

文章编号: 1000-8055(2008)06-1019-05

基于全局气动优化方法的跨声速叶栅 气动优化

宋立明, 罗 常, 李 军, 丰镇平
(西安交通大学 叶轮机械研究所, 西安 710049)

摘 要: 提出了适用于叶栅三维气动设计优化的全局自动气动优化方法. 对 NASA Rotor 37 转子叶栅进行了气动优化设计. 利用该叶栅的试验数据校核了计算流体(CFD)程序的可靠性. 以等熵效率最高为目标函数, 在满足流量约束和总压比约束的条件下, 完成了跨声速叶栅的气动优化设计. 优化叶栅的等熵效率提高了 1.66%, 具有优秀的气动性能和变工况性能. 优化结果表明, 通过优化三维跨声速叶栅的型线和径向基迭方式, 可以有效的减小跨声速叶栅的激波损失.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 气动优化; 跨声速; 三维叶栅; 自适应差分进化算法
中图分类号: V231; O354 **文献标识码:** A

Aerodynamic optimization of transonic cascade using global aerodynamic optimization method

SONG Li-ming, LUO Chang, LI Jun, FENG Zhen-ping

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A global aerodynamic optimization method was proposed for three-dimensional cascade design. The method was applied to the NASA Rotor 37, which was a test transonic compressor cascade representing complex three-dimensional viscous flow structures. The capability of the computational fluid dynamics(CFD) code was validated by comparing the computed results with experimental data available in the open literature. The transonic cascade was optimized for the maximization of the isentropic efficiency under given flow conditions, using constraints on the mass flow rate and the total pressure ratio. The isentropic efficiency of the optimized design was 1.66% higher than that of the reference design, showing a better aerodynamic performance and better off-design performance. It shows that the shock losses of the transonic cascade could be reduced by optimizing the profiles of the transonic cascade and its radial stacking mode.

Key words: aerospace propulsion system; aerodynamic optimization; transonic; three-dimensional cascade; adaptive range differential evolution

现代航空发动机由于低油耗、高负荷的发展要求,广泛采用跨声速叶栅.该类叶栅的内部流动非常复杂,存在着复杂的激波结构及激波与主流、边界层的相互作用,设计高效率且满足各类流动条件的跨声速叶栅型线具有较大的挑战性.

本文以采用粗粒度并行策略的并行自适应差分进化算法为优化求解器,利用非均匀 B 样条曲面造型方法对三维叶栅进行参数化处理,通过求解时均 N-S 方程评价叶栅的气动性能,提出了一种适用于叶栅三维气动设计优化的全局自动气动

收稿日期: 2007-06-13; 修订日期: 2007-10-22

作者简介: 宋立明(1979-),男,湖北荆门人,博士,主要从事叶轮机械气动热力学与气动优化设计方面的研究.

优化算法.

应用全局自动气动优化算法,对 NASA Rotor 37 转子叶栅进行了气动优化设计.优化叶栅满足指定的约束条件,其等熵效率提高了 1.66%,具有优秀的气动性能和变工况性能.

1 全局气动优化方法

以并行进化算法为核心,耦合三次 B 样条曲面造型方法和 Navier-Stokes 方程求解技术,发展了一种适用于叶轮机械叶栅三维气动优化设计的全局自动气动优化方法.图 1 示出了这一方法所包括的优化算法、叶栅型线参数化、叶栅性能评估及叶栅适应值函数计算等 4 个基本模块.

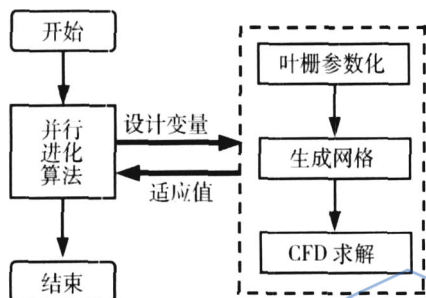


图 1 自动气动优化方法

Fig. 1 Global automatic aerodynamic optimization method

1.1 优化算法

进化算法(Evolutionary algorithms),包括进化规划、进化策略及遗传算法,是一类基于自然选择和遗传学原理的随机优化算法^[1].近年来,耦合进化算法和 CFD 求解技术所形成的新的气动优化算法,已成功的应用于气动优化设计领域^[2-4].

进化算法应用于气动优化设计领域的一个明显不足是进化算法获得可行解的时间远超过梯度优化算法.为克服这一缺点,必须开发高效的进化算法并采用并行策略.由 Storn 和 Price 于 1996 年提出的差分进化算法^[5],采用差分算子,利用种群中多个个体的信息,具有优秀的鲁棒性和全局寻优能力,已成为一种广泛关注的进化算法^[6].本文采用改进的并行自适应差分进化算法(简称 ARDE)为优化求解器.该算法采用粗粒度的并行策略,通过种群的熵自适应的减小种群的搜索范围,具有优秀的搜索效率和全局收敛性能,适用于气动优化设计^[2].

1.2 叶栅型线参数化方法

三维叶片参数化处理的方法是^[7]:沿叶高方

向选择一系列二维截面并对其进行参数化处理,然后根据一定的规则基叠二维截面,通过蒙面法生成三维叶片.图 2 以 NASA Rotor 37 为例,选择根部、中间和顶部截面进行参数化处理的过程.

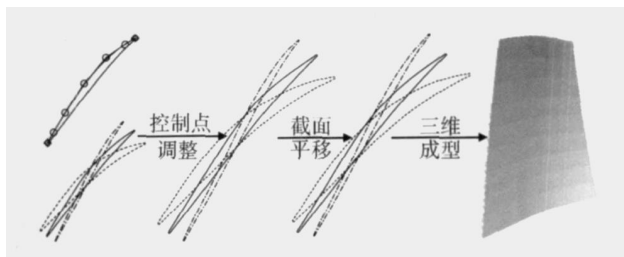


图 2 NASA Rotor 37 转子叶栅参数化方法

Fig. 2 Parameterization method of NASA Rotor 37

二维截面型线参数化处理的步骤是:首先将二维叶型分为压力面和吸力面,然后采用三次非均匀 B 样条曲线分别拟合压力面和吸力面型线,最后按一定的规律调整控制点对二维型线进行修改.为减少设计变量,并使控制点的变化引起型线最大的变化,本文中控制点的变化方向取型线法线方向.这样,一个控制点可由一个参数来定义.并且,由于吸力面对于流动的影响大大超过了压力面,本文中固定压力面型线不变,仅改变吸力面型线(图 2).

1.3 CFD 方法及叶栅性能函数

本文通过求解时均 N-S 方程来评价叶栅的气动性能,粘流计算采用 S-A 紊流模型.

叶栅优化过程中需满足一定的约束条件,如:流量、出口气流角、出口马赫数及二维叶型面积等.在完成 CFD 计算后,采用罚函数方法对约束条件进行统一处理.叶栅气动优化设计可表示为

$$\max F_{obj}(\gamma) = f(\gamma)/p(\gamma)$$

$$\text{s.t. } g_i(\gamma) \geq 0; \quad (i = 1, 2, \dots, m) \quad (1)$$

其中 $f(\gamma)$ 表示叶栅型线 γ 根据不同的优化目标由 CFD 计算得到的叶栅性能; $p(\gamma)$ 是型线 γ 约束处理函数,其定义是

$$p(\gamma) = 1 - \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \left[\frac{\Delta b_i(\gamma)}{b_i} \cdot \beta \right]^\alpha$$

$$\Delta b_i(\gamma) = \max\{0, g_i(\gamma) - b_i\} \quad (2)$$

其中 $\Delta b_i(X)$ 是约束 i 的违反量, α 是指数惩罚因子, β 是乘法惩罚因子.

2 跨声速压气机叶栅气动优化

2.1 问题描述

采用自动气动优化设计方法,对 NASA Rotor 37 转子进行了气动优化设计.

NASA Rotor 37 转子叶片采用多圆弧设计,至今仍然是实用的高性能跨声速压气机叶栅的代表.表 1 给出了该叶栅的计算参数.为保证 CFD 程序计算的正确性,选择有完整试验数据的工况对 CFD 程序进行校核,此时的流量为堵塞工况流量的 0.98 倍.为了加速收敛,优化设计点选择在堵塞工况附近.

表 1 叶栅 CFD 计算参数
Table 1 Parameters of NASA Rotor 37

计算参数	数 值
叶片数	36
展弦比	1.19
转速	17 188.7
进口总温/ K	288.15
进口总压/ Pa	101 325.0
出口静压/ Pa	120 500.0 (校核)
	115 000.0 (优化设计)

本节首先利用试验结果对 CFD 计算结果校核,然后以等熵效率最高为目标函数,进行气动优化设计.在校核和优化过程中,叶顶间隙设定为 0.356 mm,网格节点数为 403 275,如图 3 所示.

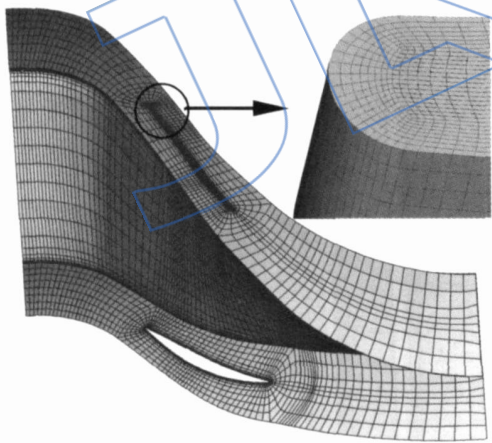


图 3 叶栅几何外形和网格示意图

Fig. 3 Geometrical profile and computational grid

2.2 CFD 校核

图 4 比较了 90 %叶高相对马赫数分布,CFD 计算值和试验值^[8]吻合很好.主要区别在于 CFD 计算获得的各截面进口激波的位置向进口边有所偏移,强度略微有所增加.图 5 比较了叶栅出口第 4 站处等熵效率沿叶高的分布^[9].CFD 计算与试验值吻合很好.

图 6 校核了叶栅的等熵效率和总压比随流量

变化的性能特性曲线.计算得到的等熵效率特性曲线和总压比特性曲线与试验值吻合的较好.

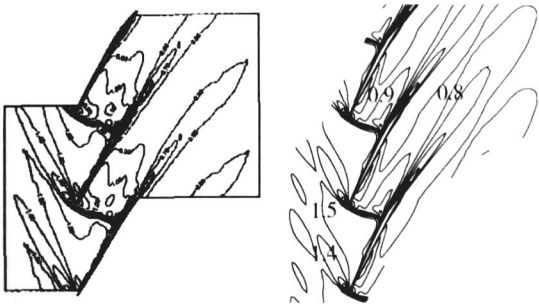


图 4 试验(左)和计算 90 %相对叶高马赫数等值线分布

Fig. 4 Mach number counters of experiment (left) and computation for Rotor 37 at 90 % span

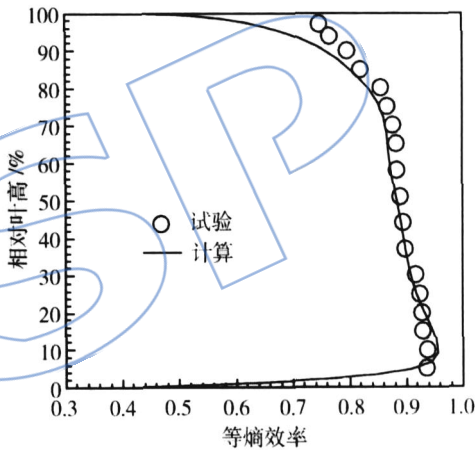


图 5 等熵效率沿展向分布

Fig. 5 Isentropic efficiency along the span wise

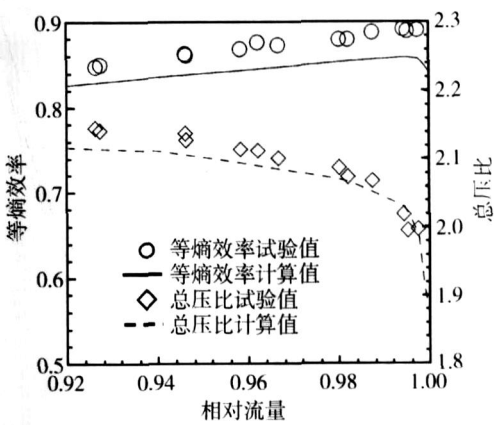


图 6 性能特性曲线

Fig. 6 Off-design performance

2.3 目标函数

等熵效率是叶栅各种损失的综合反映,是衡量叶栅性能的一个重要参数.本文以等熵效率来评估叶栅的气动性能,且要求叶栅的流量和总压比等满足指定的约束条件.因此,目标函数定义为

$$\begin{aligned} \max F_{\text{obj}}(\boldsymbol{\gamma}) &= f(\boldsymbol{\gamma})/p(\boldsymbol{\gamma}) = \eta_s(\boldsymbol{\gamma})/p(\boldsymbol{\gamma}) \\ \text{s.t. } 0.98 \cdot m_{\text{ref}} &\leq m \leq 1.01 \cdot m_{\text{ref}} \\ p_{2,\text{ref}}^i/p_{1,\text{ref}}^i &\leq p_2^i/p_1^i \leq 1.04 \cdot p_{2,\text{ref}}^i/p_{1,\text{ref}}^i \end{aligned} \quad (3)$$

另外,在优化过程中保证二维叶栅型线的最大厚度与参考二维叶栅型线的偏差不超过 8 %.

2.4 设计变量

采用本文提出的三维叶栅参数化方法对 NASA Rotor 37 转子叶栅进行参数化处理,选择根部截面、中间截面和顶部截面进行气动优化设计.其中,根部截面取 5 个吸力面控制点参数,中间和顶部截面分别取 5 个吸力面控制点参数、1 个周向平移参数和 1 个轴向平移参数(图 2)共 19 个参数进行优化.

2.5 设计结果及讨论

在优化过程中,种群大小设定为 40,截止代数为 60 代,利用 10 个 CPU 进行气动优化设计.

图 7 比较了优化前后叶栅根部、中间和顶部截面的型线及叶栅的三维造型.可见,优化后叶栅顶部截面变化较大,近喉部处曲率半径减小;同时优化后叶栅的中间截面都向上平移,顶部截面都向下平移,形成了向旋转方向弯曲的设计.另外,优化叶栅的顶部截面沿轴向向后平移,形成了类似于后掠的设计.

图 8 比较了优化前后 90 % 叶高相对马赫数等值线.图 9 比较了优化前后 90 % 叶高熵等值线.可见,优化后顶部截面激波位置明显后移,激波强度明显减弱,从而有效减小了激波损失.

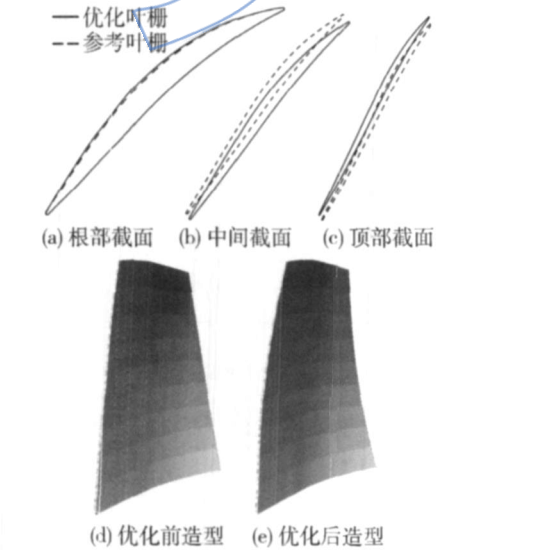


图 7 优化前后叶栅的二维型线和三维造型
Fig. 7 Profile and 3-D shape of the optimum and reference design

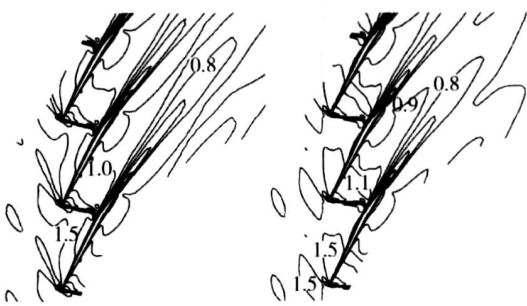


图 8 优化前(左)后 90 % 叶高马赫数等值线
Fig. 8 Mach number contours at 90 % span of the reference (left) and optimization rotor



图 9 优化前(左)后 90 % 叶高熵等值线
Fig. 9 Entropy contours at 90 % span of the reference (left) and optimization rotor

图 10 给出了优化前后出口第三站处熵等值线的分布,可见,优化后顶部尾迹区域的损失明显减少.图 11 比较了出口第 4 站处等熵效率沿展向的分布.优化叶栅的等熵效率上升了 1.66 %,沿

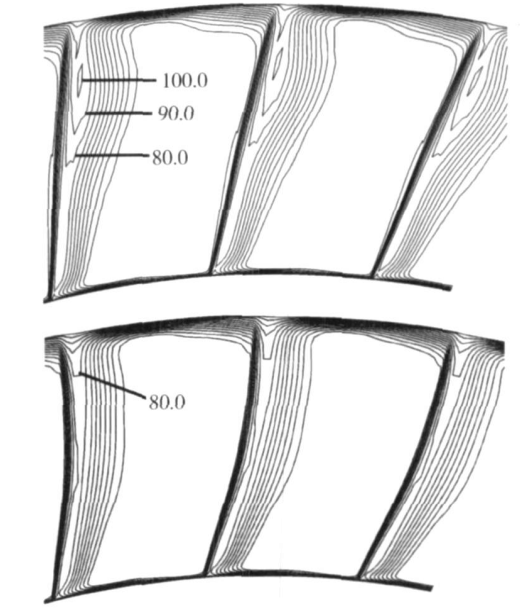


图 10 优化前(上)后出口第三站熵等值线分布
Fig. 10 Entropy contours at station 3 before (upper) and after optimization

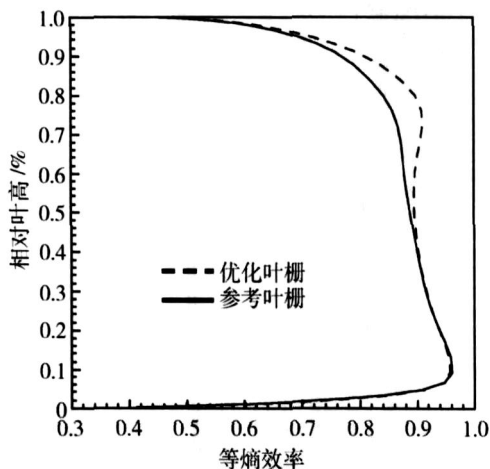


图 11 等熵效率沿展向的分布

Fig. 11 Isentropic efficiency along the span wise

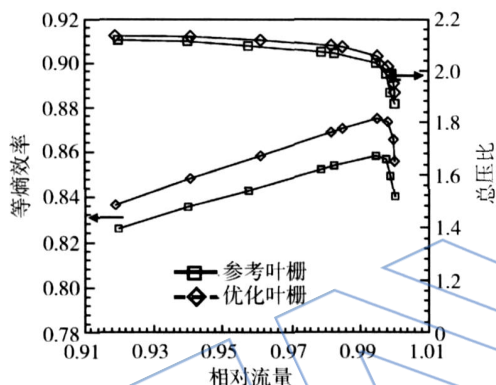


图 12 叶栅变工况性能特性曲线

Fig. 12 Off-design performance of the of the rotor

整个展向尤其是顶部区域明显提高;总压比相对上升了 1.28 %,满足约束条件。

跨声速压气机叶栅的变工况性能非常重要。但由于优化设计是在单一工作点上进行的,必须对优化叶栅的变工况性能进行校核。图 12 比较了优化前后叶栅等熵效率和总压比随流量变化的特性曲线。优化后,叶栅的喘振裕度有所提高,且在工作范围内,优化叶栅的等熵效率和总压比都有不同程度的提高,表明优化叶栅有优越的变工况性能。

3 结 论

1) 以并行 ARDE 算法为优化求解器,采用 B 样条曲面造型方法对三维叶栅进行参数化处理,通过求解雷诺平均 N-S 方程评估三维叶栅的气

动性能,利用罚函数方法对各类约束条件进行统一的处理,提出了一种适用于叶轮机叶栅三维气动优化设计的全局自动气动优化方法。

2) 利用全局自动气动优化方法,以等熵效率最高为目标函数,选择 19 个设计变量,在满足流量约束和总压比约束的条件下,对 NASA Rotor 37 转子叶栅进行了气动优化设计。优化后,叶栅的等熵效率提高了 1.66 %,其气动性能和变工况性能有明显的提高,表明该算法适应于气动优化设计。

3) 通过优化三维跨声速叶栅的型线和径向基迭方式,可以控制激波的位置,减小激波的强度。从而有效的减小跨声速叶栅的激波损失,提高叶栅的气动性能。

参考文献:

- [1] Michalewicz Z. Genetic algorithms + data structures = evolution programs [M]. Berlin: Springer-Verlag, 1996.
- [2] SONG Liming, FENG Zhenping, LI Jun. Shape optimization of turbine stage using adaptive range differential evolution and three-dimensional Navier-Stokes solver [R]. Nevada: ASME Turbo Expo 2005, ASME Paper 2005-GT-68280, 2005: 1033-1040.
- [3] Benini E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (3): 559-565.
- [4] Toyotaka S. A study of advanced high-loaded transonic turbine airfoils [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, (128): 650-657.
- [5] Storn R. Minimizing the real functions of the ICEC '96 contest by differential evolution[R]. Nagoya: IEEE Conference on Evolutionary Computation, 1996: 842-844.
- [6] Hrstka O. A competitive comparison of different types of evolutionary algorithms [J]. Computers & Structures, 2003, 81: 1979-1990.
- [7] Korakianitis T. Surface-curvature-distribution effects on turbine-cascade performance [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, (115): 334-340.
- [8] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure ratio core compressor[R]. NASA TP 1337, 1978.
- [9] Moore R D, Reid L. Performance of single axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratio of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05[R]. NASA TP 1659, 1980.