

优化方法在轴流压气机转子叶片气动设计中的应用

邱 名 周正贵

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:尝试将数值最优化方法应用于压气机叶片气动设计。针对一台高压比、小流量轴流压气机转子,采用任意回转面叶型优化设计和三维叶片优化设计,实现了达到给定压比、流量前提下较高效率和较大稳定工作范围。研究结果表明:转子叶片通道内流动可采用 S1/S2 两类流面近似,采用 S1/S2 两类流面设计方法可得到气动性能较好的转子;以叶型积叠线、安装角及子午面流道作为设计变量,采用三维叶片优化方法可进一步提高转子气动性能。

关键词:压气机;转子;叶片;任意回转面叶栅;数值最优化

中图分类号:V231.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)01-0075-07

Application of Numerical Optimization Method in Aerodynamic Design of Axial Compressor Rotor

Qiu Ming, Zhou Zhenggui

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Numerical optimization method is used in aerodynamic design of compressor blade. In the design process of a small axial compressor with high pressure ratio, arbitrary rotary surface blade profiles and 3-D blade are designed by the numerical optimization method. When the designed rotor reaches given pressure ratio and mass flow rate, it will have relatively high efficiency and large stabilization working range. The investigation shows that the flow in rotor passage can be approximated by S1/S2 flow surfaces; Rotor with high aerodynamic performance can be obtained by using the S1/S2 flow surface blade design method; The rotor performance can be further improved by using 3-D blade optimization method, in which the blade stack line, pitch angle and meridional passage are set as design variables.

Key words: compressor; rotor; blade; arbitrary rotary blades; numerical optimization

轴流压气机气动设计可分为 4 个步骤,即初始设计、通流设计、二维叶型设计和三维叶片设计^[1-3]。初始设计采用平均半径速度三角形以及经验关系确定主要几何和性能参数。通流设计阶段采用 S2 流面流场计算根据给定的叶片扭向设计规律确定各排叶片进出口参数,作为 S1 流面叶型设计边界条件。若干个 S1 流面叶型设计完成后,沿径向叠加构成三维叶片。最后采用三维设计方法对以上基于 S1/S2 两类流面二维设计进行改进(如:积叠线掠形设计和上下环壁区叶型修改等)。

在 S1 流面二维叶型优化设计研究方面, Frank 等^[4-5]分别采用遗传算法、单纯形法等数值最优化方法对压气机二维叶型进行气动优化设计,设计出的叶型不仅在设计点性能优越,同时具有较好的非设计点性能。Koller 等人^[6]采用正态分布随机搜索与梯度法相结合数值最优化方法、流场计算采用势流附面层迭代方法,构成二维叶型优化设计软件;并采用该软件对 4 种高亚声控制扩散叶型进行再设计,进一步有效提高了气动性能。

在三维叶片优化设计研究方面,目前工程中通

常保持叶型不变对叶型安装角、叶型积叠线优化^[7]；也有对叶片型面和叶片积叠线同时进行优化设计^[8-9]，但这种优化设计由于变量太多、设计空间过大，实现全局寻优可能性较小、优化过程耗时很长。

本文应用数值最优化方法进行二维叶型和三维叶片积叠线优化设计；以一高压比小流量轴流压气机转子为例，分析优化设计方法的设计特点和应用于工程实际的可行性。

1 基于 S1/S2 两类流面方法叶型设计

本文设计为多级轴流压气机第一级转子，其设计压比 1.95、流量 6.5 kg/s、转速 40 500 r/min。根据初始设计确定该转子主要参数见表 1。

表 1 转子主要设计参数

进口 轮毂比	流量 系数	载荷 系数	叶尖轮缘 速度/(m·s ⁻¹)	叶尖相对 马赫数	展弦 比
0.45	0.504	0.532	487.7	1.62	0.95

S2 流面通流设计中，叶片扭向按等环量分布，这样有利于减小损失，同时由于采用低展弦比设计，叶片较短也不会有过大的扭曲。此外，由于进口级环壁附面层较薄，堵塞系数取较小值 1.02。根据通流设计确定的转子进出口参数，采用 S1 流面叶型优化设计方法确定沿径向 5 个型面叶型。5 个型面相对径向位置 $\bar{d}=(r-r_h)/(r_t-r_h)$ 为：0，0.25，0.5，0.75 和 1.0。

S1 流面叶型设计采用自主研发的任意回转面叶型自动优化设计软件^[10]，主要包括以下模块：数值最优化模块、S1 流面流场计算模块、叶型参数化模块、目标函数设置模块以及初始叶型生成模块，各模块逻辑关系见图 1，以下对软件中的各模块作简单介绍。

数值最优化采用遗传算法。为提高寻优效果，避免早熟，本文在遗传算法中加入最优保存策略和多种群技术（也称多岛遗传算法）。其中，选择算子采用期望选择，交叉算子采用非均匀算术交叉，变异算子采用非均匀变异。该优化方法具有全局寻优能力，并隐含并行性，可实现局域网或服务器多节点并行优化，大幅度缩短优化耗时^[11]。

S1 流面流场计算采用三维 NS 方程求解，上下两个回转流面采用滑移边界；紊流模型为 BL 模型；网格为 H 型。该流场计算方法不仅考虑回转面半径沿流向变化，同时还考虑流面厚度变化。为检验流场计算模块的可靠性，本文对

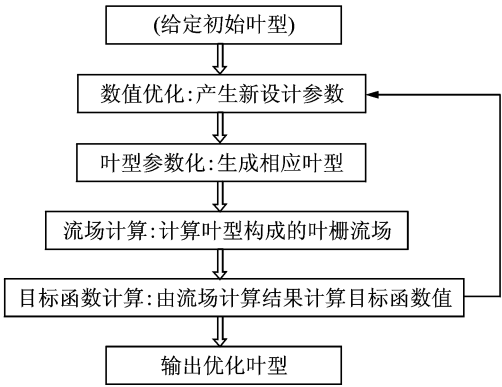


图 1 气动优化设计流程

一超声叶栅进行计算，并将计算结果与 NUMECA 软件计算结果进行比较。此回转面叶栅的半径及流面厚度沿流向变化，叶型表面压力分布如图 2 所示，马赫数等值线图如图 3 所示。在图 2 中，由本文的流场计算程序求得的压力分布与 NUMECA 软件计算结果基本一致。在图 3 中，两个软件确定的激波结构及位置完全一致，激波前及激波后马赫数差别较小（激波前马赫数分别为 1.42、1.41，激波后马赫数分别为 0.85、0.87）。比较结果表明，本文 S1 流面流场计算程序可靠。

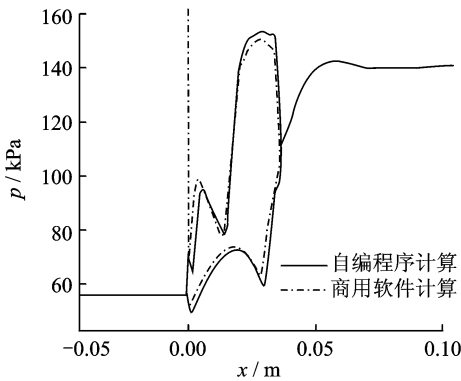


图 2 超声回转面叶栅叶片表面压力分布

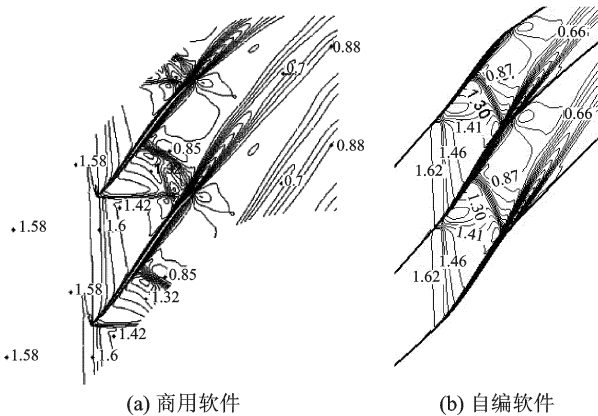


图 3 超声回转面叶栅通道内马赫数等值线

叶型参数化采用基于修改量参数化方法,即采用在原始叶型上叠加修改量的方法进行叶型参数化描述。修改量分为两部分,第一部分同时叠加到上下叶面,可使得中弧线变化;第二部分只叠加到下叶面,使得叶片厚度变化。基于修改量参数化方法有如下优点:优化起始点合理,流场计算不容易发散;方便确定设计参数范围(可行域),保证优化过程生成叶型合理,叶片厚度可控;通过给定初始叶型,可有效地将设计人员经验与优化方法结合在一起;可实现对已有叶型进行改进。相比直接参数化方法,基于修改量参数化方法需要给定初始叶型,这会增加设计人员工作量。但基于修改量参数化方法只要求初始叶型合理,由此增加工作量不大,需要经验也不多。因此,本文的参数化方法优于直接参数化方法。

本文所研究的转子为跨声速转子,转子叶片由 5 个型面组成,叶根进口处相对马赫数 0.9、叶尖进口处相对马赫数 1.62。给定转速,以进出口条件和效率为目标,分别对 5 个型面进行优化。优化后,叶尖截面成为预压缩叶型,激波前马赫数下降 0.2,激波结构与图 3 相似;叶根截面成为可控扩散叶型,叶型表面的等熵马赫数分布如图 4 所示,马赫数等值线如图 5 所示。从图 4 可看出,叶型吸力面的等熵马赫数持续增加至峰值,然后逐渐降低,无激波;从图 5 可看出,马赫数峰值点以后的附面层不分离。

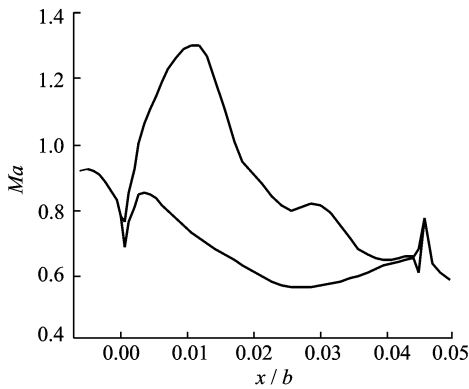


图 4 叶根截面叶型表面等熵马赫数

本文将任意回转面优化方法设计所得 5 个型面沿径向积叠构成三维叶片,然后进行三维流动计算,图 6 给出三维计算的结果与回转面计算的结果比较。从图中可发现,任意回转面方法计算的叶片表面压力分布与三维计算结果一致性尚好,但三维环境下的回转面计算结果与二维设计存在一定差

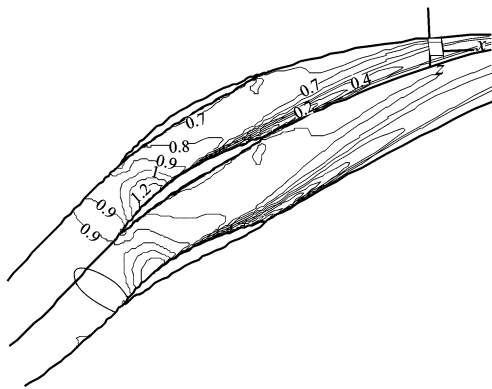
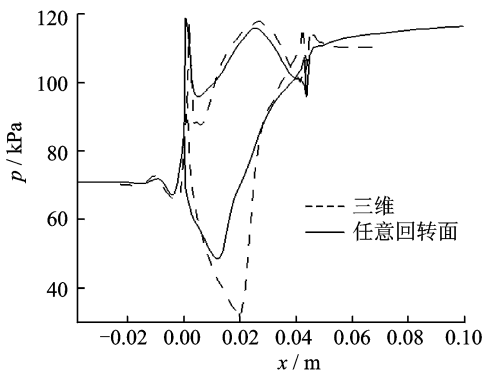
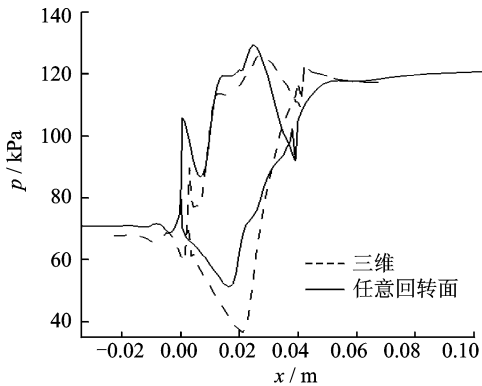


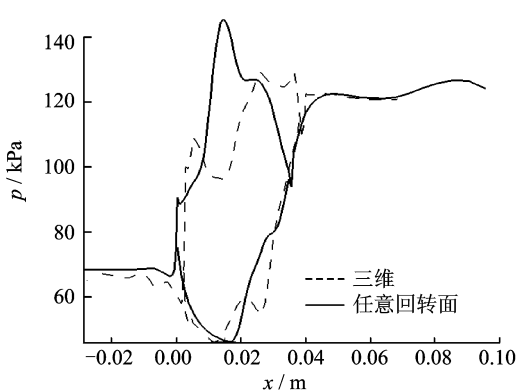
图 5 叶根截面叶栅通道马赫数等值线



(a) 15%叶高外



(b) 50%叶高外



(c) 85%叶高外

图 6 任意回转面与三维叶片表面压力分布比较

别,这种差别是由高负荷压气机的三维流动特性造成。为了进一步提高转子性能,下文将采用三维叶

片优化方法进行改进。

2 三维叶片设计

对于高级负荷轴流压气机,为了实现高级压比,通常采用高转速(高叶尖切向速度)、低展弦比设计。高压比使得逆压梯度进一步增大、叶片表面和上下环壁附面层厚。高转速使得转子进口相对马赫数增大、激波增强。低展弦比使上下环壁附面层所占比例增大、转子叶尖径向间隙影响增大。因此,高级负荷轴流压气机三维流动性强,在其叶片气动设计中必须关注三维流动特性。当前的三维叶片设计方法主要有两种,一种是分析设计方法,另一种是优化设计方法。

分析设计方法是目前广泛采用的三维叶片设计方法,实质是一种试错法。设计人员首先通过经验给出初始叶片(积叠方式通常为径向积叠);然后通过三维 CFD 预测或试验测试压气机性能,找出性能不足的原因及其修改方法,并对叶片几何形状进行修改;再次通过三维 CFD 或试验评估,得到修改对性能的影响及修改后的性能,给出进一步提高性能的思路并进行修改;评估及修改过程不断重复,直至达到设计要求。因此,分析设计方法主要依赖于设计人员的理论水平和设计经验,有以下特点:(1)设计过程中通过流动分析,发现流动规律可产生创新设计思想;(2)不涉及到大量流场计算,适应当前计算机条件;(3)效率较低;(4)当涉及到变量多,各变量之间存在相互影响,方法应用困难较大。

优化设计方法与分析设计方法不同,叶片的几何修改量完全由数学方法决定,不需要人工干预,不依赖设计经验,效率高。优化设计方法的缺点是计算大量,对计算机资源要求高。为尽可能避免优化设计方法的缺点,本文将分析设计方法引入优化,优化初始叶片由经验决定。通过两者的互补,加快优化进度,减少计算量,同时提高优化效果。

三维叶片优化的设计变量多、空间大,即使给定初始叶片,仍需要大量计算。这是因为在遗传进化中,大空间问题需要较大的群体数才能保证优化效果。因此,为使三维叶片优化设计方法具有工程实用性,必须采用多台计算机/服务器并行优化,以缩短优化耗时。

本文三维叶片优化设计数值最优化共用二维叶型优化设计模块,即采用并行遗传算法。叶片通道内三维流场计算采用 DENTON 提出的基于粘性体积力方法^[12]。该方法由于壁面处采用滑移边

界网格节点少、并且流场计算控制方程比 NS 方程简单,因此流场计算速度比通常的 NS 方程快得多。为验证该流场计算方法精度,给出美国该转子的效率、总压比与流量的关系曲线如图 7 所示,由本软件流场模块求得的总体性能与实验结果基本一致。该转子的叶根、叶中、叶尖截面的马赫数等值线如图 8 所示,由本软件流场模块求得的激波结构、激波位置及激波强度与实验结果一致。因此,本软件的三维流场计算模块能准确地模拟压气机的总性能和流动细节,可用于压气机叶片数值优化。

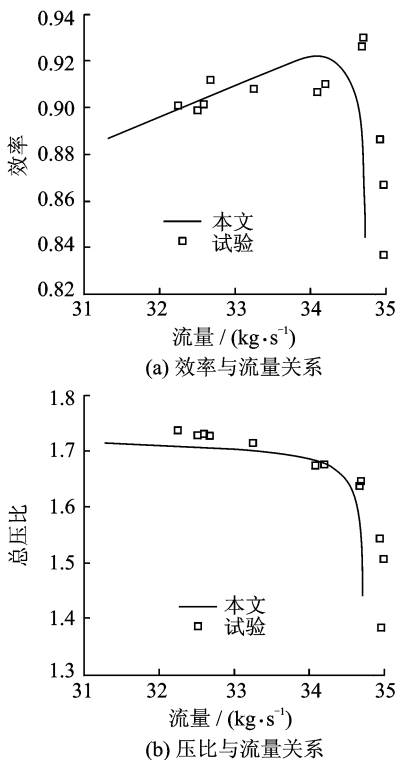


图 7 NASA 67 号转子性能比较

叶片参数化仍采用基于修改量的参数化方法,即以 S1/S2 两类流面方法形成的转子叶轮为原始叶轮叠加修改量。三维叶片中叶型积叠线为空间三维曲线,将其分解成前后掠和切向弯两个二维曲线组合。这样三维叶片优化涉及到的所有变量(叶片型面、叶型积叠线前后掠和切向弯、叶型安装角、叶型弦长、子午面流道)都归为二维曲线,叠加修改量采用二维叶型同样方法实现。

在转子叶轮优化设计时,理论上可以将设计和非设计点性能都作为设计目标,如文献[10],对离心叶轮以设计点效率、稳定工作范围为目标,进行叶片自动优化设计。但由于目标函数计算涉及到特性线计算,因而采用三维 NS 方程计算次数很

整个工作流量范围内优化叶轮效率比原始叶轮都有相同幅度提高(约为 0.035);并且失速裕度大幅度提高。由图 10(b)可知,优化叶轮压比比原始叶轮略小,但由表 2 可看出优化叶轮压比比设计目标压比仅小 0.02。图 10 还表明:NUMECA 软件计算特性与本项目软件计算虽然存在差别但差别较小;并且优化叶轮与原始叶轮性能指标相差的幅度吻合较好、不稳定边界预测一致性也较好。不稳定边界确定采用定常流场计算方法,当反压增大到流场计算发散时认为达到不稳定边界。不稳定边界所对应的反压采用对分法确定,即先按等步长增加反压,当计算发散时,按步长一半减小反压计算,如仍发散再按 1/4 步长减小反压,如收敛再按 1/4 步长增加反压,如此不断反复。图 11 为转子出口截

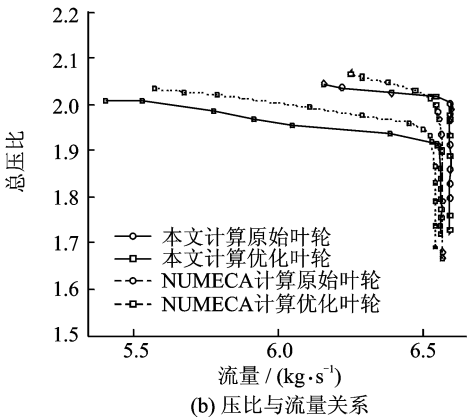
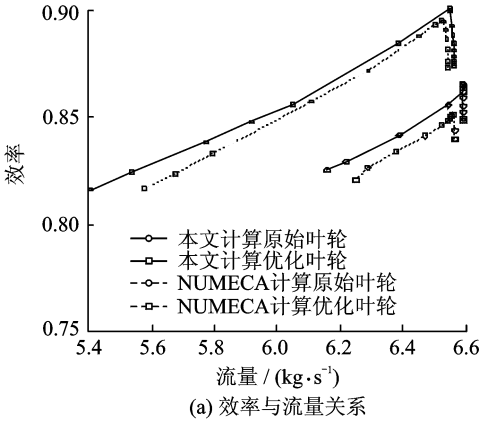


图 10 原始和优化叶轮特性

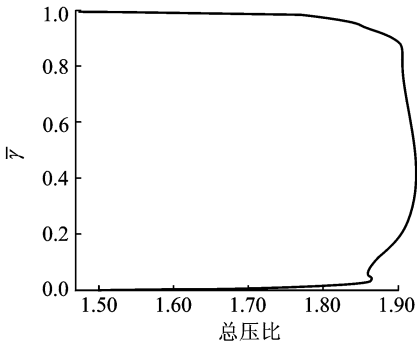


图 11 优化叶轮出口截面切向压比沿展向分布

面切向平均压比沿叶高分布,此图表明沿叶高近于等加功量,与设计目标一致。

图 12~14 为设计点相对叶高 10%,50%和 90%3 个 S1 流面马赫数等值图。在 10%叶高,优化使得吸力面的峰值马赫数下降,消除激波,流动接近回转面设计结果(可控扩散叶型)。在 50%叶

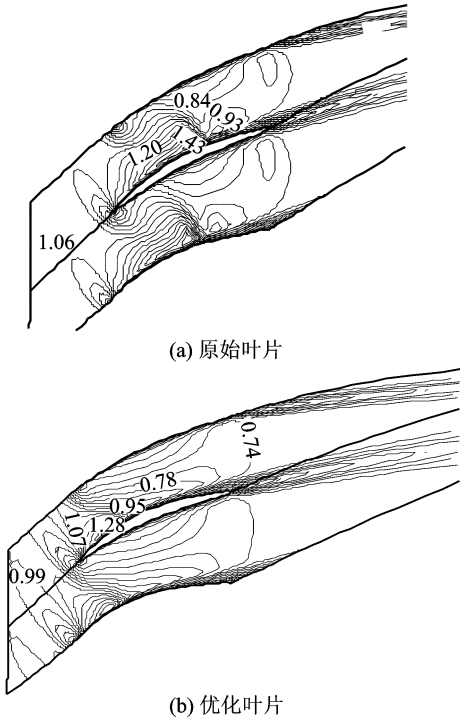


图 12 10%叶高处马赫数等值线

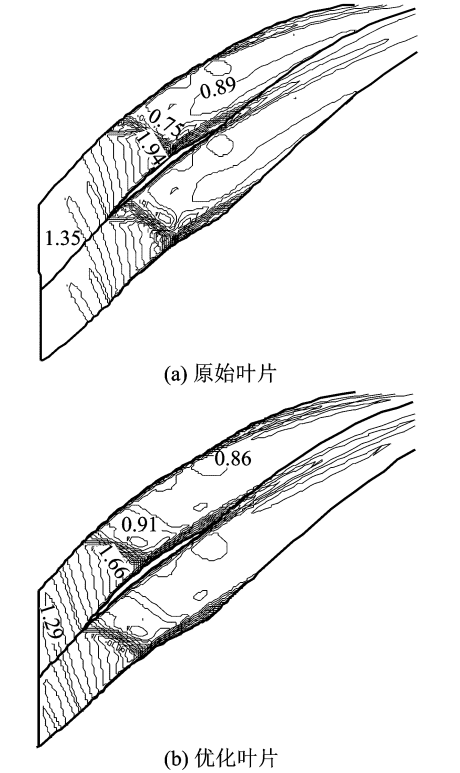


图 13 50%叶高处马赫数等值线

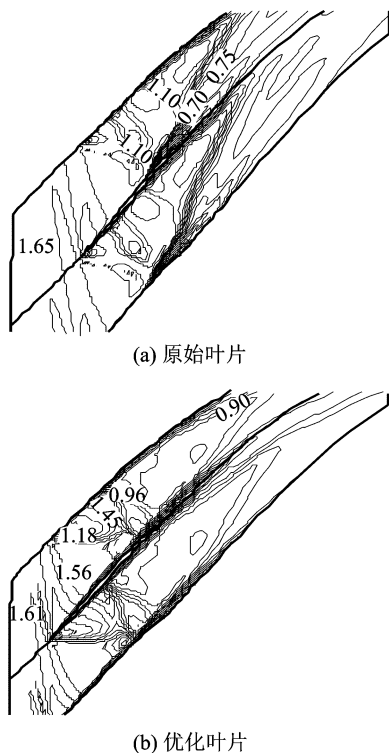


图 14 90%叶高处马赫数等值线

高,激波前马赫数下降,激波变弱。在 90%叶高,原始叶轮和优化叶轮的激波结构同为 λ 波,但原始的 λ 波接近正激波,附面层在激波的干扰下形成大分离;优化后 λ 波接近斜激波,激波位置后移,消除原有的附面层分离。总之,通过三维优化设计后,转子通道内的流场结构变得更合理。

3 结 论

将基于数值最优化方法任意回转面叶型设计和三维叶片设计应用于一台高压比、小流量轴流压气机转子叶片气动设计,结果表明:

(1)任意回转面叶型优化设计可实现高气动性能回转面叶型设计;并且与实际三维环境流动具有一定的一致性,表明转子叶片通道内流动可作 S1/S2 两类流面近似。采用 S1/S2 两类流面方法进行叶片设计,可得到性能较好的压气机叶片。

(2)以 S1/S2 两类流面方法设计叶片作为初始叶片,以叶型积叠线、安装角、叶型弦长和子午面流道作为设计变量,采用三维优化方法可有效提高转子的设计点和非设计点气动性能。

参考文献:

- [1] Gallimore S J. Axial flow compressor design[C]// The Successful Exploitation of CFD in Turbomachinery Design. London: IMechE, 1998:437-449.
- [2] Sanger N L. Design of a low aspect ratio transonic compressor stage using CFD techniques[R]. NASA TM 106636, 1994.
- [3] Molinari M, Dawes W N. Review of evolution of compressor design process and future perspectives[J]// Proc IMechE Part C: J Mechanical Engineering Science, 2006(220):761-771.
- [4] Frank S, Beat R. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2):323-331.
- [5] Benini E, Toffolo A. Development of high performance airfoils for axial flow compressors using evolutionary computation[J]. Journal of Propulsion and Power 2002, 18(3):544-554.
- [6] Koller U, Monig R. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines—Part I: design and optimization[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3):397-405.
- [7] Ahn C S, Kim K Y. Aerodynamic design optimization of a compressor rotor with navier-stokes analysis[J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(2): 179-183.
- [8] Lee S Y, Kim K Y. Design optimization of axial compressor blades with three-dimensional navier-stokes solver [R]. 2000-GT-488, 2000.
- [9] Oyama A, Liou M S. High-fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm[R]. AIAA 2003-4091, 2003.
- [10] 徐夏. 叶轮机械流场计算与任意回转面叶型设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
Xu Xia. Calculation of turbomachinery flow fields and design of blade profile on arbitrarily rotational surfaces[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [11] 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): 923-929.
Wang Guangwen, Zhou Zhenggui, Hu Jun. Design optimization of compressor blades using parallel genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 923-929.
- [12] Denton J D. The use of a distributed body force to simulate viscous effects in 3D flow calculations[R]. ASME PAPER 86-GT-144, 1986.