

吸附式压气机叶型和抽吸方案优化设计

李 俊, 刘 波, 杨小东, 史 磊

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 将智能优化算法与准三维叶栅计算程序相结合, 对某吸附式压气机叶型进行了优化设计, 对优化设计前后的流场进行了详细分析. 优化设计之后叶型总压损失下降 40%, 静压比提高 0.6%. 优化得到最佳抽吸位置位于分离区起始点上游, 优化叶型具有更均匀的负荷分布, 并且优化后叶型的性能在全攻角范围内均得到了提升. 结果表明: 更均匀的负荷分布会提高叶型的性能, 减小叶型分离, 降低抽吸所需要的能量. 对于在尾缘处存在轻微分离的叶型其最优抽吸位置位于分离区上游.

关 键 词: 吸附式压气机; 叶型优化; 抽吸量; 抽吸位置; 智能优化

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimization design for aspirated compressor airfoil and aspiration plan

LI Jun, LIU Bo, YANG Xiao-dong, SHI Lei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A method was developed by combining intelligent optimization algorithm and quasi-three dimensional cascade calculation programme, and an aspirated compressor airfoil was optimized using this method. And there was a detailed analysis of changes in the original and optimized flow fields. Optimized airfoil can make the total pressure loss reduce by 40% and the static pressure ratio increase by 0.6%. The best suction position locates in upstream the start position of the separation region, and the optimized airfoil has more uniform load distribution. In addition, the performance of optimized airfoil has a great improvement within the whole incidence angle range. The results show that more uniform load distribution can improve the airfoil performance, decrease the separation region and reduce the energy output on suction. For the airfoil with a small separation region in trailing edge, the best suction location is located upstream the start position of the separation region.

Key words: aspirated compressor; airfoils optimization; suction air mass flow rate; suction location; intelligent optimization

现代航空发动机的压气机必须满足更高的设计需求: 高压比、低级数、高效率^[1-3]. 为增大叶片负荷以降低压气机级数, 就需要研制更高负荷的叶片, 加大叶片对气流的转折能力, 而高负荷必然会导致叶型发生严重的气流分离, 增加叶型的损失. 因此, 在较高来流马赫数下, 设计低损失、高负荷的叶型是一个挑战. 许多学者近期做了大量

的工作^[4-8], 研究高负荷条件下的流动控制技术, 抑制附面层在高负荷下的分离; 而叶型的优化设计和附面层抽吸技术是目前实现该目标的有效方法.

叶型设计方面, 近年来国内外许多学者将优化算法和 CFD 性能预测相结合进行反方法设计^[9-12], 结果表明在提高叶型气动性能、减小叶型

收稿日期: 2013-05-13

基金项目: 国家自然科学基金重点资助项目(51236006)

作者简介: 李俊(1989—), 男, 辽宁丹东人, 博士生, 研究方向为推进系统气动热力学及应用. E-mail: lijun7manunited@163.com

损失、增加叶型负荷方面有显著的效果;然而这种叶型设计方法具有一定局限性,在高负荷情况下,很难完全消除附面层的分离.从目前的研究结果来看,附面层抽吸技术在抑制附面层分离方面的可行性和应用前景已经得到了国内外研究者的认可^[13-16],其中最佳抽吸量和抽吸位置是目前研究的热点. Merchant 等人认为抽吸量以及抽吸位置的选择对于提高吸附式压气机叶型的气动性能具有重要意义,并且 Merchant 等人和 Schuler 等人在吸附式叶型准三维设计阶段采用 MISES 程序成功对抽吸量和抽吸位置均进行了优化,设计了一台单级压比为 3.5,效率为 89% 的吸附式压气机,并于 2005 年进行了整级试验,基本达到了设计要求^[17-19].国内学者对该方向做了许多类似的工作^[20-22],得到了一些如何寻找最佳抽吸量和抽吸位置的方法和经验.然而,在复杂的流场中人为地修改抽吸位置及抽吸量具有较大盲目性,耗时,且不能保证方案最优.因此,本文建立一种将叶型优化和抽吸方案优化相结合的吸附式叶型优化设计系统.

1 数值方法及计算算例

本文采用麻省理工学院开发的 MISES 程序^[23-24]对压气机叶栅的内部黏性流动进行准三维数值模拟.选取某型吸附式叶栅(如图 1 所示)作为研究对象,叶栅参数如表 1 所示.

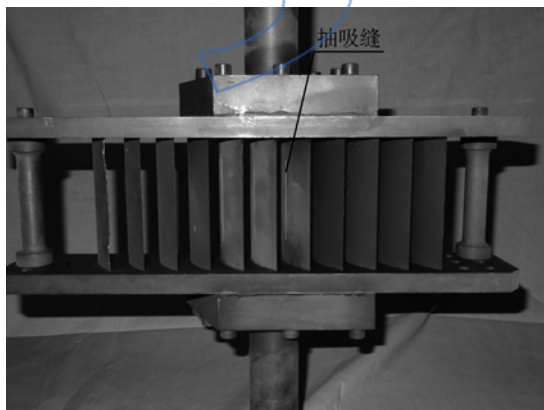


图 1 吸附式叶栅照片

Fig. 1 Photo of aspirated cascade

表 1 叶栅参数

Table 1 Cascade parameters

弦长 b/mm	进口气流角 $\beta_1/(\circ)$	稠度 S	展弦比 h/b	来流马赫数 Ma_∞	攻角 $i/(\circ)$
65	47.08	1.73	1.23	0.7	0

计算网格由 MISES 程序中的 ISET 模块生成.单通道沿栅距方向网格数为 20,沿流线方向网格数为 344,为保证计算精度和准确性,将前缘控制参数 $DsLE/dsAVG$ 设置为 0.1,尾缘控制参数 $DsTE/dsAVG$ 设置为 0.9,叶型表面控制点参数设置为 80.计算网格如图 2 所示.给定来流马赫数和进口气流角,按此边界条件计算直到进出口流量差为 0,计算收敛.本文中叶栅总压损失系数表示为

$$C_{\text{loss}} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1} \quad (1)$$

式中 C_{loss} 表示总压损失系数, p_1^* 表示叶栅进口总压, p_2^* 表示叶栅出口总压, p_1 表示叶栅进口静压.

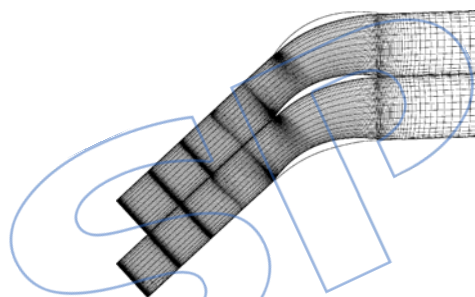


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

图 3 给出了在设计工况下,数值模拟与试验的叶型表面马赫数(Ma)对比.从图中可以看出数值模拟与试验结果基本吻合.图 4、图 5 分别给出了在设计马赫数下,数值模拟与试验的攻角-总压损失和攻角-气流转折角特性对比.数值模拟与试

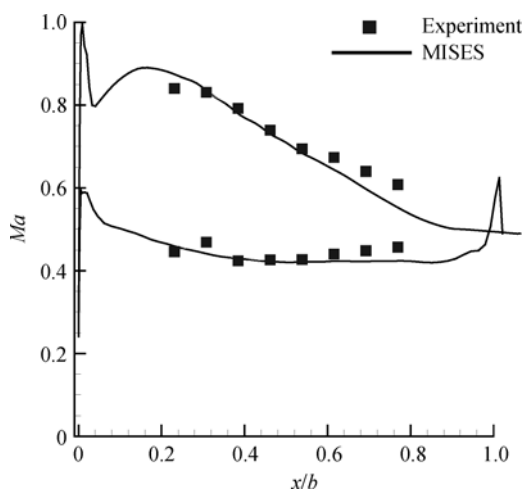


图 3 数值模拟与试验叶型表面马赫数对比

Fig. 3 Airfoil surface Mach number comparison of numerical simulation and experiment

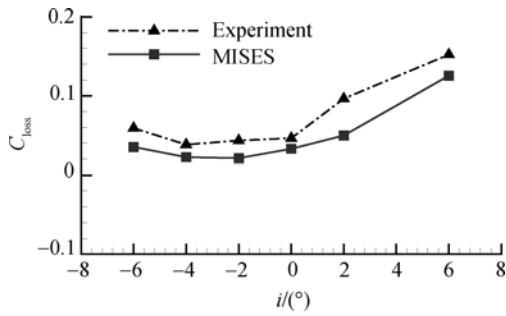


图 4 数值模拟与试验攻角-总压损失特性对比
Fig. 4 Incidence angle-total pressure loss features comparison of numerical simulation and experiment

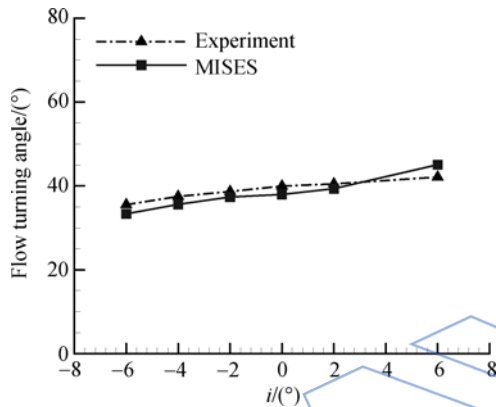


图 5 数值模拟与试验攻角-气流转折角特性对比
Fig. 5 Incidence angle-flow turning angle features comparison of numerical simulation and experiment

验结果在全工况范围内吻合得较好,表明利用 MISES 程序进行的数值模拟是可信的。

2 优化系统简介

本文建立了一套将叶型优化与抽吸方案优化相结合的优化设计方法。该设计优化方法以叶型、抽吸量和抽吸位置为优化变量,使用 MISES 程序结合优化算法进行优化,生成最优的叶型及抽吸方案。该方法的流程图如图 6 所示,首先对叶型进行参数化;然后选取叶型的最大相对厚度位置、前段弦长/总弦长和前段弯度/总弯度作为优化变量,采用蜂群算法,蜜蜂个数为 20,循环代数数为 20,将叶型的总压损失作为优化目标,利用 MISES 程序对叶型进行准三维 S_1 流场计算,得到气动性能有所提升的叶型;再引入准三维抽吸计算,选取抽吸位置和抽吸量作为优化变量,采用微分进化算法,种群规模为 40,进化代数数为 30,将叶型的总压损失作为优化目标,利用 MISES 程序对叶

型进行准三维抽吸计算,最终得到最优的抽吸方案。为了保证优化后叶型总压损失的下降不是以牺牲叶型负荷为代价,在叶型优化过程中引入了罚函数,即若得到的叶型静压升小于初始叶型,目标函数赋极值。

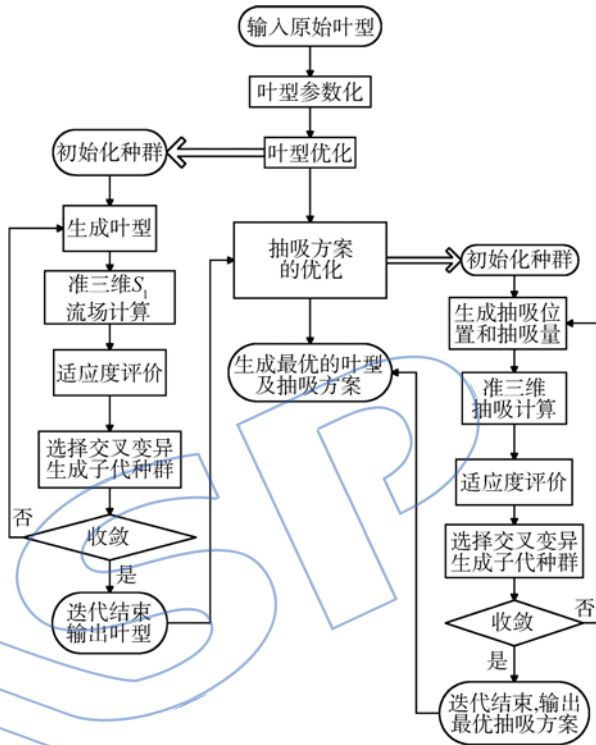


图 6 优化设计方法流程图
Fig. 6 Flow chart of optimization design method

3 优化结果与分析

3.1 叶型优化结果与分析

图 7 给出了初始叶型与优化叶型的型线对比,表 2 给出了优化前后叶型参数。图表中 original 代表初始叶型,optimization 代表优化叶型。从表 2 中可以看出,在保持总弯度不变的情况下,初始叶型前端转折角较大,而优化后叶型沿弦向

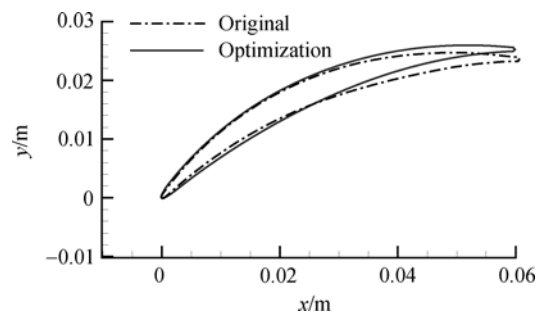


图 7 叶型优化前后对比
Fig. 7 Comparison before and after airfoil optimization

表 2 叶型优化前后参数

Table 2 Parameters before and after airfoil optimization

叶型	前段弯度/ 总弯度	前段弦长/ 总弦长	最大相对 厚度位置
初始	0.668	0.636	0.490 233
优化	0.518	0.542	0.403 859

转折较为均匀,有利于负荷更加平稳地加载.优化叶型的最大相对厚度位置由约 49%弦长处提前至约 40%弦长处.

图 8 给出了叶型优化前后吸力面的形状因子对比.图中 no suction 表示未进行抽吸计算, H 为形状因子.在初始叶型中,气流在吸力面前端加速较快,吸力面马赫数急剧加速至 1.0,形状因子升至 4.0 以上,层流附面层迅速发生分离.在 3%弦长处气流转捩进入湍流状态.优化叶型在前端层流附面层形状因子保持在较合理范围内,在 30%弦长处急速下降,气流转捩进入湍流附面层.湍流附面层的摩擦阻力要大于层流附面层,因此,在前端原始叶型总压损失要大于优化叶型.众所周知,当形状因子大于等于 2.5 时,湍流附面层会发生分离^[25].从图 8 可以看出,初始叶型在 75%弦长处形状因子急剧增加,附面层发生严重分离,而优化后,附面层分离推移至 90%弦长处,显然,优化叶型有效推迟了湍流附面层分离.

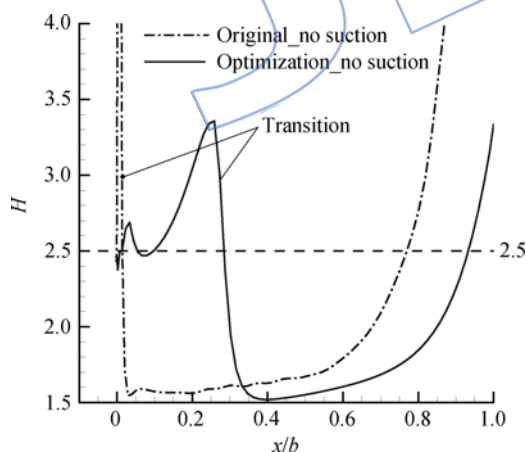


图 8 叶型优化前后吸力面形状因子对比

Fig. 8 Shape factor of suction surface comparison before and after airfoil optimization

图 9 为叶型优化前后表面马赫数的对比.由图可知,初始叶型在前端负荷较大,优化后负荷分布更加均匀.在设计工况下叶型总压损失由 0.0326 减小至 0.0189,下降了 40%.气流转折角增加了 2° ,静压升由 1.2285 增加到 1.2362.叶型

的负荷增加,优化效果显著.

压气机叶片需要长时间工作在非设计状态下,因此优化效果不仅要体现在设计状态下,而且非设计状态下的性能也要加以考虑.图 10 和图 11 分别给出了优化前后叶型攻角-总压损失和攻角-气流转折角特性对比.从图中可以看出,优化

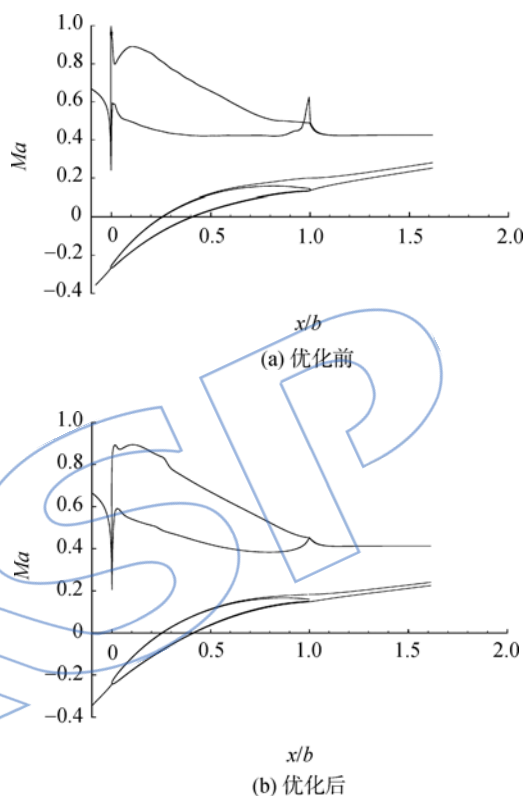


图 9 叶型优化前后表面马赫数对比

Fig. 9 Surface Mach number comparison before and after airfoil optimization

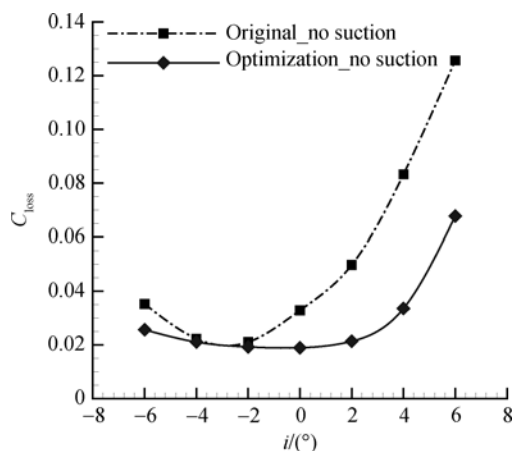


图 10 叶型优化前后攻角-总压损失特性对比

Fig. 10 Incidence angle-total pressure loss features comparison before and after airfoil optimization

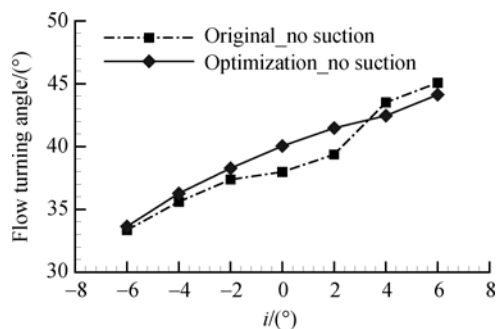


图11 叶型优化前后攻角-气流转折角特性对比

Fig. 11 Incidence angle-flow turning angle features comparison before and after airfoil optimization

叶型在整个攻角范围内总压损失均有所下降,尤其是在大的正攻角情况下,优化效果尤为显著.只是攻角为 -2° 和 -4° 时,优化叶型与初始叶型性能基本保持不变.而与此同时,叶型的气流转折角在绝大多数攻角范围内并未减小.证明优化叶型保持了较好的攻角特性.

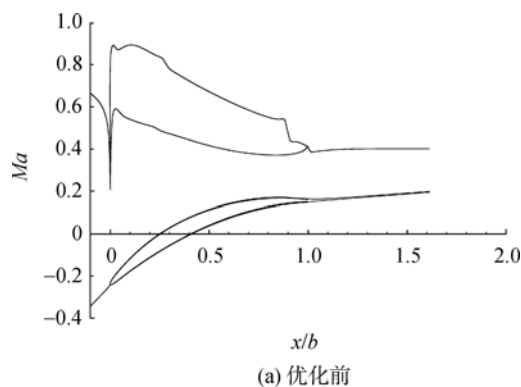
然而优化叶型附面层分离尚未完全消除,因此本文采用抽吸设计进一步提升叶型性能.

3.2 抽吸方案优化结果与分析

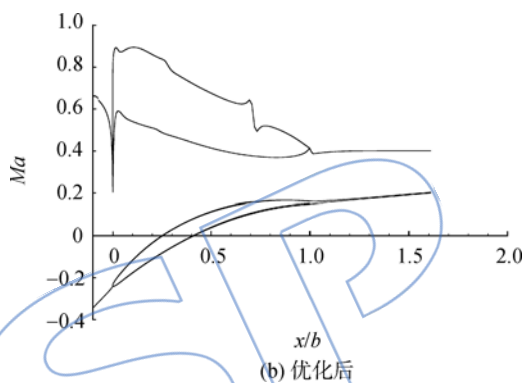
根据优化叶型附面层分离情况,初始抽吸方案将抽吸位置确定于分离起始区域(90%弦长 $\sim$ 92%弦长处),抽吸量为0.8%.优化之后得到最优的抽吸方案抽吸量为0.8%,抽吸位置为74%弦长 $\sim$ 76%弦长处.

图12给出了设计工况下初始抽吸方案与优化抽吸方案的叶型表面马赫数分布对比.优化后叶型总压损失为0.0099,下降7%,静压升由1.2440增加到1.2441,叶型的性能得到了较大改善,具有更高的负荷.图13给出了两种抽吸方案的叶型吸力面形状因子对比.图中suction表示进行了抽吸计算.由图可知,初始抽吸方案的吸力面形状因子较抽吸前有明显改善,但在叶型尾缘处数值仍然比较高.优化抽吸方案的吸力面形状因子从75%弦长处开始下降,并且一直维持较低的水平至尾缘处.优化抽吸方案的叶型附面层内流动情况得到了一定的改善,优化具有一定的效果.图14给出了在抽吸量为0.8%时,手动寻找得到总压损失随抽吸位置变化.从图中可以看出,最佳抽吸位置应在75%弦长处附近,证明本优化方案得出的结论是可信的.

国内许多学者^[13-14]研究结果表明抽吸位置位于叶型分离起始区,可以用更少的抽吸量控制下



(a) 优化前



(b) 优化后

图12 抽吸方案优化前后叶型表面马赫数对比

Fig. 12 Airfoil surface Mach number comparison before and after suction scheme optimization

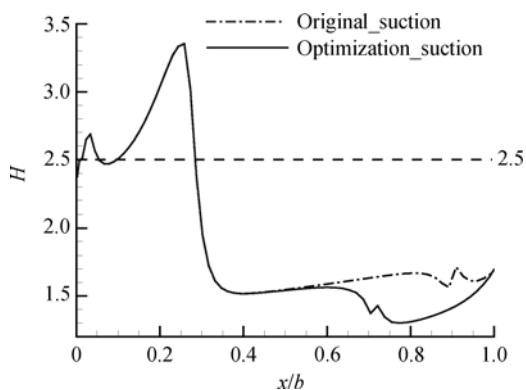


图13 抽吸方案优化前后叶型吸力面形状因子对比

Fig. 13 Airfoil shape factor of suction surface comparison before and after suction scheme optimization

游附面层的发展.作者发现对尾缘处存在轻微分离的叶型进行抽吸时,最佳的抽吸位置应位于分离区上游,附面层尚附着良好的位置.对于本文的叶型,最佳抽吸位置位于分离点上游15%弦长处.通过分析附面层的动量厚度的改变可以更本质地反映抽吸的效应.图15给出了无抽吸和两种抽吸方案下的吸力面动量厚度对比.可以看出,优

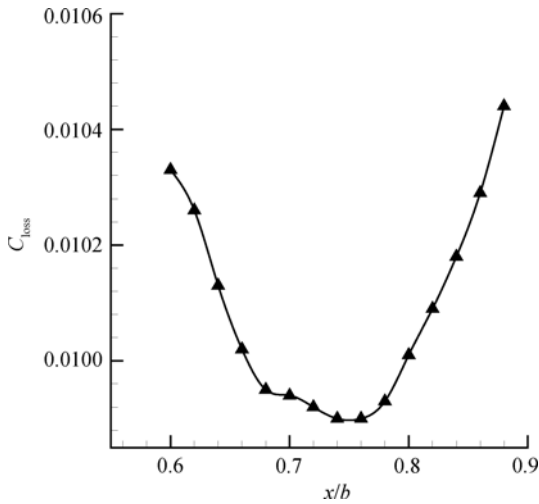


图 14 总压损失随抽吸位置变化

Fig. 14 Total pressure loss varying with suction position

化抽吸方案从抽吸位置处直至尾缘的动量厚度 θ 始终小于初始抽吸方案. Merchant^[16] 推出当附面层附着良好和接近分离时, 动量厚度的改变量 $\Delta\theta$ 分别如式(2)和式(3)所示. 从式(2)和式(3)可知, 在附面层附着良好时, 抽吸位置下游某处动量厚度的改变量接近抽吸位置动量厚度的改变量; 在附面层接近分离时, 抽吸位置下游某处动量厚度的改变量被放大 1 个指数倍. 但对于本文叶型, 分离区在近尾缘处. 如果将抽吸放置在分离区起始位置, 即使对下游动量厚度的改变量被放大 1 个指数倍, 也因为距离较短而不能产生理想的效果. 而且在尾缘处的静压梯度不大, 放大的倍数较低. 若在分离区上游, 附面层尚附着良好的位置抽吸, 即使对下游动量厚度的改变量接近抽吸位置, 也可以消除尾缘处较小的分离区, 而且还可以减小分离区前附面层的动量厚度, 降低叶型损失. 但抽吸位置不能无限远离分离区, 这样对分离区干预就会减弱.

$$\Delta\theta = \Delta\theta_1 + \int_{s_1}^s \frac{C_f}{2} ds - \int_{s_1}^s \frac{C_{f,suct}}{2} ds \quad (2)$$

$$\Delta\theta = \Delta\theta_1 + \exp\left[\int_{s_1}^s -(2+H) \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} ds\right] \quad (3)$$

式中下标 1 表示抽吸位置, u_e 表示边界层外缘速度, C_f 表示摩擦因数, s 表示轴向距离.

图 16 给出优化抽吸方案前后攻角-总压损失特性对比. 从图中可以看出, 优化后在全攻角范围内叶型总压损失均有一定程度的下降. 特别是在大正攻角范围内, 总压损失下降较大. 在大负攻角范围内, 总压损失也有所下降, 但不是很明显.

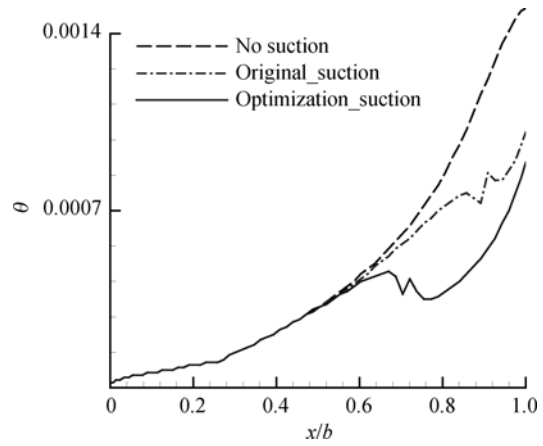


图 15 吸力面动量厚度对比

Fig. 15 Suction surface momentum thickness comparison

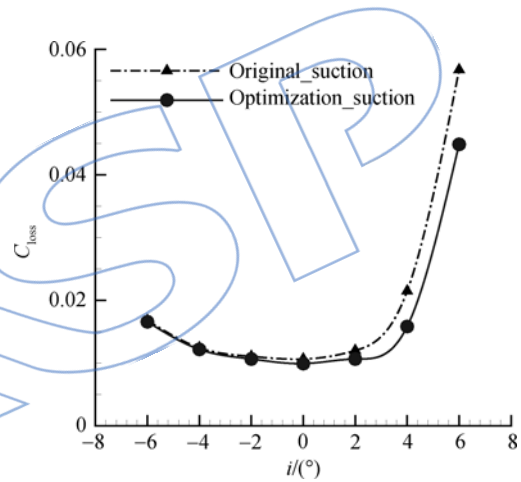


图 16 抽吸方案优化前后攻角-总压损失特性对比

Fig. 16 Incidence angle-total pressure loss features comparison before and after suction scheme optimization

4 结 论

通过上述分析可以得到如下结论:

1) 该设计优化方法以叶型、抽吸量和抽吸位置为优化变量, 使用 MISES 程序结合优化算法进行优化, 优化后的叶型具有更均匀的负荷分布, 并且生成了较合理的抽吸方案, 优化方法具有很好的可行性.

2) 对尾缘处存在轻微分离的叶型进行抽吸时, 最佳的抽吸位置应位于分离区上游, 附面层尚附着良好的位置, 用合理的抽吸量会产生更好的抽吸效果.

3) 优化设计之后的吸附式叶型在全攻角范围内叶型的总压损失均有较大的下降, 叶型的性能显著提升.

参考文献:

- [1] Godard A, Fourmaux A, Burguburu S, et al. Design method of a subsonic aspirated cascade[R]. ASME Paper 2008-GT-50835, 2008.
- [2] Liesner K, Meyer R, Lemke M, et al. On the efficiency of secondary flow suction in a compressor cascade[R]. ASME Paper 2010-GT-22336, 2010.
- [3] Gmelin C, Thiele F, Liesner K, et al. Investigations of secondary flow suction in a high speed compressor cascade[R]. ASME Paper 2011-GT-46479, 2011.
- [4] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current developments[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(10): 567-578.
- [5] Godard A, Bario F, Burguburu S, et al. Experimental and numerical study of a subsonic aspirated cascade [R]. ASME Paper 2012-GT-69011, 2012.
- [6] Lord W K, MacMartin D G, Tillman T G. Flow control opportunities in gas turbine engines[R]. AIAA-2000-2234, 2000.
- [7] Song B, Gui X, Li S M, et al. Flow periodicity improvement in a high speed compressor cascade with a large turning angle[R]. AIAA-2002-3539, 2002.
- [8] Song B, Ng W, Sonoda T, et al. Loss mechanisms of high-turning supercritical compressor cascades[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 416-423.
- [9] Catalano L A, Dadone A. Progressive optimization for the inverse design of 2D cascades[R]. AIAA-2000-3204, 2000.
- [10] Gallar L, Arias M, Pachidis V, et al. Compressor variable geometry schedule optimization using genetic algorithms[R]. ASME Paper 2009-GT-60049, 2009.
- [11] ZHENG Rongye, XIANG Jianhua, SUN Jinju. Blade geometry optimization for axial flow compressor[R]. ASME Paper 2010-GT-22229, 2010.
- [12] Patnaik S N, Coroneos R M, Hopkins D A, et al. A cascade optimization strategy for solution of difficult multi-disciplinary design problems[R]. AIAA 96-1628, 1996.
- [13] 宋彦萍, 陈浮, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对大转角压气机叶栅气动性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 561-566.
- SONG Yanping, CHEN Fu, ZHAO Guijie, et al. Numerical investigation of boundary layer suction in compressor cascade with large turning angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 561-566. (in Chinese)
- [14] 陈绍文, 郭爽, 陆华伟, 等. 超高负荷吸附式压气机叶栅气动性能分析[J]. 热能动力工程, 2009, 24(2): 167-171.
- CHEN Shaowen, GUO Shuang, LU Huawei, et al. Analysis of the aerodynamic performance of a super highly loaded adsorption type compressor cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(2): 167-171. (in Chinese)
- [15] Schuler B J. Experimental investigation of an aspirated fan stage[D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [16] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stage [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [17] Merchant A A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 141-148.
- [18] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.
- [19] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 340-348.
- [20] 张华良, 谭春青, 张新敬, 等. 采用附面层抽吸(BLS)控制流动分离的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 192-196.
- ZHANG Hualiang, TAN Chunqing, ZHANG Xinjing, et al. Numerical investigation on application of boundary layer suction to control the flow separations[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 192-196. (in Chinese)
- [21] 兰发祥, 黄国平. 吸附式压气机平面叶栅数值模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(4): 1-8.
- LAN Faxiang, HUANG Guoping. Numerical simulation investigation of an aspirated compressor cascade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(4): 1-8. (in Chinese)
- [22] 刘波, 南向谊, 陈云永. 附面层抽吸对转子激波结构和分离流动的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 315-320.
- LIU Bo, NAN Xiangyi, CHEN Yunyong. Effects of BLS on the shock wave structure and separation flow of fan rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 315-320. (in Chinese)
- [23] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio[R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.
- [24] Drela M. Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equations[D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 1985.
- [25] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第8册 压气机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 126-127.