

一种叶轮机三维叶型黏性反问题方法

宁方飞, 贾新亮, 鞠鹏飞

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 提出了一种应用于叶轮机三维叶片气动设计的黏性反问题方法, 该方法将叶片表面边界视为运动的壁面, 通过建立并求解壁面法向动量方程, 从而可根据给定的压力分布或压力面与吸力面之间的压力差分布直接求解叶型几何。结果表明: 该方法可与定常雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)模拟配合进行求解, 鲁棒性强、计算耗时短, 且符合真实黏性流动环境, 无需对叶型进行黏性修正。算例验证结果显示, 该方法在单排和多排叶片环境下都能获得反问题解, 计算稳定性和收敛性良好。

关 键 词: 反问题; 叶轮机; 叶型; 三维黏性流动; 计算流体力学 (CFD)

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

A viscous inverse problem method for turbomachinery three-dimensional blade profile

NING Fang-fei, JIA Xin-liang, JU Peng-fei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine

Aero-thermodynamic, School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A viscous inverse problem method used in turbomachinery blade aerodynamic design was presented. The proposed method could be used to directly solve the blade geometry according to the given objective surface pressure distribution or pressure difference distribution from pressure side to suction side. In the proposed method, the blade surface was considered as movable wall, and the movement of the blade wall was evaluated on the basis of the solution of the momentum equation along the normal direction of blade wall. Result shows that, the proposed method is quite robust and needs less computational resources because it is based on the steady RANS (Reynolds-averaged Navier-stokes) simulation, and it does not need viscous correction since the simulation itself is in the real viscous flow environment. Examples using the developed inverse problem method were presented. Verification results show that the proposed method can achieve the desired target in both single blade row and multi-blade row environment, and computational process has good stability and convergence.

Key words: inverse problem; turbomachinery; blade profile;

three-dimensional viscous flow; computational fluid dynamics(CFD)

计算流体力学(CFD)的快速发展对叶轮机气动设计水平的提高起到了很大的推动作用。CFD 不但能够在一定程度上替代实验对叶轮机气动设计方案进行评估, 并且能够结合以正问

题求解为基础的优化方法、或者以求解满足给定气动负荷的气动外形的反问题方法, 从而实现气动方案的优化设计, 同时降低对设计经验的依赖, 大幅缩短设计周期。

在针对压气机/涡轮叶型的反问题方法的发展上,早期的方法有 Bauer 等^[1]的速度图法, Schmidt^[2]的流、势函数法等.近年来发展的方法多为基于直接求解 Euler 方程或者雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程的方法,反问题目标通常为给定的叶片表面压力分布或压差分布、沿叶片弦向的环量分布等. Dang^[3], Hawthorne 和 Tan 等^[4]、以及 Zangeneh^[5]所发展的反问题方法总体上都必须以求解能够施加壁面滑移条件的 Euler 方程或只部分考虑黏性效应的简化 RANS 方程为基础,将叶片表面视为满足滑移条件的极限流线,迭代求解满足给定负荷分布的叶型. Léonard, van den Braembussche, Vito 以及 De-meulenaere 等^[6-8]则相继提出了基于可渗透壁面的二维叶型和三维叶型反问题方法,这类方法同样需要采用壁面滑移条件,所以仍会限制流场控制方程对黏性的考虑.虽然以上两类方法的流场求解器可以使用较稀的网格,求解速度快,但往往获得的叶型在实际黏性流动条件下其表面压力/负荷分布与给定的分布会存在一定的误差.

基于求解 RANS 方程, Daneshkhah 和 Ghalily^[9-10]提出了“虚拟速度法”,即假设壁面是可以沿法向运动变形的,壁面的运动速度由当前动量通量与目标压力分布条件下的通量取相等的条件而得到,然后根据壁面速度改变叶片形状直至获得反问题解.该方法需要采用带有壁面运动速度和位移的非定常模拟方法,计算量较大,并且壁面法向运动速度方向并不确定,实际上利用特征理论分析,在主流分别为亚声和超声时,速度方向是相反的.另外一类可基于求解 RANS 方程的反问题方法则是利用了数值优化方法.例如, Chung 等^[11]从三维叶片中截取若干 S_i 截面,然后将给定的压力分布作为优化目标,采用数值优化方法寻找满足给定压力分布的最优解; LI Yingchen 等^[12-13]以及 Wang 等^[14-15]则采用共轭方程法,可对二维叶栅和三维叶片进行反问题设计.实际上,基于共轭方程法的反问题方法最早见于 Jameson^[16]在外流翼型气动设计中的工作.

本文提出了一种全三维反问题直接求解方法,该方法基于求解 RANS 方程,推导得到的壁面位移方程与文献[9]的运动壁面方法类似,但壁面运动方向是确定的,并且求解过程不需要采用非定常模拟方法.另外,所发展的方法能够用于多排叶片环境下的反问题求解.该方法为可控扩散叶型和超临界叶型的设计提供了有力的工具,能

够实现叶型气动方案的优化设计.本文利用两个算例验证了方法的稳定性和快速收敛性.

1 CFD 求解器

本文研究工作所采用的 CFD 求解器为自主发展的三维流场模拟程序 MAP(multi-block aerodynamic prediction)^[17].该程序基于多块结构化网格的有限体积方法,采用网格中心离散方法.对于对流通量的求解,采用了 LDFSS(low-diffusion flux-splitting scheme)格式^[18],并且使用带有 minmod 限制器的 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conversation laws)插值获得高阶精度.对于黏性通量,则采用了传统的 2 阶精度的中心型格式进行离散.对于定常流动模拟,控制方程的时间导数项采用了 1 阶 Euler 后差隐式格式,时间离散的控制方程则采用基于 Matrix-free 方法的多步 Gauss-Seidel 迭代方法.计算程序采用了基于 MPI(message passing interface)的并行策略.为保证负载平衡,首先将所有控制单元进行一维编码,然后将控制单元均分给每个计算节点.

在本文所涉及的计算中,采用了 Spalart-Allmaras 一方程模型.对于叶片通道流动的模拟,进出口边界条件采用了一维无反射条件,壁面采用无滑移条件.对于多叶片排流动的定常模拟,需要在叶片排间采用掺混面条件,具体的掺混面模型可参见文献[17].

对 CFD 模拟程序的网格无关性测试在 NASA 67 转子上完成.该转子为双级风扇的第 1 级跨声风扇转子.图 1 给出了采用不同规模的网格计算的转子特性,可见在网格规模 s 大于 470 000 后,结

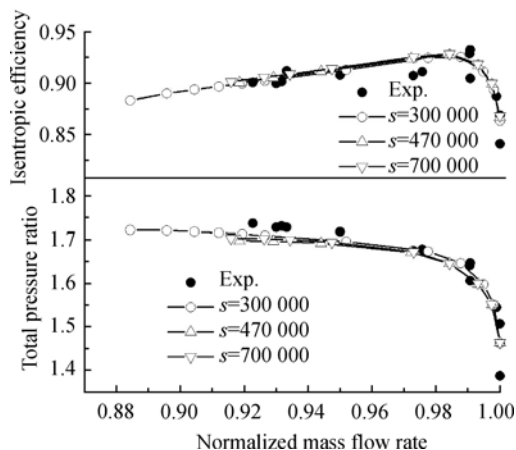


图1 对 NASA 67 转子进行的网格无关性测试

Fig. 1 Mesh size independence test based of NASA 67 rotor

果基本上为网格无关解. 因此, 在后续的计算中, 单排网格规模取为约500 000.

2 反问题方法

本文所提出的反问题方法是根据给定的压力分布直接求解叶型几何的方法. 首先, 在三维叶片表面上可以构造如图2所示的控制体, 该控制体横跨叶片表面, 图中的“1”, “b”和“i”点分别是靠近壁面的第1个内部求解节点(若采用单元中心的有限体积方法, 则为紧邻壁面的控制单元的中心)、壁面点以及“1”点的壁面外侧镜像点. 对于图2所示的控制体, 可以建立如下积分形式的法向动量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho u dV + \oint_{\partial V} (\rho u^2 + p) \mathbf{n} \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (1)$$

式中 u 为相对速度在叶片表面法向的分量, $\mathbf{n}$ 为法向单位矢量. 值得一提的是, 该动量方程是在三维叶片表面上建立起来的, 而不是针对等叶高的二维截面.

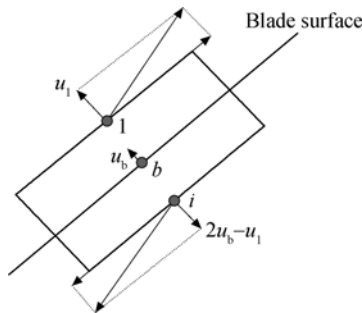


图2 叶片表面区域的控制体示意图

Fig. 2 Sketch of control volume around section of blade surface

接下来, 将壁面边界视为是运动的壁面, 其法向运动速度分量定义为 u_b , 然后应用黏性流体的无滑移条件, 如果“1”点的法向速度分量为 u_1 , 则边界外虚拟镜像点“i”的法向速度分量为 $2u_b - u_1$. 对式(1)进行时间隐式离散, 可得

$$\frac{\Delta V}{S_n \Delta t} (u_b^{m+1} - u_b^m) = - \left[\frac{p_1 - p_i}{\rho} + u_1^2 - (2u_b - u_1)^2 \right]^{m+1} \quad (2)$$

式中 S_n 为控制单元所围的壁面面积, ΔV 为控制单元体积, p 为压力, ρ 为密度, 上标 m 代表时间层.

对于一个反问题的直接求解过程, 叶片壁面不断变化, 直至叶片表面压力分布达到给定的压

力. 对以上的离散方程, 设在第 $n+1$ 时间层“i”点的压力达到了给定的压力 p_{target} (考虑到在叶片近壁边界层内 $\partial p / \partial n \rightarrow 0$, 所以“i”的压力达到 p_{target} 也意味着叶片表面压力达到 p_{target}), 这时叶片表面在第 $n+1$ 时间层也应不再移动, 即其法向速度分量 u_b 也应等于零, 则式(2)可以进一步写为

$$u_b = \frac{S_n \Delta t}{\Delta V} \cdot \frac{p_1 - p_{\text{target}}}{\rho} = \frac{\Delta t}{2d_1} \cdot \frac{p_1 - p_{\text{target}}}{\rho} \quad (3)$$

式中 d_1 是“1”点和“b”点之间的法向距离, 通过上述方程确定的 u_b 代表了在当前时间步叶片所需的法向速度, 即叶片表面向预期压力目标运动的速度. 进一步地, 可以得到叶片表面在每个时间步的法向位移分量

$$\Delta n = u_b \Delta t = \frac{\Delta t^2}{2d_1} \cdot \frac{p_1 - p_{\text{target}}}{\rho} \quad (4)$$

式中时间步长 Δt 可通过 u_b , d_1 和 CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 数 (为保证稳定性, 要求 CFL 数小于 1) 确定. 计算中, 位移只发生在子午面上, 即取法向位移在子午面上的分量作为位移量. 实际上, 叶片表面的位移不必沿其法向, 例如可以只取其周向分量, 这样叶片的子午面投影不会被改变.

式(3)和式(4)是需要给定叶片表面目标压力来求解的, 若是给定压力面与吸力面之间的压力差分布进行反问题求解, 则目标压力可以取为

$$p_{\text{target}}^{\pm} = \frac{1}{2} (p_{\text{suction}} + p_{\text{pressure}}) \pm \frac{\Delta p_{\text{target}}}{2} \quad (5)$$

式中 p_{target}^+ 和 p_{target}^- 分别为压力面和吸力面的目标压力, Δp_{target} 为给定的目标压力差, p_{suction} 和 p_{pressure} 则分别为当前时间步吸力面和压力面两侧的压力.

在具体应用本文所提出的反问题方法时, 求解步骤如下:

- 1) 对某已有叶型进行定常 RANS 模拟至收敛, 然后提取叶片表面压力分布数据;
- 2) 修改叶片表面压力分布或者压力面与吸力面之间的压力差分布, 以作为预期的目标分布;
- 3) 以步骤 1) 所得到的流场作为初场, 在每个时间步应用式(4)改变叶片形状, 并重新生成或者修改计算网格, 然后进行定常 RANS 模拟. 重复该步骤直至叶片形状不再变化且满足目标分布为止.

3 算例验证

在本文给出的两个算例中, 算例 1 为对 NASA Rotor 67 转子叶片进行反问题求解, 算例 2 则是

对多排叶片环境下的转子叶片进行反问题求解。两个算例均是给定压力差分布作为反问题目标,并且要求吸力面几何形状主动变化以逼近目标分布,而压力面则在叶片厚度不变的约束下随吸力面变化。

对于算例1,首先对其进行定常 RANS 模拟,提取某工作点的三维叶片表面压力差(Δp)分布,如图3中黑色实线所示,图中 R_{chord} 表示弦长百分比, R_{span} 表示叶高百分比。为了减弱靠近叶尖的激波损失,在设置目标压差分布时,使叶尖压力差梯度很大的曲线段(也就是激波位置附近)变平缓,在其他叶高处的压力差分布也被调整为比较平缓的曲线,另外在调整压力差时也考虑了使叶片负荷尽量不变,调整后的分布如图3中离散点所示。采用上节介绍的反问题方法进行求解,约4000时间步后达到收敛,由图3可见,最后得到的压力差分布与目标分布吻合得很好。

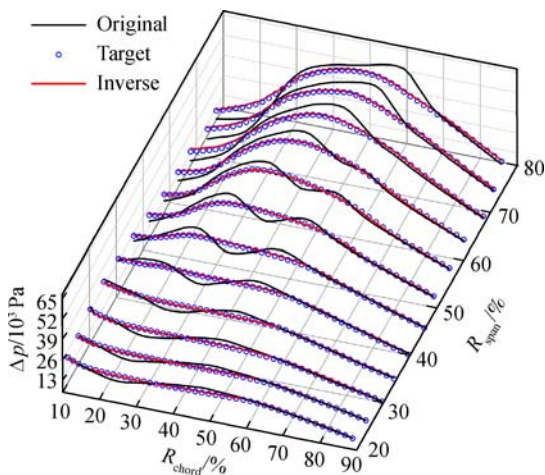


图3 算例1叶片表面压力差分布对比

Fig. 3 Blade surface pressure difference distribution in case 1

图4为反问题求解的叶型与原始叶型的对比,由于对压力差分布的调整主要集中在叶尖部分,所以叶尖几何形状变化比较明显,而叶中和叶根则改变量较小。图5给出了90%叶高的流场相对马赫数(Ma_{rel})分布图,可见反问题求解的叶型使得通道激波明显变弱,达到了反问题设计的目的。

图6是转子在设计转速下的特性对比,显然在反问题求解所选取的工作点,反问题设计的叶型的等熵效率有近1%的提高,总压比则没有明显变化,此外流量裕度也有所提高,但总压比裕度有所降低。

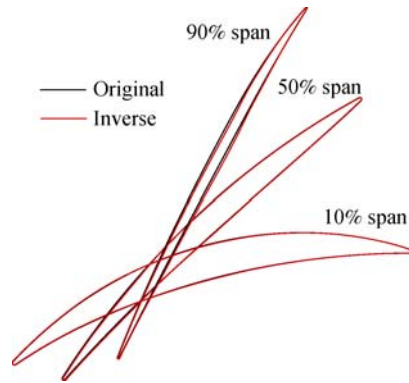
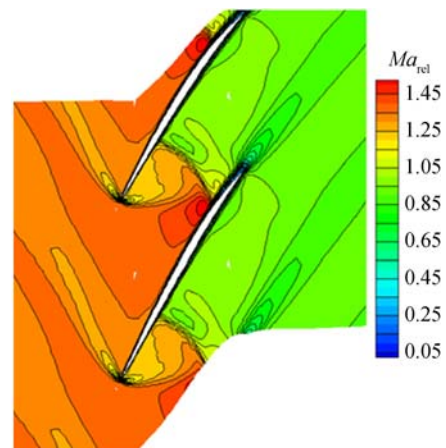
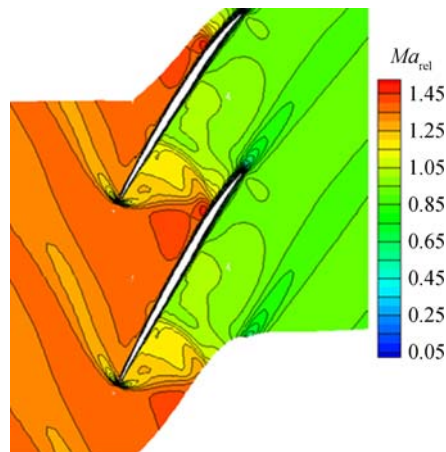


图4 算例1叶型轮廓对比

Fig. 4 Comparison of blade profile in case 1



(a) 原始设计

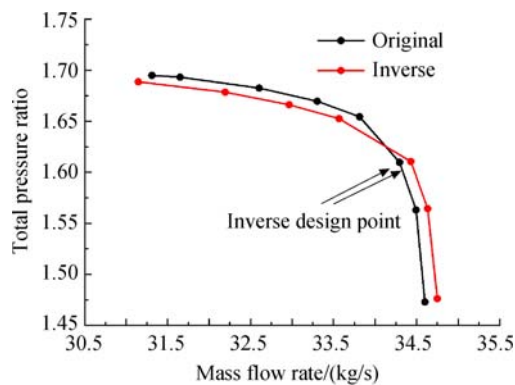


(b) 反问题设计

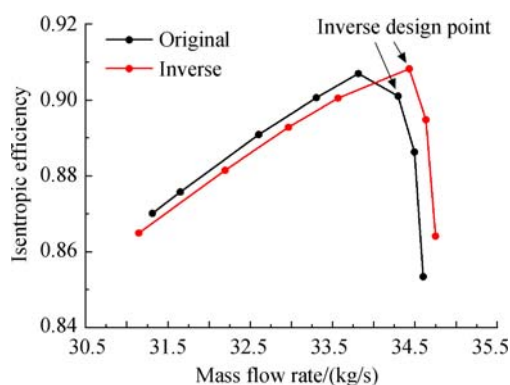
图5 算例1中90%叶高相对马赫数分布

Fig. 5 Distribution of relative Mach number at 90% span in case 1

算例2主要是验证所提出的反问题方法在多排叶片环境中的适应性。先对某1.5级压气机进行定常 RANS 求解,提取某工作点的转子叶片表面压力差分布,对其进行修改后作为目标压力差分布。图7中分别给出了叶片表面原始、目标以及



(a) 总压比



(b) 等熵效率

图6 算例1设计转速转子的特性曲线

Fig. 6 Rotor characteristic curves at design speed in case 1

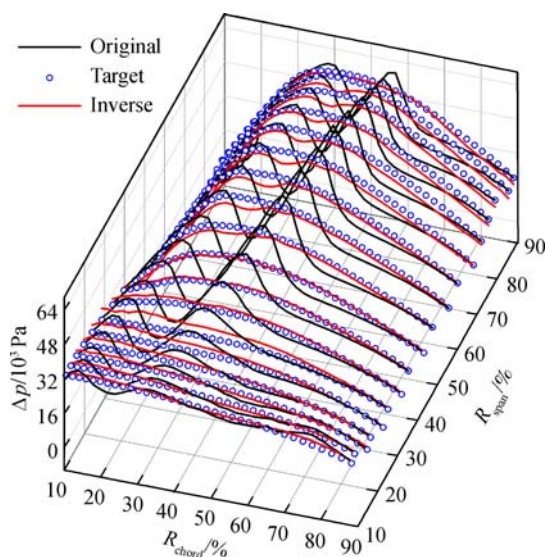


图7 算例2叶片表面压力差分布对比

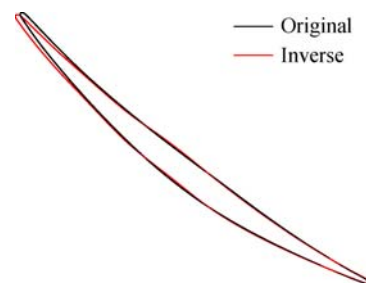
Fig. 7 Blade surface pressure difference distribution in case 2

反问题求解的压力差分布,由图可见反问题解与目标分布吻合较好.

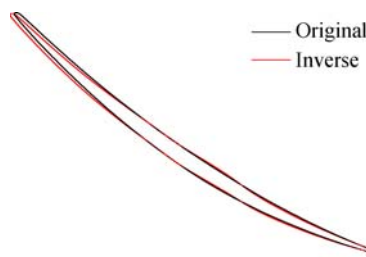
图8给出了反问题求解的叶型几何形状的变

化,可以看到50%叶高和90%叶高的叶型变化趋势一致,叶型前缘角有所减小,越靠近叶尖这种趋势约明显,这种变化使得叶片通道的喉道面积变大,增大了流通能力.由图9中90%叶高的相对马赫数分布也可看出,反问题求解的叶型使得两道激波强度均减弱,其中通道激波在壁面附近减弱得更加明显,这也与图7给定的目标压力差分布一致.激波的减弱使叶片吸力面尾缘附近的分离区减小,这有利于效率的改善.

图10是在设计转速下的压气机特性曲线,在反问题计算选取的工作点,反问题设计的等熵效率增加了约1%,总压比也略有提高.与算例1类似,在低流量工作点反问题设计的失速点总压比



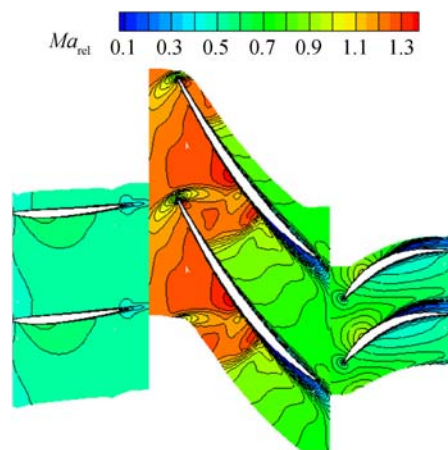
(a) 50%叶高



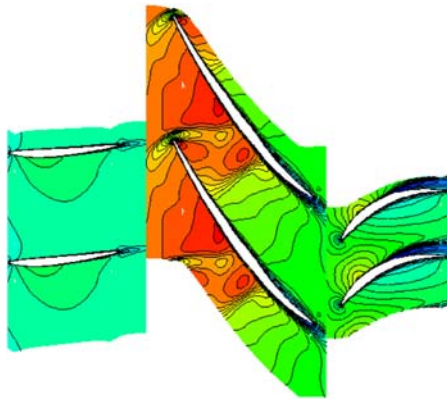
(b) 90%叶高

图8 算例2叶型轮廓对比

Fig. 8 Compariosn of blade profile in case 2



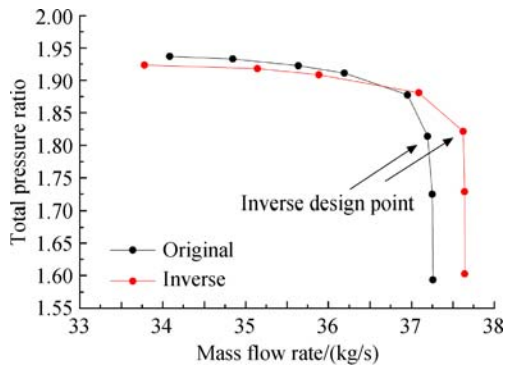
(a) 原始设计



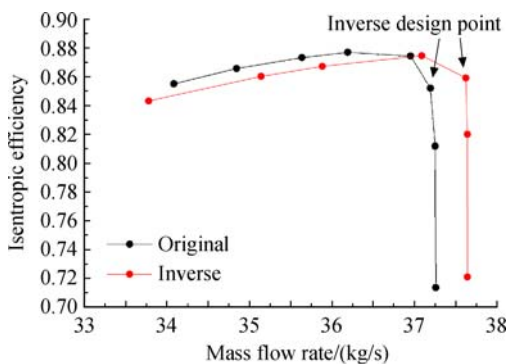
(b) 反问题设计

图9 算例2中90%叶高相对马赫数分布

Fig. 9 Distribution of relative Mach number at 90% span in case 2



(a) 总压比



(b) 等熵效率

图10 算例2设计转速转子的特性曲线

Fig. 10 Rotor characteristic curves at design speed in case 2

有所下降,而由于流通能力增加,压气机的堵点流量有所增加。算例2的计算收敛历史在图11中给出,纵轴为叶片表面压力差与目标压力差之差的方均根。在该算例中计算进行至3000步之后已经趋于平稳,使用8线程 central processing unit (CPU)计算4800步耗时约3h。

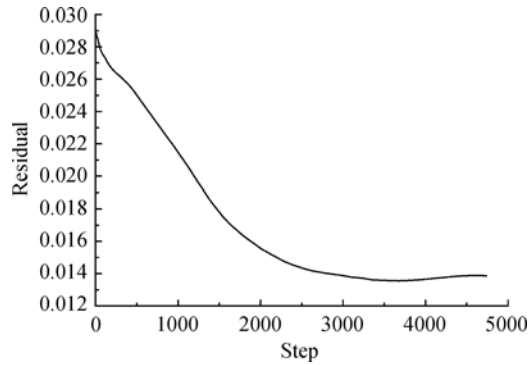


图11 算例2计算收敛过程

Fig. 11 Computational convergence process in case 2

4 结 论

本文提出的反问题方法是根据给定的压力分布直接求解叶型几何,该方法可基于定常 RANS 模拟而实现,具有很好的鲁棒性,计算耗时较短,且反问题求解得到的叶型是基于真实的黏性流动环境得出的。本文将该方法分别在单转子和1.5级压气机的转子中应用,得到了良好的效果。通过改变叶片两侧压力差的分布,该方法所设计的单转子通道激波明显减弱,在反问题求解所选取的工作点,等熵效率有近1%的提升,总压比变化不大。同样,1.5级压气机中转子经过反问题设计之后,其中激波有所减弱,等熵效率提高约1%,总压比也略有提升。从结果看,应用该反问题方法进行的叶型设计基本达到了目标,且计算稳定,收敛迅速。

实际上,反问题方法本身并不能自动完成一个气动设计的优化,为了实现对气动方案的优化设计,在应用该方法之时,需要找到合适的压力或压力差的目标分布形式,来获得更好的气动性能,这是需要进一步研究的内容。

参考文献:

- [1] Bauer F, Garabedian P, Korn D. Supercritical wing section [M]. New York: Springer-Verlag, 1972.
- [2] Schmidt E. Computation of supersonic compressor and turbine cascade with a design method for transonic flow [J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(1): 68-74.
- [3] Dang T. Inverse method for turbomachine blades using shock-capturing techniques [R]. AIAA 95-2465, 1995.
- [4] Hawthorne W R, Tan C S, Wang C, et al. Theory of blade design for large deflections: Part I two dimensional cascades [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 346-353.

- [5] Zangeneh M. A compressible three-dimensional design method for radial and mixed flow turbomachinery blades [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1991, 13(5): 599-624.
- [6] Léonard O, van den Braembussche R A. Design method for subsonic and transonic cascade with prescribed mach number distribution[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3): 553-560.
- [7] Vito L, van den Braembussche R A, Deconinck H. A novel two dimensional viscous inverse design method for turbomachinery blading[R]. ASME Paper GT2002-30617, 2002.
- [8] Demeulenaere A, van den Braembussche R A. Three-dimensional inverse method for turbomachinery blading design[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 247-255.
- [9] Daneshkhah K, Ghaly W. Aerodynamic inverse design method for viscous flow in turbomachinery blading[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 814-820.
- [10] Daneshkhah K, Ghaly W. An inverse design method for viscous flow in turbomachinery blading using a wall virtual movement[J]. Inverse Problems in Science and Engineering, 2009, 17(3): 381-397.
- [11] Chung J, Shim J. Inverse design of 3D transonic compressor blade using 3D Navier-Stokes flow physics[R]. AIAA-2002-0103, 2002.
- [12] LI Yingchen, YANG Dianliang, FENG Zhenping. Inverse problem in aerodynamic shape design of turbomachinery blades[R]. ASME Paper GT2006-91135, 2006.
- [13] LI Yingchen, FENG Zhenping. Aerodynamic design of turbine blades by using adjoint-based method and N-S equation[R]. ASME Paper GT2007-27734, 2007.
- [14] Wang D X, He L. Adjoint aerodynamic design optimization for blades in multi-stage turbomachines: Part I methodology and verification[R]. ASME Paper GT2008-50208, 2008.
- [15] Wang D X, He L, Li Y S, et al. Adjoint aerodynamic design optimization for blades in multi-stage turbomachines: Part II validation and application[R]. ASME Paper GT2008-50209, 2008.
- [16] Jameson A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.
- [17] NING Fangfei. MAP: a CFD package for turbomachinery flow simulation and aerodynamic design optimization[R]. ASME Paper GT2014-26515, 2014.
- [18] Edwards J R. A low-diffusion flux-splitting scheme for Navier-Stokes calculations[J]. Computers & Fluids, 1997, 26(6): 635-659.

(编辑:王碧珺)