

基于复合进化算法和 Navier—Stokes 方程求解技术的透平叶栅气动优化设计

李 军, 任 斌, 丰镇平

(西安交通大学 能源与动力工程学院, 陕西 西安 710049)

摘 要: 提出了基于复合进化算法和 Navier—Stokes 方程求解技术的透平叶栅气动设计方法。复合遗传算法是结合进化算法与单纯形法, 通过对群体中的最差个体采用单纯形法进行改造, 提高进化遗传算法的搜索效率。透平叶栅的气动优化设计目标是总压损失最小。总压损失的计算采用 Reynolds 平均 Navier—Stokes 方程求解技术, 紊流模型采用 Baldwin—Lomax 代数紊流模型。优化设计变量是叶栅型线参数化 Bezier 曲线控制点坐标, 优化设计得到叶栅的总压损失减小了 20%。设计结果证明了本文所提出的优化技术对透平叶栅气动设计是一种有效的方法。

关 键 词: 复合遗传算法; 叶栅; 优化; 设计

中图分类号: TK472 文献标识码: A

1 引 言

随着计算机技术和计算流体动力学的发展, 为了满足日益激烈的市场竞争和缩短透平机械设计周期, 基于计算流体动力学和数值优化技术的透平叶栅气动优化设计技术得到了飞速的发展。透平叶栅的气动设计问题是一个非线性、多峰值以及设计变量和目标函数之间没有显示函数关系的复杂优化问题。传统的基于梯度的优化方法的应用受到了限制。近年来, 在透平机械叶栅气动优化设计中, 自然选择和优胜劣汰机理的进化计算方法^[1]得到了研究人员的重视并且成功地应用于飞机机翼的优化设计^[2]和透平机械叶栅的优化设计^[3]中。

进化算法 (Evolutionary Algorithms, EA) 是多点搜索的随机性优化方法, 它需要的计算时间远远大于基于梯度的优化算法, 而且透平机械气动优化设计中设计候选解的性能评价更需要大量的计算资源。为了更好地应用进化计算进行气动优化设计, 缩短设计周期, 需要提高进化计算的搜索效率。本文根据文献[4]将单纯形法和具有自适应交叉算子的进

化算法^[3]结合起来构成复合进化算法 (Hybrid Evolutionary Algorithms), 提高了传统进化算法的搜索效率。并应用一个典型的数学检验函数证明了本文提出的复合进化算法的高效性。

结合叶栅型线参数化技术, 雷诺平均 Navier—Stokes 方程求解技术和复合进化算法, 本文对跨音速轴流压气机叶栅进行了气动优化设计。优化设计目标是在设计工况下的叶栅总压损失最小。设计变量是叶栅型线参数化的 Bezier 曲线控制点坐标。优化设计结果表明优化设计得到的叶栅与初始叶栅相比总压损失减小 20%, 同时证明了本文所提出的叶栅优化设计技术是一种有效的气动优化设计方法。

2 复合进化算法

进化计算是一种自然选择和优胜劣汰机理的随机全局优化算法, 曾成功地应用于叶轮机械气动优化设计中。但是, 进化计算缺乏摄取群体共同优良特征的操作, 在气动优化设计问题的应用中产生效率偏低的情况。以单纯形法为代表的优化方法, 对设计个体进行反射、扩张、压缩和旋转的操作实现寻优。利用单纯形法对进化种群中的最差个体进行操作, 迫使最差点向最好点靠拢, 强行使其集中群体中有利于优化进化的共同特征。即在进化计算的进化过程中, 在完成种群的选择之后, 以单纯形法改造交配池中最差个体, 并使改造后的个体参与产生子代的交叉和变异, 同时, 最佳个体和最差个体直接遗传给下一代。这就是复合进化算法的基本思想^[4]。

本文采用的复合进化算法应用实数编码方法和基于联赛的选择算子。对于种群中的最佳个体和四个最差个体, 在经选择得到的优良个体组成的交配池中应用单纯形法进行改造。不妨假设包括最佳个

体 X^H 和四个最差个体 $X_1^L, X_2^L, X_3^L, X_4^L$ 的交配池群体个数是 N 。具体改造步骤如下:

(1) 计算交配池群体的形心:

$$X^C = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N X^i \quad (i \neq H)$$

(2) 两点 X^L 和 X^C 的连线方向是有利的进化方向。

对 X_1^L 进行反射:

$$X_1^{L'} = X^C + \alpha(X^C - X_1^L) \quad \alpha = 1$$

对 X_2^L 进行收缩:

$$X_2^{L'} = X^C + \beta(X_2^L - X^C) \quad 0 < \beta < 1$$

对 X_3^L 进行向最佳个体点收缩:

$$X_3^{L'} = X^H + 0.5(X_3^L - X^H)$$

对 X_4^L 进行旋转:

$$X_4^{L'} = 0.309[(X_4^L - X^H) + (X^C - X^H)] + X^H$$

(3) 最佳个体 X^H 和按照上两步改造后的最差个体保留在交配池群体中, 并直接进入下一代。

交叉算子采用加权平均的方法从父代个体生成子代个体^[3]:

$$\gamma_i^{t+1} = \lambda \gamma_i^t + (1 - \lambda) \gamma_j^t \quad (1)$$

$$\gamma_j^{t+1} = (1 - \lambda) \gamma_i^t + \lambda \gamma_j^t \quad (2)$$

$$\lambda = \begin{cases} 0.5(1 + (2c)^{1/(\eta+1)}) & c \leq 0.5 \\ 0.5(1 + (1/2(1-c))^{1/(\eta+1)}) & c > 0.5 \end{cases} \quad (3)$$

其中加权参数 λ 由式(3) 计算得到, 式(3) 中 $\eta = 1.0$ 是该交叉算子的控制参数, 可以控制生成子代与父代之间的距离。

非均匀一致变异算子^[1] 用于细化搜索空间:

$$\gamma'_i = \begin{cases} \gamma_i + (\text{Max} - \gamma_i)\beta(1 - \frac{t}{T})^b & \beta \leq 0.5 \\ \gamma_i + (\gamma_i - \text{Max})\beta(1 - \frac{t}{T})^b & \beta > 0.5 \end{cases} \quad (4)$$

式(4) 的细化参数 $b = 2.0, \beta \in [0, 1]$, 的随机数。

图1 给出了复合进化算法的流程图。关于复合进化算法的收敛性证明可参阅文献[4]。

我们采用典型的数学检验函数检验本文复合进化算法的优化性能^[1]。

最小化:

$$x_N^2 + \sum_{k=0}^{N-1} (x_k^2 + u_k^2)$$

式中

$$x_{k+1} = x_k + u_k, x_0 = 100.0, u_k \in [-200, 200], N = 45.$$

优化检验函数采用的复合进化算法中有关控制参数的种群数是 70, 进化代数是 4000, 交叉概率和变异概率分别是 0.80 和 0.02。图2 给出了 5 次随机产生的初始种群的简单进化算法和复合进化算法的收敛曲线。可以看到复合进化算法均能得到全局最优解, 而简单进化算法却没有得到全局最优解。

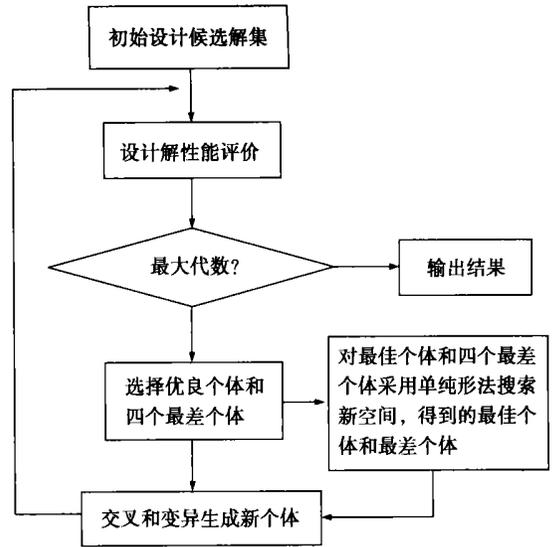


图1 复合进化算法流程图

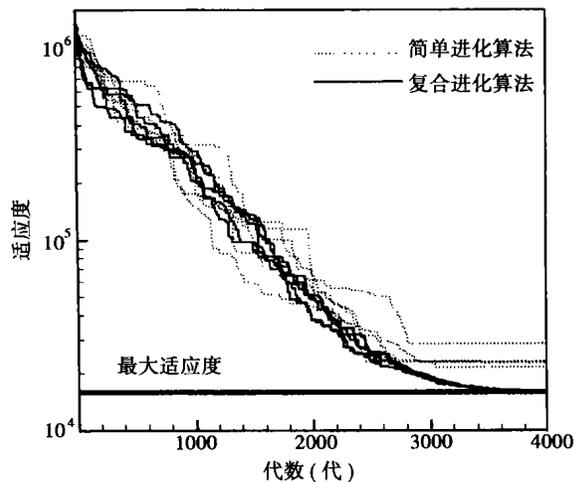


图2 简单进化算法和复合进化算法的进化历程

3 叶栅优化设计

透平叶栅的气动优化设计是在连续空间中非线性和设计变量与目标函数之间没有显示函数关系的优化设计问题, 进化算法无需目标函数的导数信息

和其它辅助信息, 在优化过程中只利用目标函数值信息进行, 因此基于进化算法的叶栅气动优化设计方法得到了广泛的应用。本文提出的复合进化算法对一轴流跨音速压气机叶栅进行气动优化设计, 用来检验复合进化算法的性能, 同时提高透平叶栅的气动优化设计技术。本文对轴流跨音速压气机叶栅的优化设计目标是 minimized 总压损失, 最小化 $f = (p_{\text{exit}}^l - p_{\text{inlet}}^l) / (p_{\text{inlet}}^l - p_{\text{inlet}}^s)$, 其中 p^l, p^s 分别是总压和静压, 下标 exit, inlet 分别表示叶栅的出口和进口截面。约束条件是叶型的最大厚度不小于初始叶型的 90%, 压升不小于初始叶型的 90%。该跨音速叶栅的运行工况进口马赫数为 0.92, 以叶栅弦长为特征长度的雷诺数是 125 000, 进口气流角 58.5° 。

我们采用两条 4 阶 Bezier 曲线参数画叶栅的压力面和吸力面几何型线^[9]。

$$y(t) = \sum_{i=0}^4 C_4^i t^i (1-t)^{4-i} y_i \quad (6)$$

其中 $t \in [0, 1]$ 是 Bezier 曲线自变量。

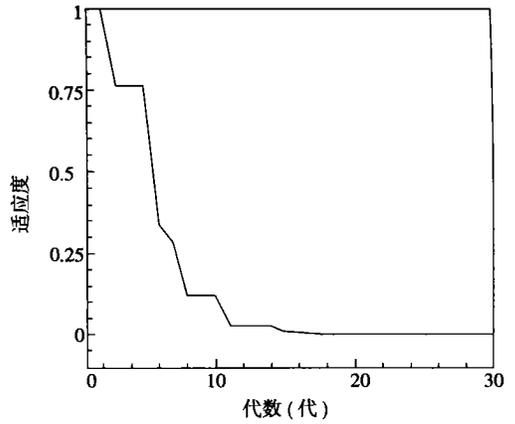


图 5 叶栅优化设计历程

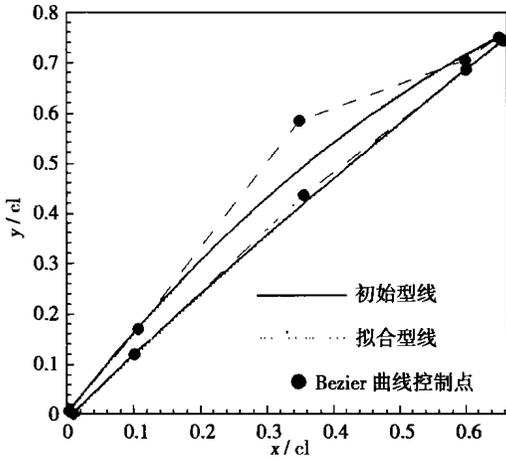


图 3 透平叶栅型线参数化 Bezier 曲线控制点分布

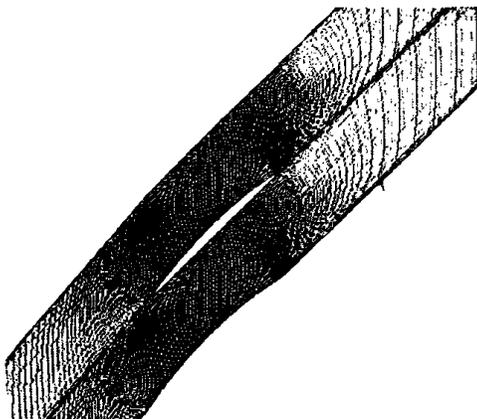


图 4 透平叶栅计算网格 (161 × 49)

$$x(t) = \sum_{i=0}^4 C_4^i t^i (1-t)^{4-i} x_i \quad (5)$$

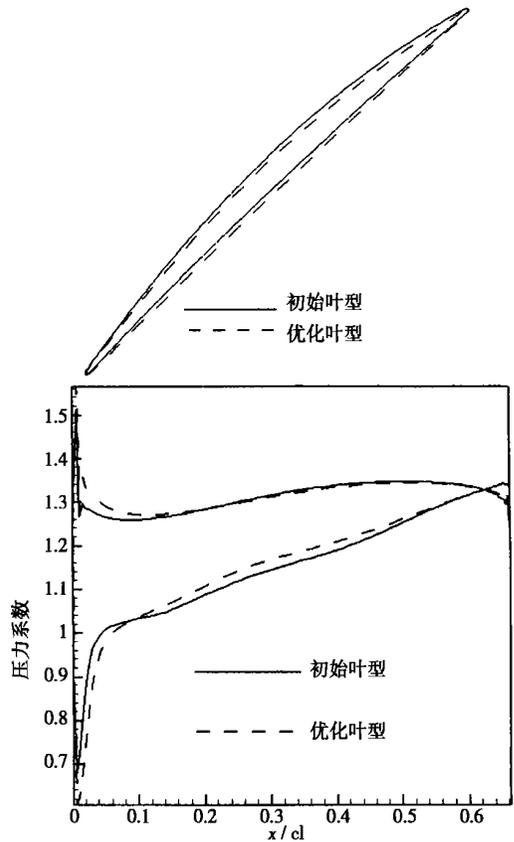


图 6 优化叶栅和初始叶栅的型线和压力系数分布比较

图 3 给出了初始压气机叶栅几何型线, 拟合的叶栅几何型线和 Bezier 曲线控制点分布。我们可以看出 Bezier 曲线能用尽可能少的变量来拟合叶栅几何型线。

通过采用控制点纵坐标作为设计变量, 即 $\{y_1^p, \dots, y_5^p, y_1^s, \dots, y_5^s\}$ 作为设计变量。上标 p, s 分别表示压力面和吸力面。通过在合适的变量范围内改变设计变量值, 得到不同的叶栅几何型线。

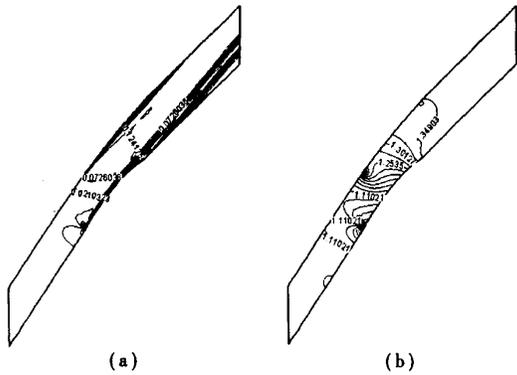


图 7 初始叶栅总压损失系数(a)和压力系数(b)等值线分布

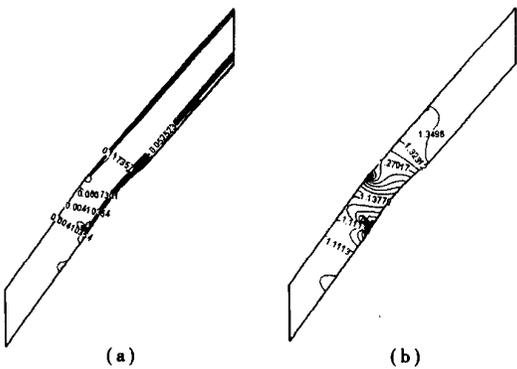


图 8 优化叶栅总压损失系数(a)和压力系数(b)等值线分布

叶栅气动性能分析方法采用有限差分方法数值求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 对流项采用二阶中心差分格式, 粘性项采用一阶迎风格式; 为了光滑地捕捉激波, 附加具有正系数的二阶人工粘性项; 为了抑制数值解的奇偶失联振荡, 附加具有负系数的四阶耗散项。时间推进采用二步 Rung-Kutta 法。紊流模型采用 Baldwin-Lomax 代数紊流模型。计算网格如图 4 所示, 网格数是弦长方向 169, 栅距方向是 49, 其中弦长方向的网格数包括前缘和尾缘延伸段, 叶栅通道的网格数是 91。

在叶栅优化设计中, 复合进化算法的参数设定是种群规模是 60, 最大进化代数是 30, 交叉和变异概率分别是 0.80 和 0.02。图 5 给出了优化设计最大适应值的进化过程, 其中适应值是采用最小适应

值和最大适应值线性化处理。图 6 表示了初始叶栅型线和优化叶栅型线以及相应的压力分布比较。可以看出为了减小总压损失, 叶栅的汽流转折角减小, 同时在保证机械强度的条件下, 叶栅的厚度也相应变薄。

初始叶栅的总压损失为 0.0364, 优化设计得到的叶栅总压损失系数为 0.029, 总压损失减少了 20%。图 7 给出了初始叶栅的总压损失系数(a)和压力系数分布(b)情况, 图 8 给出了优化叶栅的总压损失系数和压力系数分布情况。从优化叶栅的总压损失等值线分布可以看出叶栅进口处激波造成的总压损失明显小于初始叶栅。从压力等值线分布可以看出优化叶栅和初始叶栅的压升相近, 满足优化设计的约束条件。

4 结 语

为了提高传统进化算法的搜索效率, 在传统进化算法的基础上, 对设计种群中的最差个体采用单纯形法进行改造, 提高了进化算法的搜索效率。典型的数学检验函数证明了复合进化算法的有效性。在此基础上, 本文采用基于进化算法和单纯形法的复合进化算法对轴流跨音速压气机叶栅进行气动优化设计。设计目标是 minimized 总压损失, 优化设计结果表明, 得到的优化型线的总压损失减小 20%, 同时证明了本文的复合进化算法对于透平叶栅气动优化设计是一个有效的新型进化算法。

参考文献:

- [1] MICHALEWICZ Z. Genetic algorithms + data structures = evolution programs[M] . Springer-Verlag, 1996.
- [2] OYAMA A, OBAYASHI S, NAKAMURA T. Real-coded adaptive range genetic algorithm applied to transonic wing optimization[A] . **Lecture Notes in Computer Science 1917, Parallel Problem Solving from Nature - PPSN VI**[C] . Springer, 2000. 712-721.
- [3] LI J, SATOFUKA N. Optimization design of a compressor cascade airfoil using a Navier-Stokes solver and genetic algorithms[J] . **Proc Instn Mech Engrs, J Power and Energy**, 2002, 216: 195-202.
- [4] 李 强, 周 济. 连续解空间的复合遗传算法[J] . 科学通报, 1998, 43(24): 2662-2668.
- [5] DEB K, AGRAWAL R B. Simulated binary crossover for continuous search space[J] . **Complex Systems** 1995, 9, 115-148.
- [6] QUAGLIARELLA D, VICINI A. 2000; Gas for Aerodynamic Shape Design I: General Issues, Shape Parameterization Problems and Hybridization Techniques[A] . **Genetic Algorithms for Optimization in Aeronautics and Turbomachinery**[C] , 1999-2000 VKI Lecture Series, 2000, 1-12.

(渠 源 编 辑)

film, compact heat exchanger

一种多孔介质蒸发冷却中冷器性能的初步研究 = **A Preliminary Study of the Performance of a Porous-medium Evaporative Cooling-based Intercooler** [刊, 汉] / ZHANG Zhen-yi, ZHANG Yan, SUN Yu-feng (College of Power and Nuclear Energy Engineering under the Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2004, 19(2). — 163 ~ 166

The theory and construction of an evaporation-cooled intercooler is briefly described. By way of wind tunnel tests the resistance and temperature-reduction characteristics of various packings were verified, resulting in the selection of proper packing media. It is shown that the evaporation-cooled intercooler is simple in theory and can be installed at the inlet of a diesel and gas turbine and employed on a ICR (intercooled recuperative) marine gas turbine. It is feasible to use the intercooler under discussion to replace an originally installed intercooler. **Key words:** evaporative cooling, intercooler, packing

基于复合进化算法和 Navier—Stokes 方程求解技术的透平叶栅气动优化设计 = **Optimized Aerodynamic Design of Turbine Cascades Based on Composite Evolutionary Algorithms and Navier-Stokes Equation Solution Techniques** [刊, 汉] / LI Jun, REN Bin, FENG Zhen-ping (College of Energy & Power Engineering and Institute of Turbomachinery under the Xi'an Jiaotong University, Xi'an, China, Post Code: 710049) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2004, 19(2). — 167 ~ 170

The optimized aerodynamic design of turbine cascades is presented, which has been based on composite evolutionary algorithms and Navier-Stokes equation solution techniques. By combining evolutionary algorithms with a Simplex method the resulting composite evolutionary algorithms can enhance the search efficiency of evolutionary hereditary algorithms through a reform of the worst individuals in a population by using the Simplex method. The design objective of turbine cascade aerodynamic optimization is to minimize the total pressure loss. The coordinates of the control points of Bezier curves for the cascade profile parametrization serve as the optimized design variables. Reynolds-averaged Navier-Stokes equation solution techniques were used to calculate the total pressure loss. Baldwin-Lomax algebraic turbulent model is used as a turbulent model. The optimized design has reduced the total pressure loss of the cascades by 20%. The design results demonstrate that the optimization techniques used by the authors for the turbine-cascade aerodynamic design proved to be an effective approach. **Key words:** composite hereditary algorithm, turbine cascade, optimization, design

一种多股流换热器综合性能优化设计方法 = **Comprehensive-performance Optimization Design Method for Multi-stream Heat Exchangers** [刊, 汉] / ZHAO Yong-qin, CUI Guo-min, LU Hong-bo, LI Mei-ling (Research Institute of Thermal Engineering under the Shanghai University of Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2004, 19(2). — 171 ~ 174

On the basis of a comprehensive consideration of such factors as volume, weight and resistance, etc a flow-channel layout and an optimized design were carried out for a multi-stream heat exchanger. Moreover, a dimensionless analytical method is applied to define a synthesis (syn) factor and synthesis line, etc in order to evaluate the comprehensive performance of the heat exchanger. A detailed analysis is performed of the process of fin-structure comprehensive optimization by making use of the synthesis factor. A comparison of the analysis results with design ones indicates that the method under discussion is suitable for the comprehensive-performance optimization design of the multi-stream heat exchangers. **Key words:**