

文章编号:1000-8055(2012)06-1384-07

基于并行多目标遗传算法大涵道分开式 排气系统气动优化设计

熊 剑, 王新月, 施永强, 闫紫光
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 通过引入快速非支配排序算法、拥挤距离以及拥挤距离比较算子等对基本遗传算法进行改进, 并结合 message passing interface(MPI)并行编程技术, 发展了主从式并行多目标遗传算法(PMGA)。将 PMGA 与排气系统型面参数化设计方法、Navier-Stokes 方程求解器相结合建立了分开式排气系统气动优化设计平台。应用该平台对某型分开式排气系统进行了多目标优化设计, 得到了一组在三个目标上都优于初始设计的 Pareto 最优设计。将典型的 Pareto 最优设计和初始设计进行分析、比较, 证明了该气动优化设计平台的高效性和可靠性。

关 键 词: 大涵道比涡扇发动机; 并行算法; 多目标遗传算法; 分开式排气系统; 气动优化设计

中图分类号: V228.7

文献标志码: A

Aerodynamic optimization design of high bypass ratio separate-flow exhaust system based on parallel multi-objective genetic algorithm

XIONG Jian, WANG Xin-yue, SHI Yong-qiang, YAN Zi-guang

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Simple genetic algorithm (GA) was improved with fast non-dominated sort approach, crowded distance estimation and crowded comparison operator. A new algorithm called parallel multi-objective genetic algorithm (PMGA) was developed using the master-slave parallel programming model with the support of message passing interface (MPI). To establish the aerodynamic optimization design platform for high bypass ratio separate-flow exhaust system, PMGA was combined with profile parameterization of exhaust system and Navier-Stokes solver. With this platform, aerodynamic optimization design of the high bypass ratio separate-flow exhaust system was performed, and a set of Pareto-optimal solutions which was better than the initial design in three objectives was obtained. Detailed comparison and analysis of the Pareto-optimal designs and initial design confirmed the high efficiency and validity of the parallel multi-objective aerodynamic optimization design platform.

Key words: high bypass ratio turbofan engine; parallel algorithm;
multi-objective genetic algorithm; separate-flow exhaust system;
aerodynamic optimization design

收稿日期: 2011-06-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1384_026.html

作者简介: 熊剑(1985—), 男, 湖北襄阳人, 硕士生, 主要从事航空发动机气动热力学。

大涵道比涡扇发动机是大型民用客机、运输机的常见动力系统. 作为发动机主要部件之一的排气系统, 其性能、外型以及质量等对发动机乃至飞机的性能都有很大的影响. 而大涵道比涡扇发动机分开式排气系统与传统的喷管又有所不同, 其具有内外两个环形排气通道, 流动状况比较复杂, 涉及到内涵、外涵和外流三股不同总温总压的气流相互作用, 存在明显的亚声速、跨声速和超声速区域^[1-2], 因此对排气系统的优化设计就显得尤为重要.

随着智能优化算法理论与方法的发展, 将优化方法(如复合形法、遗传算法、模拟退火算法等)与流场数值模拟相结合应用于气动优化设计中, 代替人工经验寻求最优设计, 不仅能大幅提高设计效率, 还能得到满意的设计结果. 遗传算法是模拟生物在自然环境中的遗传和进化过程而形成的一种自适应全局优化概率搜索算法^[3]. 它通过适应度函数值评估个体, 并在此基础上进行遗传操作, 具有较强的鲁棒性, 并且适于并行处理, 因而广泛应用于各种复杂系统的优化中. 目前国内外应用遗传算法开展航空发动机气动优化设计的研究主要集中在对叶片和具有简单型面的喷管优化设计^[4-8]上, 对于大涵道比涡扇发动机分开式排气系统的气动优化目前还少见.

由于分开式排气系统具有两个不同的排气通道, 型面较为复杂, 涉及的优化变量较多, 而且气动设计本身又具有多个设计目标, 因而它是一个多变量、多目标优化问题. 对此, 本文通过引入快速非支配排序算法、拥挤距离及拥挤距离比较算子等对基本遗传算法进行改进, 结合消息传递接口(message passing interface, 简称 MPI)并行编程技术, 发展了主从式并行多目标遗传算法(PMGA)程序. 将 PMGA 与排气系统型面参数化方法、Navier-Stokes(N-S)方程求解器相结合构成了分开式排气系统的气动优化设计平台. 本文对排气系统的多目标优化确定为在给定条件下同时追求内外涵总压恢复系数最大、推力最大和排气系统长度最短. 通过优化得到一组在三个目标上均优于初始设计的 Pareto 最优解, 并将典型的 Pareto 最优解和初始设计进行了分析比较, 证明了该气动优化设计平台的高效性和可靠性.

1 多目标遗传算法及其并行化处理

1.1 多目标遗传算法

多目标遗传算法问题可以描述为下面的数学

模型:

$$\begin{cases} V_{\max} & f(X) = [f_1(X), f_2(X), \dots, f_p(X)]^T \\ \text{s. t.} & g_i(X) \leq 0 \quad (i = 1, 2, \dots, j) \\ & h_k(X) = 0 \quad (k = 1, \dots, m) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ 为问题的设计变量, $V_{\max}$ 表示向量极大化, 即向量目标 $f(X) = [f_1(X), f_2(X), \dots, f_p(X)]^T$ 中的各个子目标函数都尽可能的极大化. $g_i(X)$, $h_k(X)$ 分别为不等式和等式约束函数. 一般来说, 多目标优化问题的解为一个最优解集, 称为 Pareto 最优解集或非劣解集. 解集中的任意一个解与解集之外的其他解相比, 至少有一个目标比解集之外的解好而其他目标又不比解集之外的解差. 在解集内, 各个解互有优劣, 需要决策者考虑实际问题后选定合适的解作为多目标优化问题的最终解.

本文采用实数编码、快速非支配排序算法、拥挤距离比较算子和精英策略等对基本遗传算法进行改进, 编制了带精英策略的非支配排序遗传算法(elitist non-dominated sorting genetic algorithm, 简称 NSGA-II)^[9]程序.

1.1.1 分级与快速非支配排序算法

在进行选择运算之前, 根据个体的非劣解水平对种群进行分级. 即首先将当前种群中所有非劣解个体划分为一类, 并赋予相同的等级 1; 然后将这些个体从种群中剔出, 在剩余个体中找出新的非劣解, 赋等级为 2; 重复上述过程, 直至种群中所有个体都被赋予相应的等级. 遗传过程中相同等级的个体具有相同的复制概率.

1.1.2 拥挤距离比较

拥挤距离描述群体中个体所处环境的拥挤程度. 根据目标函数值对种群中的所有个体进行升序排序. 第一个和最后一个个体的拥挤距离设为无穷大, 第 i 个个体的拥挤距离为第 $i+1$ 和第 $i-1$ 个个体的所有目标函数值之差的和.

拥挤距离比较是保持群体的多样性的重要手段. 经过排序和拥挤距离计算, 群体中每个个体都得到两个属性: 非支配序和拥挤距离. 依据这两个属性, 可以定义拥挤距离比较算子: 如果两个个体的非支配序不同, 取序号低的个体; 如果两个个体具有相同非支配序, 则取具有较大拥挤距离的个体.

1.1.3 精英保留策略

首先, 将父代和子代全部个体合并为一个新

种群,然后对新种群按非劣解水平进行分级并计算每一个体的拥挤距离.使用拥挤距离比较算子去掉多余个体直到个体总数达到规定的种群个数,从而形成新一代的父代种群,最后通过遗传操作,形成子代种群.使用精英保留策略,能提高算法的计算收敛速度.

为了验证所开发的遗传算法程序,本文对一含 12 个变量,3 个目标函数的问题进行了多目标优化^[10].

$$\begin{cases} \min f_1(x) = [1 + g(x)]\cos(0.5\pi x_1)\cos(0.5\pi x_2) \\ \min f_2(x) = [1 + g(x)]\cos(0.5\pi x_1)\sin(0.5\pi x_2) \\ \min f_3(x) = [1 + g(x)]\sin(0.5\pi x_1) \\ g(x) = \sum_{i=1}^{12} (x_i - 0.5)^2 \\ \text{s. t. } 0 \leq x_i \leq 1 \\ (i = 1, \dots, 12) \end{cases} \quad (1)$$

优化参数具体设置为:种群规模为 500;优化代数数为 1000;交叉概率为 0.9,变异概率为 0.05.优化得到的 Pareto 前沿见图 1,与参考文献^[10]中计算得到的结果吻合较好,说明本文开发的程序具有较高的可靠性.

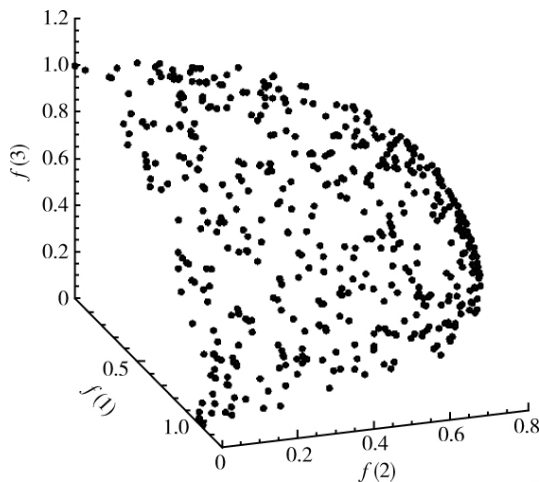


图 1 本文优化得到的 Pareto 解

Fig. 1 Optimization result of this paper

1.2 多目标遗传算法的并行实现

本文研究的分开式排气系统气动优化问题,在优化过程中需要做大量的流场计算,会耗费大

量时间.为了提高优化效率,本文在 Windows 系统下采用 MPI 技术发展了主从结构的并行算法^[11]PMGA 程序:即不改变串行遗传算法的基本特点,由从进程负责个体的适应度的评价,主进程负责全局操作,该并行算法体系如图 2 所示.当一代种群生成后,将所有个体平均或者按照需要分成若干组,每一组个体的流场计算由一个从进程完成,这样采用多进程同时计算,能明显提高优化效率.表 1 给出了一个种群规模为 12,进化代数数为 5 代的优化过程采用 MPI 多进程计算后的时间花费以及绝对加速比^[12],可以看出采用并行计算后可大大节省计算机时,提高优化效率.

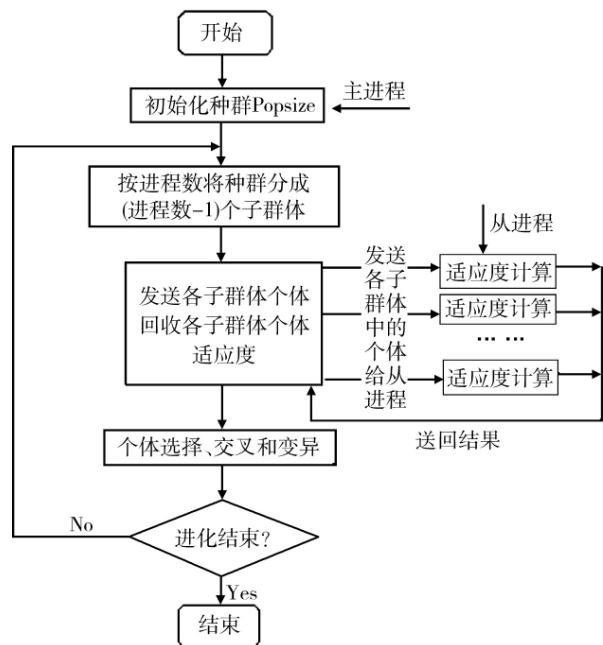


图 2 基于 MPI 的主从式并行算法体系

Fig. 2 Master-slave parallel programming model based on MPI

表 1 采用不同进程计算时间对比

Table 1 Comparison of computational time in different number of processes

从进程数	所需时间/h	绝对加速比	并行效率
1	2.26		
2	1.16	1.95	0.975
4	0.59	3.83	0.957

2 排气系统型面参数化方法

对于一个确定的发动机,内外涵进口位置及

内外涵间的距离(图3上 O_1, O_2, O_3, O_4 四点坐标)已经确定. 经分析确定排气系统的型面还需要给定其他一些参数, 有外涵喉道面积 A_{82} , 内涵喉道面积 A_{81} , 外涵收敛段距离 L_1 , 外涵长度 X_A , 内锥末端截面半径 L_2 , 内涵出口面积 A_{91} 以及相关角度: $\alpha_1 \sim \alpha_3, \beta_1 \sim \beta_3, \gamma_1 \sim \gamma_3$.

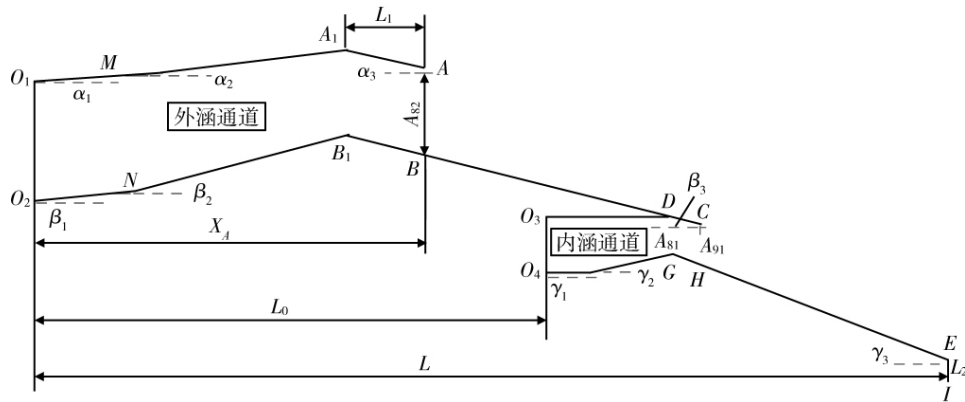


图3 排气系统参数图

Fig. 3 Parameters of exhaust system

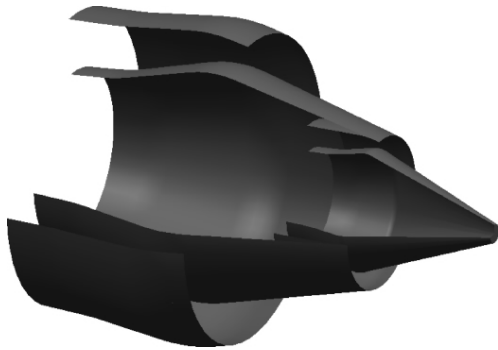


图4 排气系统初始设计剖视图

Fig. 4 Cutaway view of initial design for exhaust system

3 流场计算方法及边界条件

对直角坐标系下的雷诺时均 Navier-Stokes 方程采用有限体积法空间离散, 四步龙格库塔法显式时间推进求定常解; 湍流模型采用 Baldwin-Lomax 代数模型; 采用当地时间步长和隐式残差光滑技术加快迭代过程收敛速度. 计算区域径向边界为外涵入口直径的 5 倍, 轴向边界为排气系统长度的 15 倍.

计算条件: 飞行高度为 10.668 km, 飞行马赫数为 0.82. 内外涵入口均为压力入口边界, 其中

本文采用几何方法先将型面上的关键点(图3上的拐点)的坐标求出, 用这些关键点的坐标来控制排气系统的基本形状, 然后用倒圆的方法处理拐点处产生的尖角, 最后通过排气系统造型程序给出相应的输入参数即可计算出排气系统的型面. 初步生成的排气系统见图4.

外涵压比为 2.52, 总温为 297.4 K; 内涵压比为 2.36, 总温为 783.4 K; 外边界为压力远场边界.

4 算例优化结果与分析

本文所优化的排气系统型面如图4所示. 由于角度及外涵最高点位置的变化会导致排气通道的变化, 从而影响排气系统的气动性能, 因此优化变量确定为 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, L_1$ 及A点横坐标9个变量. 优化目标确定为内外涵总压恢复系数高、总推力大和排气系统长度短. 此优化设计问题的数学模型为

$$\begin{cases} \max & f_1(\mathbf{X}) = F \\ \max & f_2(\mathbf{X}) = (\sigma_1 + \sigma_2)/2 \\ \min & f_3(\mathbf{X}) = L \end{cases}$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} 1^\circ \leq \alpha_1 \leq 4^\circ; 6^\circ \leq \alpha_2 \leq 9^\circ; \\ 11^\circ \leq \alpha_3 \leq 14^\circ; 3^\circ \leq \beta_1 \leq 6^\circ; \\ 13^\circ \leq \beta_2 \leq 16^\circ; 3^\circ \leq \gamma_1 \leq 6^\circ; \\ 13^\circ \leq \gamma_2 \leq 16^\circ; \\ 240 \text{ mm} \leq L_1 \leq 260 \text{ mm}; \\ 1150 \text{ mm} \leq X_A \leq 1450 \text{ mm} \end{cases} \quad (2)$$

式中 F 为排气系统推力; L 为排气系统长度; σ_1 为内涵总压恢复系数; σ_2 为外涵总压恢复系数.

针对本算例, 选定种群的个体数为 60; 遗传

代数为 40, 交叉概率为 0.9; 变异概率为 0.05.

表 2 和表 3 给出了优化设计前后优化变量和性能参数的对比. 表中(a)为初始设计;(b)为最大推力设计;(c)为最短长度设计;(d)为最大总压恢复设计(下同). 可以看出: 优化后 3 种典型的排气系统(表中(b)~(d))的气动性能有明显提高并且长度有所缩短; 最大涵道总压恢复系数设计与

最大推力设计最终得到的优化结果相同. 说明最大内外涵总压恢复系数和最大推力的优化结果具有一致性, 即两者可以同时达到最大; 最短长度设计与最大推力设计相比较, 虽然长度有所缩短, 但推力相对减小, 设计者可以根据实际需要选择合适的排气系统型面.

表 2 优化设计前后优化变量对比

Table 2 Comparison of optimal variables of initial and optimal designs

设计类型	$\alpha_1 / (^{\circ})$	$\alpha_2 / (^{\circ})$	$\alpha_3 / (^{\circ})$	$\beta_1 / (^{\circ})$	$\beta_2 / (^{\circ})$	$\gamma_1 / (^{\circ})$	$\gamma_2 / (^{\circ})$	L_1 / mm	X_A / mm
(a)	2.00	7.00	12.00	5.60	15.00	3.00	13.00	252.00	1 224.00
(b)	1.13	6.62	13.87	5.31	13.01	3.04	13.20	256.63	1 179.80
(c)	1.08	6.62	13.89	5.33	14.33	3.08	13.94	246.20	1 150.00
(d)	1.13	6.62	13.87	5.31	13.01	3.04	13.20	256.63	1 179.80

表 3 优化设计前后性能参数对比

Table 3 Comparison of aerodynamic performance of initial and optimal designs

设计类型	σ_1	变化百分比/%	σ_2	变化百分比/%	F/N	变化百分比/%	L/mm	变化百分比/%
(a)	0.963 200		0.988 582		30 252.23		2 871.54	
(b)	0.966 915	0.39	0.993 063	0.45	30 458.02	0.68	2 827.34	-1.54
(c)	0.965 408	0.23	0.995 975	0.75	30 351.22	0.33	2 797.54	-2.58
(d)	0.966 915	0.39	0.993 063	0.45	30 458.02	0.68	2 827.34	-1.54

图 5 给出了优化前后几个典型的排气系统型面. 由图 5 可以看出优化后排气系统内外涵通道型面有了较大的改进并且长度变短.

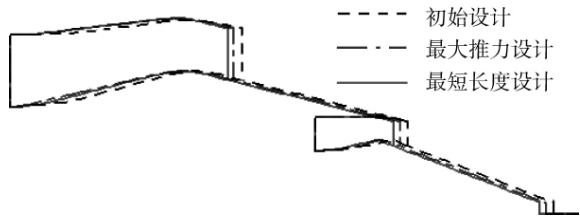


图 5 优化前后排气系统型面图

Fig. 5 Comparison of initial and optimal designs

图 6 和图 7 给出了内外涵道面积沿轴向的变化. 由图 6 可以看出优化前外涵面积在 $x=1.1\text{ m}$ 处变化减缓, 优化后除进口附近整个外涵面积变化都较为均匀, 并且收缩较初始设计快; 由图 7 可以看出内涵为一收扩通道, 优化前后的变化体现

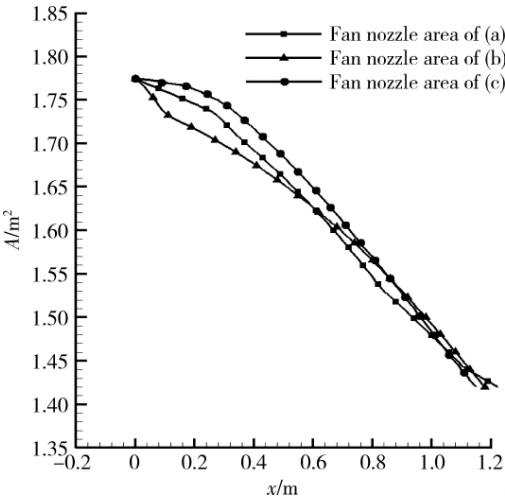


图 6 外涵道面积沿轴向变化

Fig. 6 Area of fan nozzle changes with axial length

在收缩段, 优化后收缩段变短, 通道面积收缩较快. 由于优化后涵道面积变化趋于均匀, 导致出口

速度场比较均匀,从而产生较大的推力;同时排气系统长度减小,导致摩擦损失减小,总压恢复系数略有增加,气动性能提高.另一方面,排气系统长度减小,可以减轻发动机质量,对于型面(C)可实现减重约 $14\text{ kg}^{[13]}$.

图8 为优化前后排气系统对称面上马赫数分

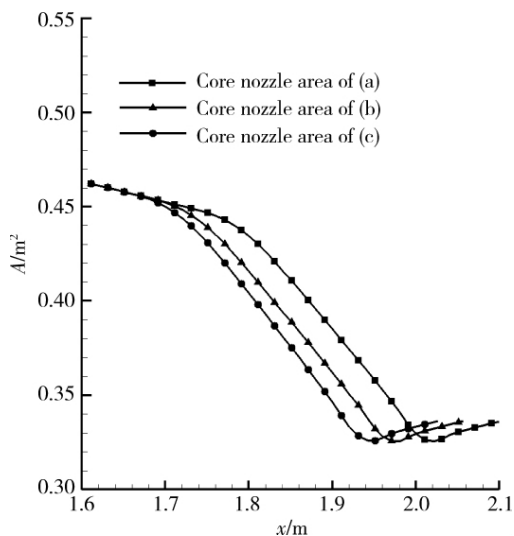


图7 内涵道面积沿轴向变化

Fig. 7 Area of core nozzle changes with axial length

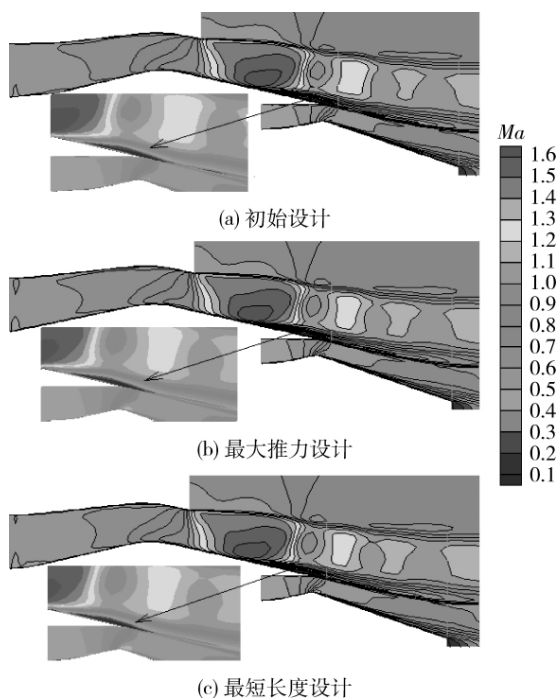


图8 优化前后排气系统附近马赫数分布

Fig. 8 Comparison of Mach number contour distribution near exhaust system of initial and optimal designs

布云图.由图可以看出外涵道内马赫数分布有所不同,这是由于优化后外涵道面积变化规律发生变化的缘故.优化后在内涵外罩下游的低马赫数区有所减小,排气系统的性能有明显提高.

5 结束语

1) 考虑遗传算法的天然并行性,将 MPI 技术与快速非支配排序算法、拥挤距离及拥挤距离比较算子相结合,对基本遗传算法进行改进,自主发展了主从式并行多目标遗传算法(PMGA)优化程序.

2) 将自主开发的定常轴对称雷诺时均 N-S 方程求解器以及分开式排气系统型面参数化设计程序嵌入 PMGA 之中,建立了分开式排气系统气动优化设计平台.

3) 应用该平台对某型分开式排气系统进行气动优化设计,得到了一组在三个目标上都优于初始设计的 Pareto 最优设计,并将典型的 Pareto 最优设计和初始设计进行分析、比较,证明了该气动优化设计平台的高效性与可靠性.

参考文献:

- [1] Lahti D J, Dietrich D A, Stockman N O, et al. Application of computational methods to the design of large turbofan nacelles[R]. AIAA-84-0121, 1984.
- [2] Babbitt R R, Cohn J A, Fleming K J. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study[R]. AIAA-91-2242, 1991.
- [3] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [4] 汪光文, 周正贵, 胡骏. 基于并行遗传算法压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 924-929. WANG Guangwen, ZHOU Zhenggui, HU Jun. Design optimization of compressor blades using parallel genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 924-929. (in Chinese)
- [5] 金东海, 桂幸民. 应用多目标遗传算法的叶栅气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 285-290. JIN Donghai, GUI Xingmin. Aerodynamic design optimization of cascade airfoils based on multi-objective genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 285-290. (in Chinese)
- [6] Whitaker K W, Prasanth R K. Design of exhaust nozzles using GA optimized neural networks [R]. AIAA-93-0410, 1993.
- [7] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 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[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 827-832. CHENG Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization design

- of single-expansion-ramp nozzle using genetic algorithms based on a parabolized Navier-Stokes solver [J]. Acta Aeronautics et Astronautics Sinica, 2007, 28(4): 827-832. (in Chinese)
- [8] 贺旭照,倪鸿礼,周正,等. 吸气式高超声速飞行器三维后体尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 687-690. HE Xuzhao, NI Hongli, ZHOU Zheng, et al. 3D afterbody nozzle nozzle optimization of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 687-690. (in Chinese)
- [9] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [10] Yen G G, LU Haiming. Dynamic multiobjective evolutionary algorithm: adaptive cell-based rank and density estimation[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2003, 7(3): 253-274.
- [11] 都志辉. 高性能计算之并行编程技术: MPI 并行程序设计[M]. 北京: 清华大学出版社.
- [12] 李松斌. 基于 MPICH 平台的多种群并行遗传算法[J]. 厦门大学学报: 自然科学版, 2006, 45(5): 646-651. LI Songbin. A multiple-population parallel genetic algorithm based on platform MPICH[J]. Journal of Xiamen University: Natural Science, 2006, 45(5): 646-651. (in Chinese)
- [13] 郭淑芬, 陈军, 赵洪利. 涡喷与涡扇发动机重量估算方法[J]. 航空发动机, 1999, (2): 8-10.