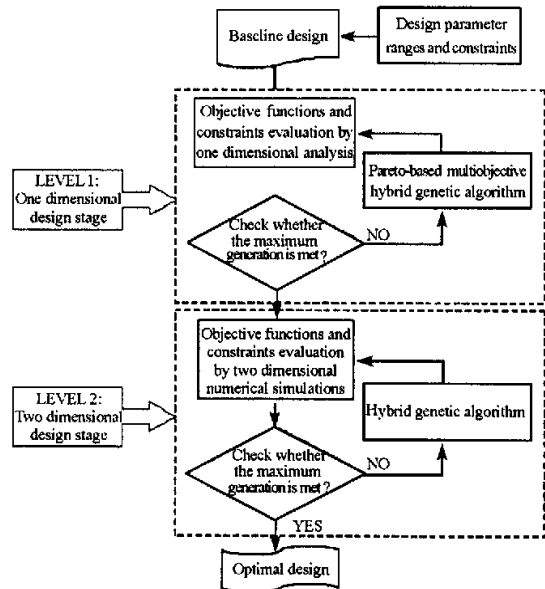


图 2 超燃冲压发动机进气道多级多目标优化流程

Fig.2 Schematic of multi-level and multiobjective optimization procedure of scramjet inlet

200个,最大进化代数100代,采取多点交叉,交叉概率为0.6,变异概率为0.1,交配池规模为230,每次淘汰最差的30个个体。单目标优化以总压恢复系数为目标函数;两目标优化选择总压恢复系数和压升比为目标函数;三目标优化则在两目标基础上考虑阻力系数,优化结果见表1(对于多目标问题,表中均只选列了两个 Pareto 非劣解)。单目标优化以满足进气道出口压力 ≥ 1 个大气压、 $12^\circ \leq$ 外压段各楔角之和 $\leq 24^\circ$ 、单位宽度的空气捕获流量为60.0kg/s作为约束条件,得到的最大总压恢复系数为0.8547,对应的阻力系数为0.1662,压升比为40.3632,进气道出口压力为101 352.384,与约束条件吻合得很好。两目标优化问题要求进气道出口压力大于一个大气压,即对应25 000km高度,压升比需要大于40.3523,同时最大压升比小于75,楔角约束条件与单目标优化相同。表1中给出了两个 Pareto 非劣解,第一个 Pareto 非劣解的压升比为60.7022,比第二个 Pareto 非劣解的压升比高37.430%,但其总压恢复系数比第二个 Pareto 优化设计低4.053%,在没有其它决策信息引入的条件下,不能判断这两个解孰优孰劣,体现了多目标优化问题的特点。两目标优化设计的 Pareto 非劣解集和候选设计解如图3所示,图中成功地表达了两个目标的权衡信息(tradeoff information)。这种权衡信息对于决策者根据实际情况做出选择非常重要。可以从 Pareto 非劣解集确定出最大总压恢复系数设计方案和最大压升比方案,这两个设计方案分别位于 Pareto 阵面(front)的两个端点(见图3),代表两种极限情况下的选择。前者意味着最大的总压恢复系数和最小的压升比,后者意味着最大的压升比和最小的总压恢复系数,实际应用时往往会选择两者间的某个折中方案。三目标优化设计要求阻力系数不大于0.24,其它约束与两目标优化设计相同,优化结果见表1。我们可以给出任意两个目标之间的权衡信息,图4是压升比与阻力系数的权衡关系, Pareto 非劣解集中的最小压升比为40.3552,增加压升比则阻力系数随之增大,当压升比达到74.0453时,阻力系数增加到0.2368。图3和图4均是给出各自优化最后60代的所有方案和得到的 Pareto 最优设计方案。由于三目标优化设计在代内排序时需要将三个目标函数值进行比较以确定等级,相应的每一代的非劣解增多,优化方案向高等级收敛较快(见图4)。

表1 一维优化结果

Tab.1 One dimensional optimization results

Optimization problem		Ramp turning angles $\beta(^{\circ})$					Performance			Outlet massflow $/(kg \cdot s^{-1})$	Outlet pressure /Pa
		1	2	3	4	5	σ	C_D	P_r		
One objective	1D	4.212	4.212	4.212	4.792	8.032	0.8547	0.1662	40.3632	60.000	101 352.384
	CFD	4.212	4.212	4.212	4.792	8.032	0.4640	0.1640	48.0355	56.6010	120 617.600
Two objectives	1D	4.280	4.828	5.313	5.946	9.329	0.8120	0.2097	60.7022	60.000	149 597.518
	CFD	4.280	4.828	5.313	5.946	9.329	0.4515	0.1737	48.0767	55.917	120 721.100
	1D	3.859	4.257	4.679	5.326	8.469	0.8463	0.1745	44.1696	60.000	107 907.119
	CFD	3.859	4.257	4.679	5.326	8.469	0.4565	0.1601	47.7665	55.273	119 942.100
Three objectives	1D	4.056	4.787	4.487	5.982	9.058	0.8272	0.1957	52.2914	60.000	129 214.438
	CFD	4.056	4.787	4.487	5.982	9.058	0.4329	0.1661	48.1507	54.672	120 907.000
	1D	3.910	4.212	4.615	5.329	8.274	0.8472	0.1766	43.7253	60.000	105 666.311
	CFD	3.910	4.212	4.615	5.329	8.274	0.4553	0.1625	44.0711	53.549	110 663.100

为了讨论粘性和二维效应对高超声速进气道的影响,对一维优化结果进行二维数值模拟,计算结果见表1。图5为等压线,(a)、(b)、(c)分别对应单目标、两目标和三目标优化。从图中可以看出,前体形成的各道斜激波基本汇于外罩唇口,和设计要求的状态大致吻合,但由于附面层影响,斜激波稍稍偏离外罩唇口,形成溢流,使得进气道出口的流量小于设计值。数值计算表明,一维优化得到的进气道实际性能远远低于设计值,单目标优化状态下总压恢复系数为0.4640,压升比为48.0355,均偏离一维设计值较远,由此可见粘性对高超声速进气道的性能影响很显著。进气道内压段存在着复杂的激波和附面层相互作用,激波和附面层相交处,壁面附面层分离,引起主流截面收敛,此后附面层再附着,中心区主流超声速膨胀直到形成第二道激波,如此反复,形成激波串结构。在进气道转折点,外侧激波和附面层相互作用,导致发生明显的附面层分离(见图6),使得进气道内压段的入口截面流场畸变进一步加大,降低了进气道一隔离段组合部件承受燃烧室反压的能力,当燃烧室反压超过了承受上限时,进气道一隔离

段内的波系被推出进气道内压段,造成进气道不启动,高超声速进气道设计时应该尽量避免出现这种附面层分离。不幸的是,采用一维优化设计的高超声速进气道均存在这类附面层分离,因此有必要在进气道的设计过程计及粘性影响。

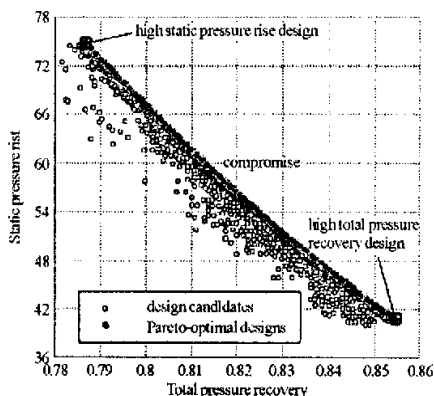


图3 超燃冲压发动机进气道两目标优化目标函数值
Fig.3 Objective functions values of two objective scramjet inlet optimization design

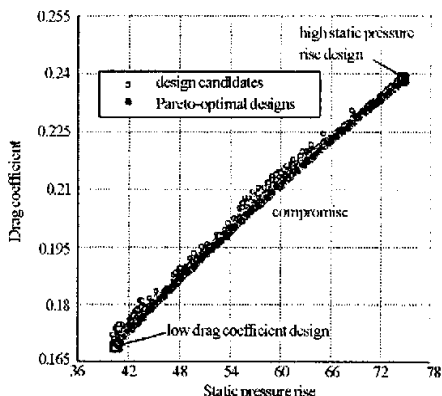


图4 超燃冲压发动机进气道三目标优化目标函数值
Fig.4 Objective functions values of three objective scramjet inlet optimization design

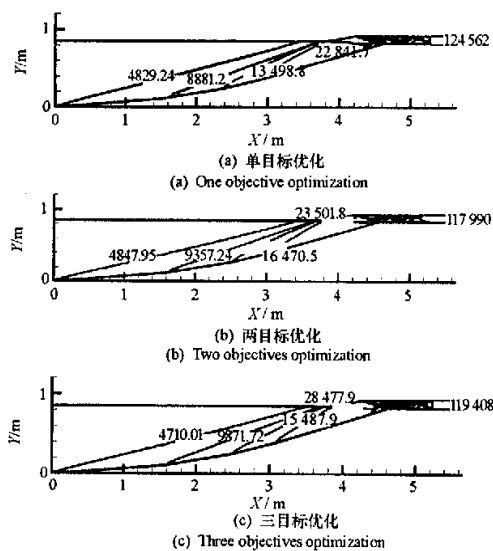


图5 一维优化结果数值解(压力等值线)
Fig.5 Numerical solutions of one-dimensional optimization solutions (pressure contours)

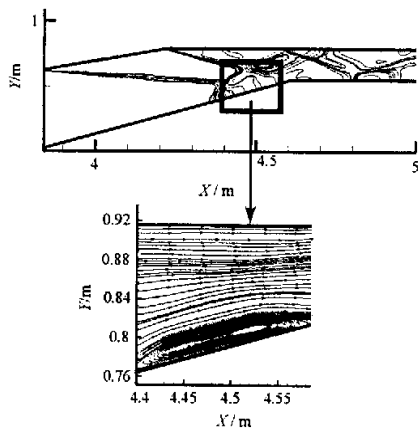


图6 进气道转折点附近发生激波-一边界层分离
Fig.6 Shock-boundary layer separation near inlet turning corner

将流场模拟程序直接集成到优化设计中。为了减少计算量,降低数值噪声影响,以一维优化结果为初值,并采用变复杂度建模技术结合高低两级精度模型。首先利用一维分析计算遗传算法当前代内所有个体的目标函数值,然后从中随机选取21个个体进行二维数值模拟,得到目标函数精确值,计算出比例函数表达式,对代内所有个体的目标函数值进行修正,本文采用二阶多项式作为比例函数。针对数值优化计算量大的特点,利用遗传算法固有的易并行性,采用孤岛模型,结合消息传递界面(MPI)并行编程技术^[11],通过多机并行计算,有效地缩短了计算时间。单目标和两目标的二维数值优化结果见表2

(两目标数值优化只给出了 Pareto 一个非劣解)。需要说明的是,由于受计算条件的限制,目前得到的优化解仍然只是次优解。数值计算结果表明,二维数值优化设计得到的超燃冲压发动机进气道性能(即使是次优解)与一维优化设计相比都有较大提高,单目标优化设计的进气道总压恢复系数提高了 14.44%,阻力系数降低了 12.77%,下壁面转折点处的附面层分离得到了缓解(见图 7)。由数值优化结果分析可知,如果按一维气动力学方法进行设计,入口捕获流量需要设计得比设计流量大一些,才能保证实际出口流量达到设计要求,唇口与进气道下壁面的转折点之间的距离需要比一维气动力学方法的计算值近一些,以避免附面层分离。

表 2 二维 CFD 优化结果

Optimization problem	Performance			Outlet massflow /($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	Outlet pressure /Pa
	σ	C_D	P_r		
One objective	0.531	0.145	36.726	59.214	92 220.550
Two objectives	0.465	0.138	46.360	58.683	116 409.800

5 结论

(1)提出了超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法,采用 MPI 并行技术和多目标混合遗传算法编制了实现程序。

(2)基于一维气动力学,以最大总压恢复系数、最大压升比和最小阻力系数为目标,完成了超燃冲压发动机二维进气道的多目标优化设计,得到了问题的 Pareto 非劣解集。

(3)采用二维数值优化,得到了性能优于一维优化设计的超燃冲压发动机进气道设计方案。

(4)进一步的研究包括:深化进气道性能分析模型;考虑进气道的三维效应(如侧向溢流等)和真实气体效应;考虑其它性能目标,如雷达反射面积等;提高变复杂度建模的近似精度;改进并行计算策略和提高程序的鲁棒性,使其能够可靠地应用于高超声速飞行器的多学科设计优化。

参考文献:

- [1] Smart M K. Optimization of Two-dimensional Scramjet Inlets [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2):430-433.
- [2] Safarik P, Polak A. Optimal Shock Wave Parameters for Supersonic Inlets [J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(1):202-205.
- [3] Kergaravat Y, Vives E, Knight D. Inlet/Body Integration Preliminary Design for Supersonic Air-breathing Missiles Using Automated Multi-disciplinary Optimization [R]. ADA386248, 1998.
- [4] 李敬, 李天, 武哲. 进气道进口参数模糊优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(5):543-545.
- [5] 徐旭, 蔡国飙. 超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究[J]. 推进技术, 2001, 22(6):468-472.
- [6] Ebrahimi H B, Mohanraj R, Merkle C L. Multilevel Analysis of Pulsed Detonation Engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2):225-232.
- [7] Malan P, Brown E F. Inlet Drag Prediction for Aircraft Conceptual Design [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3):616-622.
- [8] Yoon S, Jameson A. Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stocks Equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9).
- [9] Fonseca C M, Fleming P J. Genetic Algorithms for Multiobjective Optimization: Formulation, Discussion and Generalization [R]. Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms, 1993:416-423.
- [10] Hutchison M G, Unger E, Mason W H, Grossman B, Haftka R T. Variable-complexity Aerodynamic Optimization of a High Speed Civil Transport Wing [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1):110-116.
- [11] Wilkinson B, Allen M. 并行程序设计[M]. 陆鑫达, 等译. 北京:机械工业出版社, 2002.

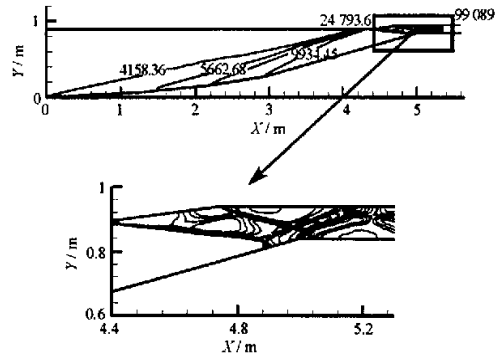


图 7 二维数值优化结果(压力等值线)
Fig. 7 Solutions of two-dimensional numerical optimization (pressure contours) optimization

