

文章编号:1000-8055(2012)08-1826-06

某型 7 级轴流压气机中间级三维气动数值优化

刘晓嘉¹, 宁方飞²

- (1. 中国航空工业集团公司 中国轻型燃气轮机开发中心, 北京 100028;
2. 北京航空航天大学 航空发动机数值仿真中心, 北京 100191)

摘 要: 针对多级压气机三维气动数值优化中存在的级间匹配与计算成本难以兼顾的问题, 采用了只对待优化级进行单级三维数值求解, 而在边界条件中考虑级环境影响的优化策略, 对某型 7 级高负荷轴流压气机存在叶背分离的第 4 级静子进行了数值优化。在有限的计算时间内, 多级压气机绝热效率相比原始设计提高了近 0.8%, 压比增加了近 4%, 压气机的整体性能得到提高。应用表明: 该优化策略较好地平衡了级间匹配与计算成本的矛盾。

关 键 词: 多级轴流压气机; 三维气动数值优化; 级环境; 优化策略; 级匹配

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Three-dimensional aerodynamic optimization of intermediate stator of 7-stage axial compressor

LIU Xiao-jia¹, NING Fang-fei²

- (1. China Light Gas Turbine Developing Center, Beijing 100028, China;
2. Aero engine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the conflict between stage-matching and computational cost during the 3-D (three-dimensional) aerodynamic optimization of multi-stage axial compressor, an optimization strategy was proposed, in which the stage to be optimized was simulated instead of the whole multi-stage compressor, while the stage environment was taken into account in the boundary conditions. The 4th stator with suction separation of a highly loaded 7-stage axial compressor has been optimized. Within the limited time, the adiabatic efficiency was improved about 0.8%, the total pressure ratio was improved about 4%, and the overall performance of the compressor was improved effectively. It is proved that the stage-matching and computational cost aer well balanced by this optimization strategy.

Key words: multi-stage axial compressor; three-dimensional aerodynamic optimization; stage environment; optimization strategy; stage-matching

多级压气机三维(3-D)数值优化由于受到级间匹配问题和计算成本两方面的影响, 是压气机数值优化中的一个难点问题。在公开发表的文献中, 可看到大量针对单级风扇/压气机的数值优化研究, 但涉及多级压气机优化的却相对很少。在可

见的多级压气机数值优化工作中, 目标函数的求解器大多不是全三维计算流体动力学(CFD), 而是采用 S_2 计算程序作为设计方案的性能评估方法^[1-3]。这类方法由于优化速度快、计算成本低而成为目前多级压气机三维数值优化中最常用的方

收稿日期: 2012-03-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1826_021.html

作者简介: 刘晓嘉(1981—), 女, 土家族, 湖北恩施人, 工程师, 博士生, 主要从事压气机优化设计方面的研究。

法,其缺点是 S_2 程序对所使用的各种经验模型依赖较大.采用全三维 CFD 程序作为流场求解器较少依赖经验模型,且可以相对全面地捕捉压气机内部流动特征,但计算成本会成量级上升.适当的优化策略可以在发挥全三维 CFD 优势的同时考虑级间影响,并将计算量降低到工程可承受范围.

作者在自主开发的压气机气动数值优化设计平台上对某型7级高负荷轴流压气机第4级静子进行了三维气动数值优化设计,消除了原始设计吸力面机匣角区较明显的流动问题,有效提高了7级压气机的整体性能.

1 优化策略

某型7级轴流压气机包括进口导叶(IGV)和出口导叶(OGV)在内共计16排叶片,中、后级为小展弦比叶片,压气机轮毂比较高,从功分配来看中间3级的负荷较高.如图1所示,在该压气机设计点流量下第4级静子叶背出现分离,是损失的主要来源,故选择对该静子进行数值优化.考虑到转子和静子之间存在的相互影响,以及第4级所处的多级环境,第4级静子的优化环境取为第4级压气机整级.相应地,CFD模拟对象为第4级,进出口边界条件从原型机设计点的多级计算结果中提取,即进口边界条件取为第3级静子出口周向平均的总温、总压、周向气流角、径向气流角以及湍流黏度的展向分布;出口边界条件取为第4级静子出口周向平均的静压的展向分布.目标函数取为第4级绝热效率,通过罚函数保证流量不会减少,即

$$f_{\text{obj}}(X) = -\eta_{\text{ad}} + f_{\text{penalty}} \quad (1)$$

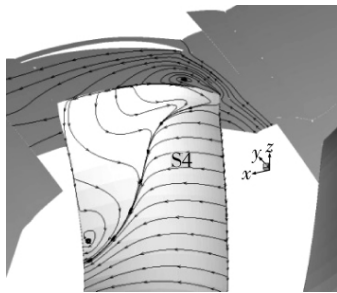


图1 第4级原始静子设计点局部近表面极限流线

Fig. 1 Local limited streamline of the original 4th stator at design point

1.1 优化变量

优化中对第4级静子的二维叶型保持不变,通过对积叠线的调整来控制叶片的弯掠.如图2

所示,叶片由不同叶高的19个叶型截面描述.在原始设计中,第4级静子靠近机匣处存在较大分离,且占据了50%叶高以上的部分.因此,可选择其中0%,10%,20%,50%,80%,100%叶高截面的重心作为积叠线的控制点,固定0%,10%,20%和50%叶高处的4个截面,而只改变80%和100%叶高处的截面位置,以此修正叶片50%叶高以上部分的三维积叠方式,从而改善流动.这两个截面重心的相对偏移量即为数值优化的设计变量.各叶片截面重心位置相对于原始位置的偏移量可通过对积叠线6个控制点坐标位置的偏移量进行样条插值而获得.将各截面偏移量叠加到原始叶型坐标上,即可生成新的三维叶片.

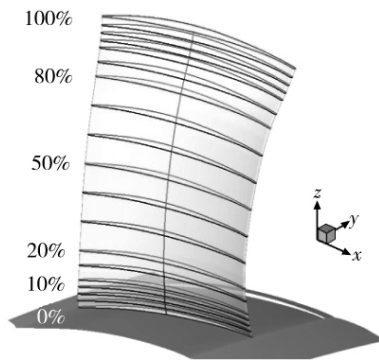


图2 第4级静子三维控制示意图

Fig. 2 Schematic diagram of 3-D control of the blade

在针对第4级静子的优化设计中,控制截面的移动方式仅采用了平行于弦线方向的移动.主要有以下两个方面的考虑:一方面,第4级静子吸力面和机匣组成的角区虽然存在分离,但从周向尺度上看分离区并不大,因此只需通过较小的三维造型调整来控制这种类型的分离;另一方面,第4级是该7级高压压气机的中间级,对于前后级都可能造成匹配上的影响,优化中应该让这种影响尽可能小.在三维弯掠造型中,“弯”会引入额外的径向叶片力^[4-8],因此对于展向负荷的调整作用比较大;而沿弦向的“掠”基本不会引入额外的径向叶片力,对负荷展向分布的调整幅度较小.此次优化设计中优化变量为2个,即 $n=2$,变化截面的移动范围分别为 $\pm 10\%$ 和 $\pm 20\%$ 当地弦长.

1.2 数值方法

数值优化采用了作者自主开发的轴流压气机气动数值优化设计软件(ACOPT),包括三维叶片造型程序、多级叶轮机械气动数值模拟网格生成程序(MTAGG)、多块结构化气动数值模拟程序

(MAP)以及数值优化程序。

MTAGG 程序采用了多块网格组合的拓扑结构,适用于大小叶片、轴流、离心、混合式等多种形式叶轮机的高质量结构化网格的生成,且速度快,自动化程度高。

MAP 程序对 Navier-Stokes 方程的空间离散为有限体积法,黏性通量采用中心差分格式,对流通量采用 LDFSS (low-diffusion flux-splitting scheme)方法计算,湍流模型为改进的 Spalart-Allmaras 模型^[9-10]。控制方程组求解采用 Gauss-Seidel 算法,MAP 使用 Fortran 语言和并行编程语言 MPI^[11-12]编写,支持 Windows/Linux 系统,具备较高的并行效率,在数值优化中可大幅节省流场求解的时耗。

优化方法为复合形法^[13-14],优化流程如图 3 所示。

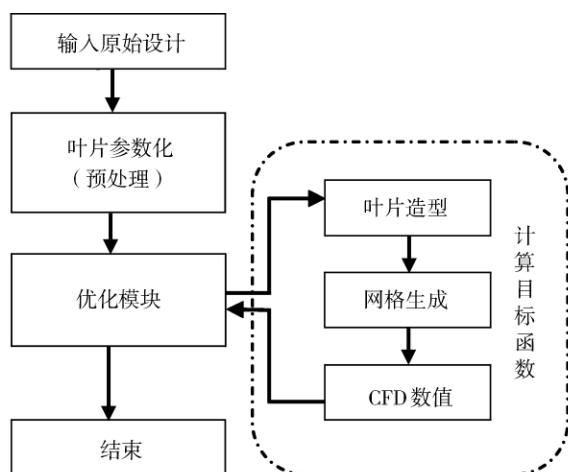


图 3 优化流程

Fig. 3 Optimization process

2 优化结果

单级 CFD 数值模拟的网格规模约 48 万,数值优化在 Unix 操作系统的 SGI(silicon graphics)并行机群上进行,采用 16 个 1.4GHz 的单核处理器,耗时近 12h,共求解目标函数 18 个。采用原始 7 级压气机在设计点的流量、压比和绝热效率对计算结果进行了归一化处理。

图 4 为优化前后第 4 级静子的三维造型,图 5 为优化前后第 4 级静子的积叠线。相对于原始设计,优化后积叠线在 50% 以上的部分前掠。此处采用的掠型定义为 Denton 和 Xu 的定义方式^[15],即每个截面的“掠”都是沿各自平行于弦线的方向,由于不同叶高处叶片的安装角是不同的,

每个截面掠的方向都不一样,所以重心积叠线表现为在轴向和周向上都产生了变化。

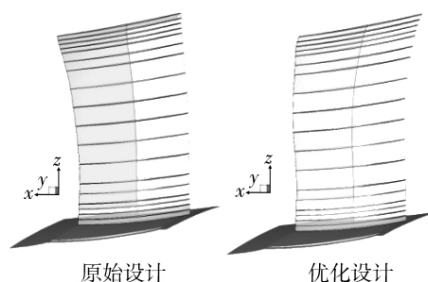


图 4 优化前后第 4 级静子的三维造型

Fig. 4 Three-dimensional blades of initial design and optimized design

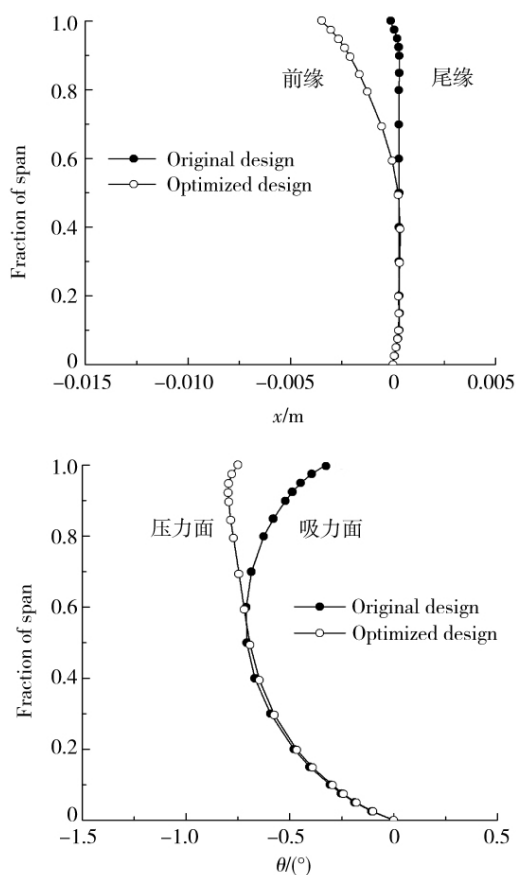


图 5 优化前后第 4 级静子的三维积叠线

Fig. 5 Stacking lines of initial design and optimized design

图 6 为第 4 级静子出口总压分布,总的来看,原始设计分离的周向尺度并不大,只是在 80% 叶高附近的位置占到了叶片通道 20% 的宽度,在 60% 叶高以下很小。优化设计中第 4 级静子 80% 叶高附近的分离较原始设计中的大大减小。

第 4 级静子的原始设计本身就已有一定的周

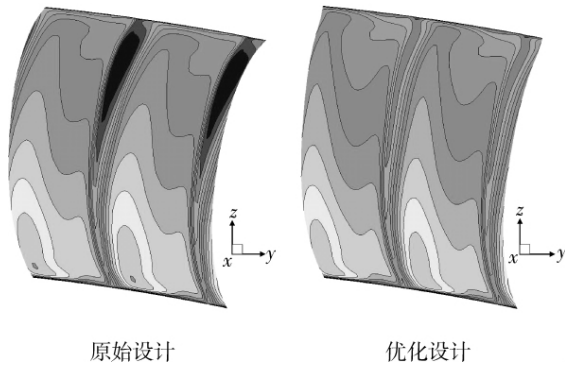


图6 优化前后第4级静子出口总压分布

Fig. 6 Exit total pressure distribution of the 4th stage

向弯的造型,这样设计的初衷是希望通过叶片弯曲来控制端壁附近截面的负荷和二次流动,减小吸力面发生角区分离的可能.然而,压气机叶片的三维造型是需要根据工作中的实际情况决定的,某些情况下单纯依靠弯曲不能完全解决流动中的问题.在原始设计中,第4级静子轮毂附近的流动状况良好,而机匣附近叶片的负荷还是过高,在机匣截面的前缘便开始出现分离,端壁的二次流由相邻叶片的压力面流向该叶片的吸力面,并在径向压力梯度的作用下沿叶片吸力面向小半径处迁移,导致端壁区以外的流动恶化,损失增加.在这种情况下,继续加大叶片弯曲的幅度是无法使流动得以改善的,相反,甚至可能因为径向压力梯度的增加而使流动进一步恶化.优化后的第4级静子叶尖截面前掠,降低了该截面的负荷,且相对于原始设计,该截面的负荷后移,前缘负荷降低改善了叶片的攻角性能.尖部流动的改善也会削弱端机匣端壁的二次流,由吸力面向小半径迁移的二次流也会减弱,使得叶中部分的流动得以改善.

将7级压气机中第4级静子用优化设计替换,对优化设计进行多级环境中的检验,结果表明:第4级的性能对于整个压气机有着显著的影响.图7为优化前后7级轴流压气机的特性曲线,优化后的第4级静子使得7级压气机在设计转速的性能都得到了全面提高,在设计点绝热效率相比原始设计提高了近0.8%,压比相比原始设计增加了近4%,稳定工作范围也有些增加.

图8为设计点7级轴流压气机各叶片排出口气流参数沿展向的分布.从总压分布可以看出,优化后第4级静子40%叶高以上部分的总压损失明显降低,流动的改善对下游叶片排产生了积极的影响,使得压气机的出口总压从轮毂到机匣均

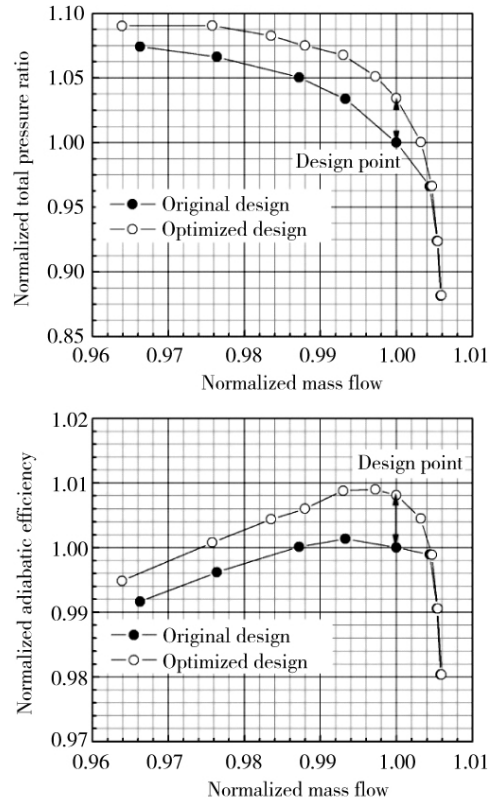


图7 优化前后7级轴流压气机的特性曲线

Fig. 7 Characteristic lines of the compressors

有近4%的增加.各叶片排出口周向气流角的展向分布表明:第4级静子的变化减小了第4级转子尖部的负荷,从而减小了第4级静子80%叶高以上截面的来流攻角,这对减小第4级静子中的分离有益.第4级静子中部分分离的减小使得下游叶片排攻角发生如图所示的变化,对下游流动产生影响.从无量纲轴向速度的展向分布可以看出,原始设计第4级静子由于存在分离导致60%叶高以上叶片通道的流通能力降低,轴向速度减小,更多的流体从60%叶高以下的通道流过,故这部分通道的轴向气流速度相对较大.优化设计消除了分离,流通能力增加,轴向速度的展向分布也变得更为均匀.在相同流量下,采用优化第4级静子的7级轴流压气机总的增压能力增加,出口静压增加,密度增加,轴向速度从机匣到轮毂较原始设计的都有所减小.绝热效率的展向分布表明第4级出口的绝热效率在45%到85%叶高之间有所增加,在随后的各级中效率增加的区域沿叶展逐渐增加,而效率增加的最大值逐渐减小,到压气机出口位置从轮毂到机匣都获得了均匀的效率增量.从叶片排出口参数的展向分布还可以发现:优化第4级静子对于前3级的性能几乎没有影响,

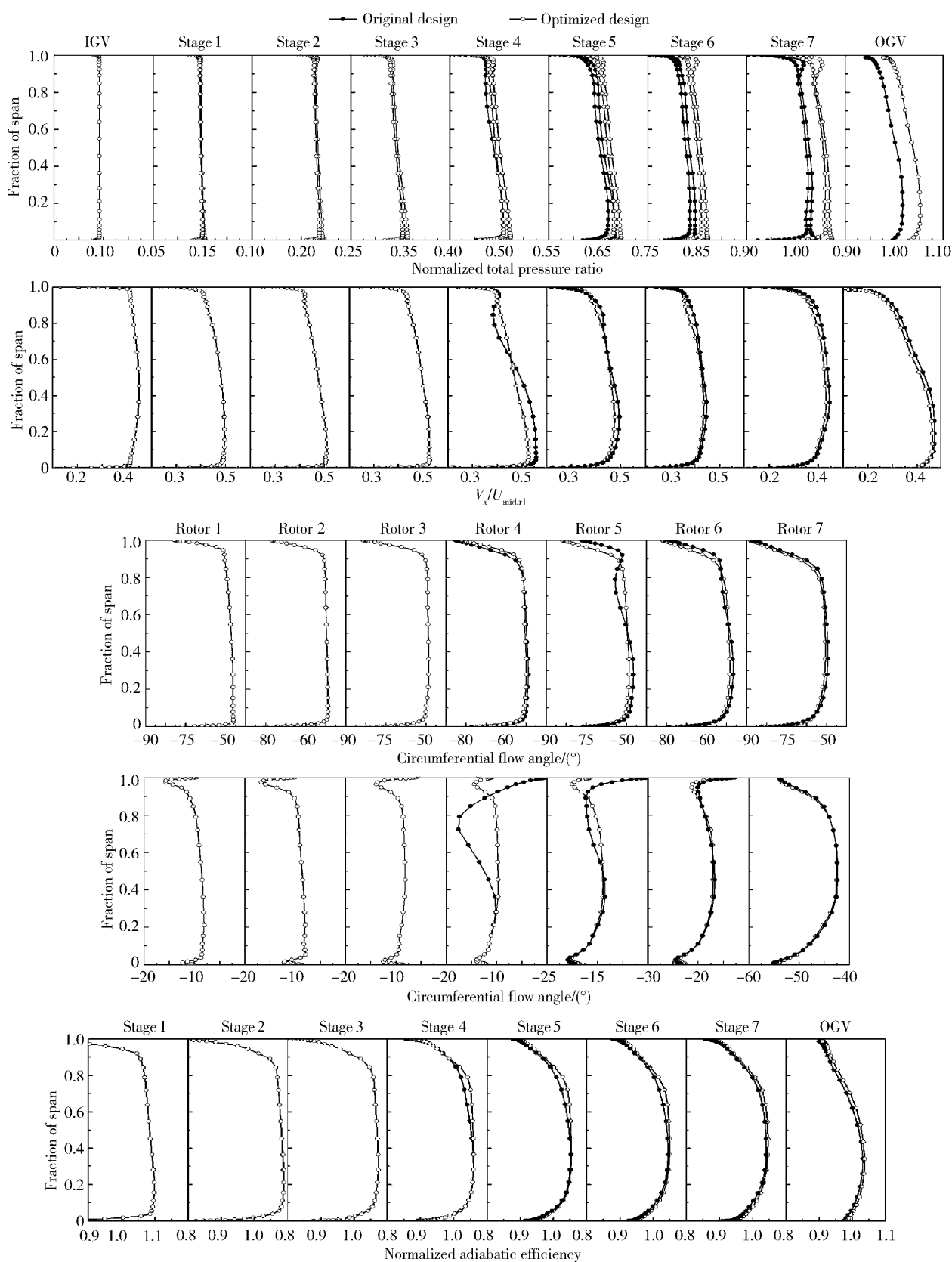


图 8 设计点叶片排出口周向平均的气动参数沿展向的分布

Fig. 8 Spanwise distribution of the circumferential averaged aerodynamic parameters at the outlet of each blade row at the design point

其影响主要作用于下游叶片排,且在展向上有所扩展。

3 结 论

针对7级压气机中第4级静子的优化使得压气机在设计转速下的整体性能得到了明显改善。结果表明:优化环境选取考虑了上下游匹配的单级环境(从原始设计在优化点的多级联算结果中提取进、出口边界条件)的优化策略是可行的,不仅较好地考虑了级与级之间的相互影响,还有效地控制了优化成本。

参考文献:

- [1] 脱伟,熊劲松,侯安平.遗传算法在多级压气机气动优化设计中的应用[J].航空动力学报,2007,22(2):305-309.
TUO Wei, XIONG Jinsong, HOU Anping. Application of genetic algorithm to multi-stage compressor aerodynamic optimization design[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2):305-309. (in Chinese)
- [2] 丁伟,刘波,曹志鹏.基于多目标遗传算法的多级轴流压气机优化设计[J].推进技术,2006,27(3):230-233.
DING Wei, LIU Bo, CAO Zhipeng. Optimization design of multistage axial-flow compressor using multiobjective genetic algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3):230-233. (in Chinese)
- [3] 陈江,季路成.多级轴流压气机气动特性优化[J].工程热物理学报,2007,28(4):583-585.
CHEN Jiang, JI Lucheng. Aerodynamic characteristic optimization of a multistage axial flow compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(4):583-585. (in Chinese)
- [4] Denton J D, Xu L. The exploitation of three-dimensional flow in turbomachinery design[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1999, 213(2):125-137.
- [5] Weingold H D, Neubert R J, Behlke R F. Reduction of compressor stator endwall losses through the use of bow stators[R]. ASME 95-GT-380, 1995.
- [6] Fischer A, Riess W, Seume J R. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor[R]. ASME GT2003-38392, 2003.
- [7] 王仲奇,韩万金,黄家骅.叶片弦向倾斜对损失发展的影响及叶片反弯降低损失机理的研究[J].工程热物理学报,1996,115(3):280-283.
WANG Zhongqi, HAN Wanjin, HUANG Jiahua. Effect of blade chordwise leaning on the loss development and study of the mechanism reducing losses by blade negatively curving[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1996, 115(3):280-283. (in Chinese)
- [8] 王会社.不同叶型和叶片积迭线及弯曲角对压气机叶栅流场的影响[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2001.
WANG Huishe. The influence of different profiles and stacking lines with different curved angles on the flow field in compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Industry University, 2001. (in Chinese)
- [9] 宁方飞.考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D].北京:北京航空航天大学,2002.
NING Fangfei. Numerical investigations of flows in transonic compressors with real geometrical complexities[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [10] Ning F F, Xu L P. Numerical investigation of transonic compressor rotor flow using an implicit 3D flow solver with one-equation Spalart-Allmaras turbulence model[R]. ASME Paper 2001-GT-0359, 2001.
- [11] 莫则尧,袁国兴.消息传递并行编程环境 MPI[M].北京:科学出版社,2001.
- [12] 张林波,迟学斌,莫则尧.并行计算导论[M].北京:清华大学出版社,2006.
- [13] 高健.机械优化设计[M].北京:科学出版社,2000.
- [14] 卢险峰.最优化方法应用基础[M].上海:同济大学出版社,2003.
- [15] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[R]. ASME Paper GT-2002-30327, 2002.