

文章编号: 1000-6893(2007)04-0827-06

基于遗传算法和空间推进方法的单壁扩张喷管优化设计研究

陈 兵, 徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

Optimization Design of Single-expansion-ramp Nozzles Using Genetic Algorithms Based on a Parabolized Navier-Stokes Solver

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guo-biao

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

摘 要: 将单目标遗传算法和多目标遗传算法(包括 NSGA-II 和 NCGA),与高效、高精度的空间推进流场数值模拟方法——SSPNS 方法相结合,对二维超燃冲压发动机尾喷管即单壁扩张喷管(SERN)进行了气动优化设计研究。在巡航点($Ma=6.0$)讨论了推力系数 C_T 最大单目标模型,推力系数 C_T 最大-升力系数 C_L 最大两目标模型,以及推力系数 C_T 最大-升力系数 C_L 最大-俯仰力矩系数 C_m 最小三目标模型,分别得到了喷管的最大推力设计和关于多个目标性能的 Pareto 最优前沿。结果表明,扩张壁初始扩张角 α_i 和外罩长度 L_c 对 C_T 影响较大;较小的 L_c 和较大的 α_i 设计,将降低外罩内表面的负升力作用而使得 SERN 的 C_L 较大,较长外罩和较小的 α_i 对应 Pareto 最优设计的 C_m 较小。

关键词: 单壁扩张喷管; 优化设计; 遗传算法; 空间推进算法; Pareto 最优前沿

中图分类号: V231.113 **文献标识码:** A

Abstract: The single- and multi-objective optimization designs of several 2D single-expansion-ramp nozzles (SERNs) are carried out by single-objective genetic algorithm (GA) and multi-objective GAs (including NCGA and NSGA-II). In these optimization design processes, the SERN flowfields are calculated with SSPNS (single-sweep Parabolized Navier-Stokes algorithm) codes which are proved highly accurate and highly efficient for supersonic/hypersonic flowfield simulations. The single-objective optimization design results show that the objective (i.e. thrust coefficient) is improved, but the lift coefficient is too low. In the 2- and 3-objective optimization designs, Pareto optimum fronts of thrust coefficient, lift coefficient and pitching moment coefficient are obtained. Results show that the cowl length and initial expansion angle of the ramp influence the SERNs performance significantly. It is also shown that the shorter the cowl is, the higher the lift coefficient is, and the larger the initial expansion angle is, the smaller the pitching momentum is.

Key words: single-expansion-ramp nozzle (SERN); optimization design; genetic algorithms (GAs); space-marching algorithms; Pareto optimum front

近年来以超燃冲压发动机为动力装置的高超声速飞行器已成为国内外研究的一大热点,其设计的一个关键因素是推进系统/机体一体化设计,而尾喷管是其中最关键的部件之一,这是因为喷管通常具有很大的空间体积、与机身具有较强的耦合作用,喷管的效率严重影响整个发动机的净推力(尾喷管所产生的推力可高达整个发动机推力的 70%)^[1-4]。目前,在超燃冲压发动机中,多采用单壁扩张喷管(SERN)取代传统拉瓦尔喷管。这是因为 SERN 的膨胀面能很方便地与飞行器后体下表面融为一体,并且 SERN 喷管的非对称结构,使得在非设计高度飞行时,喷管具有一

定的自适应补偿特性^[1]。但也正是由于 SERN 结构的不对称性,使整个飞行器产生很大的附加升力和俯仰力矩,影响飞行器的轨道特性和配平,因此必须对其进行细致的设计^[1-4]。

数值气动优化设计是一种改善喷管设计的重要手段。本文作者曾将复合型(Complex)法与基于 FNS 方程(Full Navier-Stokes Equations)的时间迭代计算流体力学(CFD)方法相结合,对二维 SERN 喷管进行单目标优化设计,提高了目标性能即推力系数 C_T 的取值,但对应的升力系数 C_L 很小^[5],说明有必要对其进行多目标优化设计。由于基于 FNS 方程的 CFD 方法耗时多,在优化设计过程中,通常采用局部搜索能力较高的基于梯度的传统寻优方法,或者采用替代模型^[6]计算目标性能。前者使得优化结果易掉入局部最优解

收稿日期:2006-05-17; 修订日期:2006-12-26
基金项目:国家 863 计划(2004AA723043,2005AA723043)
通讯作者:陈 兵 E-mail: chenbing@sa.buaa.edu.cn

的陷阱中,且很难扩展到多目标优化;采用替代模型(如响应面 RSM 法),本身会隐含着一些不确定因素,影响优化设计结果。

本文的目的是将单目标遗传算法(GA)、多目标遗传算法(NSGA-II和NCGA)与高效、高精度的空间推进流场数值模拟方法 SSPNS 法相结合,对二维 SERN 喷管进行优化设计。据单目标优化结果(最大推力设计)和多目标优化设计结果(Pareto 最优前沿),分析尾喷管性能的主要影响因素,为设计部门提供参考。

1 空间推进流场数值模拟方法

在高超声速流中,PNS(Parabolized Navier-Stokes Equations)方程是稳态 FNS 方程的很好的近似,能自动模拟黏性边界层与无黏中心流区域间的相互作用,准确捕获激波及激波-边界层干扰^[7]。在一般坐标系下,三维 PNS 方程为^[7]

$$(\mathbf{E}^*) + (\mathbf{F}_i - \mathbf{F}_v^*) + (\mathbf{G}_i - \mathbf{G}_v^*) = \mathbf{0} \quad (1)$$

式中: \mathbf{E} 、 \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 分别代表一般坐标系下*x*、*y*和*z*三个方向的通量;下标“i”和“v”分别用来表示无黏通量和有黏通量。

可见,相对于 FNS 方程而言,PNS 方程略去了时间非定常项,黏性项的上标“*”表示进行了“扩散抛物化”处理^[7]。为了保证沿流向*x*-向推进的稳定性,流向的无黏通量中只保留了压力梯度的一部分^[7]。当边界层外的无黏中心流区是超声速流动;流向速度分量在全场都大于零;边界层亚声速区内略去流向压力梯度中椭圆信息携带部分,3个条件同时满足时,PNS 方程在*x*-向是双曲-抛物混合型偏微分方程,可采用空间推进算法求解。图1所示为有限体积单元,由*n*和*n+1*两个平面构成,平面的顶点*a*~*h*为第一网格系统的网格点,平面*abcd*和*efgh*的几何中心点为第二网格系统网格点,流动变量存储在第二网格系统网格点上。可将式(1)在该有限体积单元上可写成离散形式^[7]

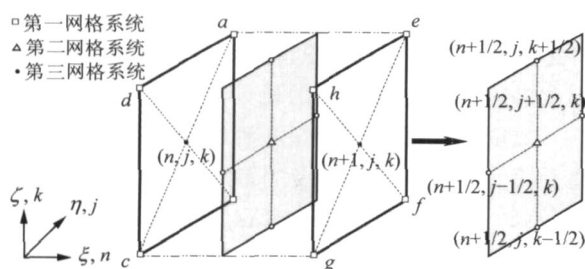


图1 PNS 方程求解中的有限体积网格单元

Fig. 1 A typical finite-volume cell for the SSPNS solver

和 $n+1$ 两个平面构成,平面的顶点 $a \sim h$ 为第一网格系统的网格点,平面 $abcd$ 和 $efgh$ 的几何中心点为第二网格系统网格点,流动变量存储在第二网格系统网格点上。可将式(1)在该有限体积单元上可写成离散形式^[7]

$$\begin{aligned} & [(\mathbf{E}_i^*)^{(n+1)}_{j,k} - (\mathbf{E}_i^*)^{(n)}_{j,k}] + \\ & [(\mathbf{F}_i - \mathbf{F}_v^*)^{(n+1/2)}_{j+1/2,k} - (\mathbf{F}_i - \mathbf{F}_v^*)^{(n+1/2)}_{j-1/2,k}] + \\ & [(\mathbf{G}_i - \mathbf{G}_v^*)^{(n+1/2)}_{j,k+1/2} - (\mathbf{G}_i - \mathbf{G}_v^*)^{(n+1/2)}_{j,k-1/2}] = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

将无黏通量对守恒变量 $Q = [u \ v \ w \ e]^T$ 线性近似后,在流向用 LU-SGS 隐式格式进行空间积分,横向无黏通量采用 AUSMPW+ 格式计算,黏性通量在右端项中显式地由中心格式求解,得到空间推进算法——SSPNS 方法^[7]。计算中采用改进的 B-L 湍流模型^[7]。该算法的高精度、高效性已经得到充分的算例确认^[7],特别适合模拟以膨胀为主要特征的高超声速尾喷管内的流动。本文主要应用二维 SSPNS 方法算法进行流场计算。

2 遗传算法

遗传算法^[8]是一种宏观意义上的仿生算法,它通过模拟达尔文的“优胜劣汰、适者生存”的原理鼓励产生好的结构;通过模拟孟德尔的遗传变异原理,在迭代过程中有效保持已有的好结构,同时寻找更好的结构。GA 属于启发式随机搜索方法,具有很强的全局搜索能力。GA 的操作对象是多个设计点(即一个种群),即着眼于个体的集合,其主要特点是大规模计算和并行搜索,而多目标优化问题的 Pareto 最优解也是一个集合,这种相似性使得 GA 非常适合多目标优化问题的求解。GA 之所以能够在进化代数递增时,使得种群逼近问题的最优解,得益于适应度函数的巧妙设置。对于单目标遗传算法而言,个体的适应度函数值通常直接由对应的目标函数值,通过某种方式变换过来,以达到适应度值大的个体对应的目标函数值大(对于最大化问题而言)。

从计算结果来看,多目标优化方法可分为面向 Pareto 前沿方法和相对最优解方法 2 大类型。由于前者能够提供关于最优解的较全面的信息,供决策者权衡决定最终的近似最优设计,是目前多目标优化设计问题求解的主流方法。Pareto 最优解集中的每个解:与集合之外的任何解相比,至少有一个目标函数比集合之外的解好,而其他目标函数又不比集合之外的解差;在集合之内,各个解互有利弊,不好比较。Pareto 最优解集也叫非劣解集或 Pareto 最优前沿。从单目标遗传算法到多目标遗传算法,最关键的一点是个体适应度值必须基于其多个目标函数值的综合考虑来给定,以实施合理的选择,引导搜索过程,使得种群向 Pareto 最优解集收敛。另外一个重要的问题

是,如何维持种群的多样性,提高近似 Pareto 最优前沿分布的均匀性和散布的广泛性。

Srinivas 等^[9]提出的 NSGA 算法是典型的面向 Pareto 前沿方法,其适应度分配方法:种群依据非劣解划分等级,所有非劣解个体被归为同一类,且赋予相同的等级 1,以使这些个体有相同的复制概率;然后剥离这些非劣解,再从剩余的个体中找出当前的非劣解,赋等级为 2;重复上述过程,直到全部种群被分配适应度。2002 年,Deb 等^[10]对 NSGA 算法进行改进得到了 NSGA-II 算法,采用了快速 Pareto 非支配排序和排挤机制。前者使算法的计算速度和鲁棒性有所提高,后者使得 Pareto 最优解的多样性得到保证。Shinya 等^[11]于 2002 年提出 NCGA 算法,交叉操作中新增了“相邻繁殖”机制,从而使分目标值接近的个体最有可能交叉繁殖,进一步加速了算法的收敛进程,减少了数值仿真程序的调用次数。

3 单壁扩张喷管流场数值模拟

图 2 给出了 NASA Langley 中心的二维 SERN 喷管结构示意图^[2]。喷管膨胀面角度为 20°,唇口角度为 12°,取喉部尺寸 h ($h = 15.24$ mm) 为参考长度,图中点划线表示总压靶测量线(间距为 5.08 mm 的 25 个测量点),与水平方向成 80°角, X 表示沿扩张壁(Ramp)的长度, H 表示测量线上离开扩张壁的距离,其余尺寸如图所示。NASA 对此喷管进行了大量的实验和数值模拟研究^[2],在每次测量时将总压靶置于待测位置。本文计算工况分别对应于文献[2]中的第 155 次、366 次、908 次和 382 次测量,喷管入口条件: $Ma = 1.78$, $T = 300.0$ K, $p = 33\ 350.0$ Pa;自由流条件: $Ma = 6.02$, $T = 200.0$ K, $p =$

1 541.9 Pa。喷管内外的气体均为空气,取比热比 $\gamma = 1.4$ 。采用 3 个区域网格剖分,计算域长度 $60h$,喷管的上下 2 个外流区域高度均为 $10h$,壁面及其耦合边界网格加密,并在区域间采用完全对接耦合边界条件。

图 3 给出了图 2 所示的 4 个测量线上的 Pitot 压力分布,可以发现计算和实验结果符合的很好,且与文献[4]中全 N-S 方程(Fluent 软件)计算结果基本一致。该算例计算表明,对以膨胀加速为典型流动特点的 SERN 流场而言,由于通常在欠膨胀情形下流场中不存在“逆流效应”强的流向分离,SSPNS 法具有较高的模拟精度。

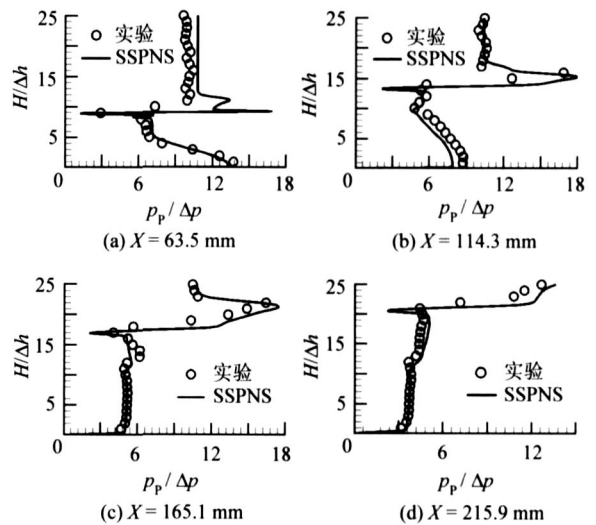


图 3 Pitot 压力对比 ($h = 5.08$ mm, $p = 6\ 894.4$ Pa)

Fig. 3 Comparison of Pitot pressure ($h = 5.08$ mm, $p = 6\ 894.4$ Pa)

4 单壁扩张喷管优化设计研究

(1) 设计条件及 SERN 喷管模型

喷管设计条件: 喷管进口高度及流动条件由燃烧室设计给定,即进口高度 $h_i = 0.242$ mm,马赫数 $Ma_i = 2.06$,温度 $T_i = 1\ 309.5$ K,压强 $p_i = 41\ 184.0$ Pa; 外流条件,飞行马赫数 $Ma_o = 6.0$,飞行高度 $H_o = 30$ km。据飞行器和发动机总体设计要求,选择尾喷管总长度为 $L_n = 3.0$ m,扩张壁末端垂直高度 $h_n = 1.2$ m。进气道高度 $h_o = 0.9$ m,飞行器长度为 $L_v = 11$ m。另外,外罩厚度 $t_c = 20$ mm,扩张壁起始过渡圆弧半径 $R = 3c$ 。假设压心在飞行器 1/2 长度、喷管 1/2 高度处。喷管扩张壁采用二次多项式拟合

$$y = ax^2 + bx + c \quad (3)$$

由 B, F 两点的坐标及 B 点的斜率可惟一确定该二次曲线中的系数 a, b 和 c ,参见图 2。

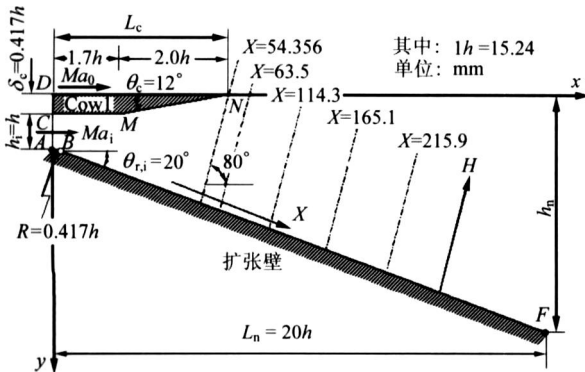


图 2 NASA 二维 SERN 喷管型面及测量位置

Fig. 2 Sketch and measurement positions of NASA's 2D SERN nozzle

(2) SERN 喷管优化设计

理论分析和数值计算表明,推力系数 C_T 、升力系数 C_L 和俯仰力矩系数 C_m 是 SERN 喷管最重要的 3 个性能参数^[5]。由于结构非对称性, SERN 喷管不仅产生推力,而且产生升力和俯仰力矩,升力系数可达推力系数的 2 倍。外罩壁内表面的压力比扩张壁的压力要高,对尾喷管的性能参数 (C_T , C_L 和 C_m) 的影响比较大,故外罩长度 L_c 和扩张角 ϵ 是比较重要的设计参数。此外,扩张壁初始扩张角 $\epsilon_{i,i}$ 的变化,必将影响内外喷管 2 部分流场结构,进而影响 SERN 的性能。于是,以推力系数 C_T 最大为目标,取设计变量 $x = [\epsilon$

$$L_c \quad \epsilon_{i,i}]^T, \text{ 建立喷管单目标优化设计数学模型}$$

$$\min f(x) = - C_T(x) \quad (4)$$

$$\text{s. t. : } \begin{cases} 4^\circ < \epsilon < 20^\circ \\ 0.1L_n < L_c < 0.5L_n \\ 17^\circ < \epsilon_{i,i} < 45^\circ \\ L_n = 3, h_n = 1.2, c = 0.02 \end{cases}$$

采用 GA 求解优化设计模型式(4),最大进化代数设为 30,采用 32 位二进制编码方法,交叉概率 1.0,变异概率 0.01,300 0 次 SSPNS 调用均成功,且都为可行设计。计算得到的最优设计为 $x_{opt} = [4.00^\circ, 1.040 \text{ m}, 21.89^\circ]^T$,对应 $C_T = 0.34235$, $C_L = 0.04604$, $C_m = 0.10239$ 。图 4 为优化设计的收敛过程(每隔 25 个点输出 1 个)。可以发现,目标性能 C_T 收敛到 0.34 左右,最差设计对应的 C_T 约为 0.05,目标性能改善非常明显。俯仰力矩系数 C_m 变化范围在 0.07 ~ 0.40 之间,升力系数 C_L 大致在 -0.05 ~ 0.70 之间,计算表明 C_L 取负值的情形对应于外罩较长且上壁初始扩张角较大的设计。

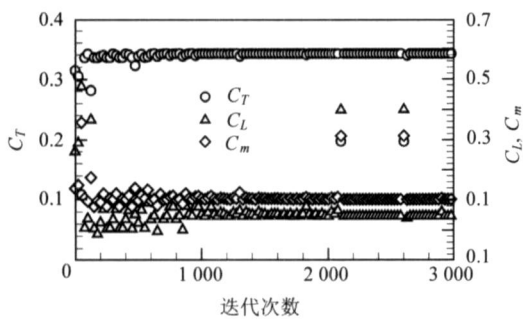


图 4 二维 SERN 喷管单目标优化设计收敛过程

Fig. 4 Convergence history of the single-objective model

为了综合考虑 SERN 喷管 3 个主要性能参数的变化,对该喷管进行了 C_T 最大- C_L 最大两目标优化和 C_T 最大- C_L 最大- C_m 最小三目标优化设

计,约束条件同式(4)。图 5 给出了 SERN 两目标优化设计的可行解及 Pareto 前沿分布,左端点对应于最大升力设计,而右端点对应于最大推力设计,实际设计中,往往在 Pareto 前沿上取推力和升力的某种折衷方案,这取决于决策者的偏好。图 6 给出了 Pareto 最优前沿设计点在三维设计空间中的分布情况,同时给出了对应的目标性能即 C_T 和 C_L 的大小分布情况。由图 6(a) 可发现, $\epsilon_{i,i}$ 和 L_c 对 C_T 影响较大,最大推力设计点的 $\epsilon_{i,i}$ 取值在 22 左右, L_c 取值在 1.0 m 左右,上文单目标最优解恰好在这一区域。由图 6(b) 可见,较小的 L_c 和较大的 $\epsilon_{i,i}$ 设计,喷管的 C_L 较大,这 2 个因素都将降低外罩内表面的负升力作用。

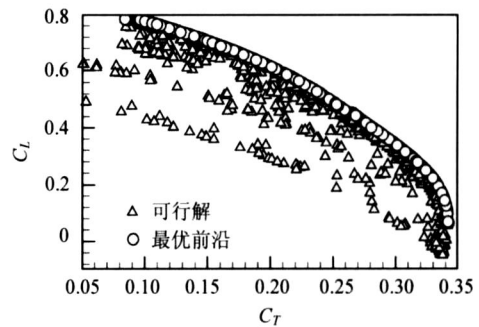
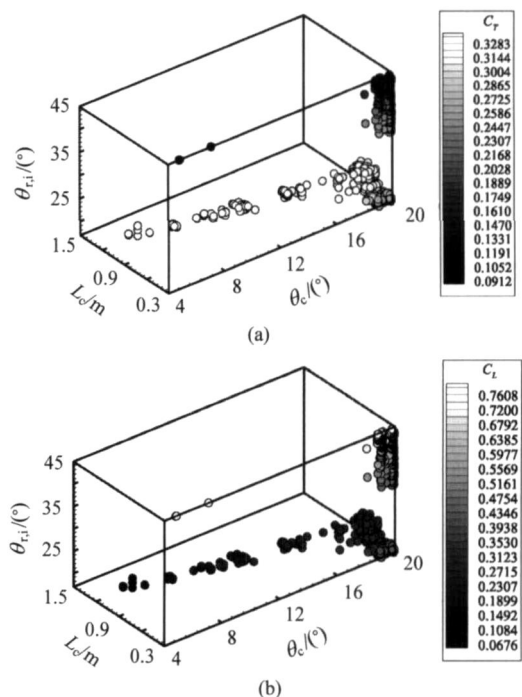
图 5 两目标模型的可行解及 Pareto 最优前沿(NCGA)
Fig. 5 Feasible design and Pareto front of the two-objective model with NCGA

图 6 两目标模型的 Pareto 最优前沿点在设计空间的分布及对应 SERN 的目标性能大小(NCGA)

Fig. 6 Distributions of the Pareto optimum design and objective value with NCGA of the two-objective model

图 7 给出了 SERN 三目标优化设计的 Pareto 最优前沿。对比发现,2 种方法计算得到的 Pareto 前沿形状和分布范围基本一致,但 NCGA 搜索到的 Pareto 最优前沿分布范围比 NSGA-II 稍广。图 8 给出了 NCGA 计算所得的 Pareto 最优前沿点在三维设计空间的分布情况。对比图 6 和图 8 可以发现,三目标设计的 Pareto 最优前沿在

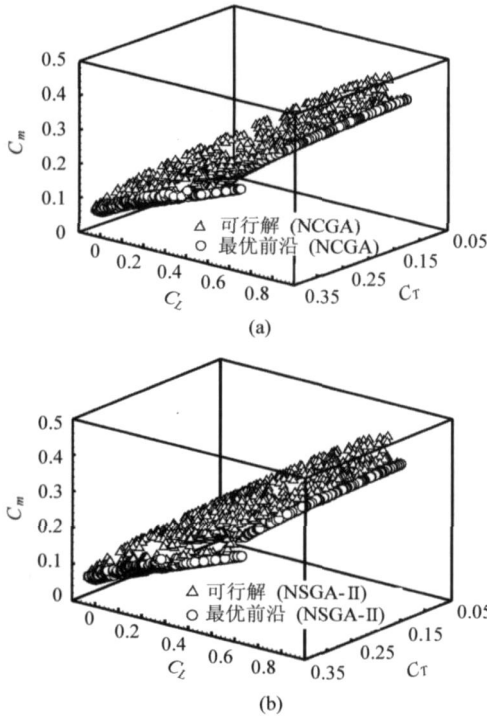


图 7 三目标模型的可行解及 Pareto 最优前沿

Fig. 7 Feasible design and Pareto front of the three-objective model

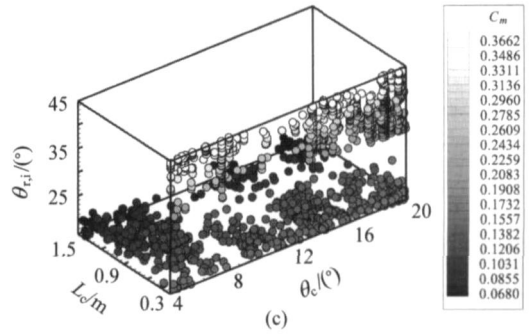
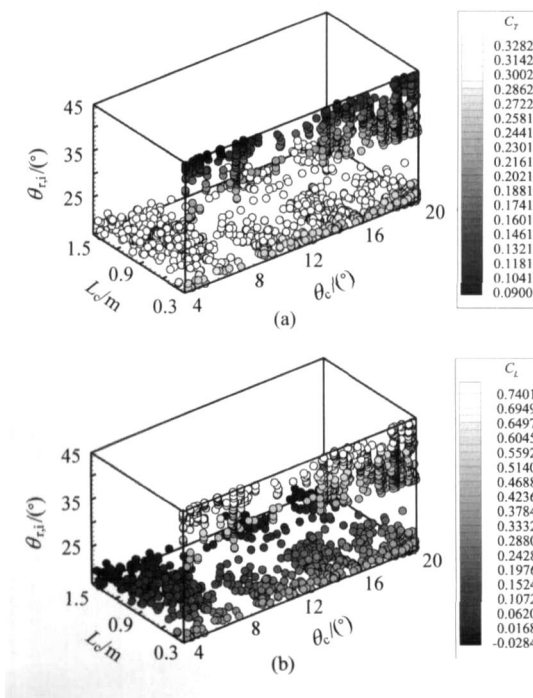


图 8 三目标模型的 Pareto 最优前沿点在设计空间的分布及对应 SERN 的目标性能大小(NCGA)

Fig. 8 Distributions of the Pareto optimum design and objective value with NCGA of the three-objective model

设计空间的分布与两目标情形明显不同,两目标设计的 Pareto 最优解有可能对应于较大的 C_m 。在三目标设计中,设计变量对 C_τ 和 C_L 的影响趋势与两目标情形一致。由图 8(c) 可见,较长的外罩和较小的扩张壁初始扩张角 $\theta_{r,i}$,对应 Pareto 最优设计的 C_m 较小。

5 结 论

(1) 用 SSPNS 算法模拟 SERN 喷管流场,具有较高的模拟精度和效率,将 SSPNS 应用到优化设计中,可以加速优化设计的计算速度。

(2) 采用推力系数 C_T 最大模型计算得到的最优 SERN 喷管,虽然目标性能改善显著,但对应的升力系数 C_L 通常很小。

(3) 对 SERN 喷管的多目标优化设计计算结果表明,扩张壁初始扩张角 $\theta_{r,i}$ 和 L_c 对 C_T 影响比较大;较小的 L_c 和较大的 $\theta_{r,i}$ 设计,将降低外罩内表面的负升力作用而使得 C_L 较大;较长外罩和较小的扩张角 $\theta_{r,i}$,对应 Pareto 最优设计的 C_m 较小。

(4) 较之两目标优化设计而言,三目标优化设计的 Pareto 最优前沿,能为 SERN 喷管设计者提供关于各性能的更全面、更可靠的权衡信息。

(5) 当然,在发动机实际工作过程中,喷管入口参数的非均匀性会影响喷管的性能,进而影响优化设计的结果,本文暂时未考虑此情况。

参 考 文 献

[1] Gruhn P, Henckels A, Kirschstein S. Flap contour optimization for highly integrated SERN nozzles[J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4: 555-565.
 [2] Monta W J. Pitot survey of exhaust flow field of a 2-D scramjet nozzle at Mach 6 with air or freon and argon used

- for exhaust simulation[R]. NASA-TM-4361, 1992.
- [3] Spaid F W, Keener E R. Experimental results for a hypersonic nozzle/afterbody flow field [R]. AIAA 92-3915, 1992.
- [4] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.
Li N, Zhang K Y, Xu J L. Simulation and experiment validation of a two dimension asymmetric ramp nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 802-805. (in Chinese)
- [5] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 433-437.
Chen B, Xu X, Cai G B. Optimization design of two dimensional scramjet nozzle based on NS equations [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5): 433-437. (in Chinese)
- [6] Tolle R. A new optimum design code for hypersonic nozzles utilizing response surface methodology[R]. AIAA 97-0519, 1997.
- [7] Chen B, Xu X, Cai G B. A new parabolized navier-Stokes algorithm and its applications in some hypersonic propulsion aerodynamic problems[R]. AIAA 2006-4353, 2006.
- [8] 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 X P, Cao L M. Genetic algorithms —theory, application and programming [M]. Xi an: Xi an Jiaotong University press, 2002. (in Chinese)
- [9] Srinivas N, Deb K. Multiobjective function optimization using non-dominated sorting genetic algorithms [J]. Evolutionary Computation, 1995, 2(3): 221-248.
- [10] 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.
- [11] Shinya W, Tomoyuki H, Mitsunori M. Neighborhood cultivation genetic algorithm for multi-objective optimization problems[C]. Proceedings of the 4th Asia-Pacific Conference on SEAL. 2002: 198-202.

作者简介:



陈兵(1975-) 男, 在站博士后。主要研究方向: 亚燃/超燃冲压发动机设计和流场数值模拟。

Tel: 010-82339873

E-mail: chenbing @sa.buaa.edu.cn.

徐旭(1969-) 男, 教授、博士生导师。主要研究方向: 火箭发动机、亚燃/超燃冲压发动机设计、数值模拟和试验等。

蔡国飙(1967-) 男, 教授、博士生导师。主要研究方向: 真空羽流、火箭发动机、超燃冲压发动机和高超声速飞行器设计、数值模拟和试验等。

(责任编辑: 刘振国)