

高负荷吸附式压气机叶栅数值与实验研究

刘 波, 李志鹏, 赵鹏程, 曹志远
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对无通道激波单纯由强逆压梯度诱导的附面层分离进行了吸附式数值与实验研究. 研究对象为某大转折角高负荷吸附式压气机叶栅, 利用准三维叶栅通道计算程序(MISES)进行抽吸流场数值模拟, 在确定抽吸位置后进行了风洞实验验证. 结果表明: 抽吸后总压损失系数大幅度降低, 对于单纯由强逆压梯度诱导的附面层分离, 最佳抽吸位置应该位于附面层分离之后尚未充分发展之处; 在确定抽吸位置时可以根据设计状态的分离状况进行; 实际中需要的抽吸流量小于计算值; 在数值计算中, 具体的抽吸模型还有待进一步改进和修正, 以使数值模拟更加准确.

关 键 词: 吸附式叶栅; 附面层分离; 抽吸位置; 抽吸流量; 风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical and experimental investigation on highly loaded aspirated compressor cascade

LIU Bo, LI Zhi-peng, ZHAO Peng-cheng, CAO Zhi-yuan
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical calculation and experiment were conducted on suction of boundary layer whose separation was induced merely by strong adverse pressure gradient without passage shock. The research was performed for a highly loaded aspirated compressor cascade with large turning angle. Numerical simulation was conducted using MISES which was used for simulating the flow field of quasi-3-D cascade. After deciding the suction position, wind tunnel experiment was conducted. The results show that, loss coefficient is reduced remarkably after suction, and for the boundary layer whose separation is induced merely by strong adverse pressure gradient, the best position for suction lies in where separation has already happened but not fully developed; the suction position can be decided according to the separation in design condition; the suction mass flow required in practice is less than that in calculation; in the numerical calculation, the concrete suction model needs further improvement and correction, in order to make the simulation more accurate.

Key words: aspirated cascade; boundary layer separation; suction position; suction mass flow; wind tunnel experiment

通过附面层抽吸可以在增大气流转折角的同时抑制叶背上的附面层分离, 从而极大地提高压

气机做功能力. 在满足压比、效率等性能要求下转子转速可以大幅减少, 从而减少了与激波相关的

气动损失,同时也带来了结构强度和气动声学方面的好处. 1997 年麻省理工学院(MIT)的 Gas Turbine Laboratory 首次提出“吸附式压气机”的概念^[1],到今天已经作了大量的研究. Reijnen^[2]从理论上研究了附面层抽吸对压气机级性能的影响,并第一次在一台单级跨声压气机转子的部分叶片上进行了吸附式实验. Merchant^[3]针对附面层抽吸对控制下游附面层的发展进行了理论研究,并系统地提出了吸附式压气机的设计体系. 对准三维叶栅通道计算程序 MISES 进行了改进,加入了抽吸计算功能,并用它进行准三维叶型设计和确定抽吸方式(抽吸位置和抽吸流量). 而后 Schuler 和 Merchant^[4-5]先后进行了吸附式单级风扇的实验研究,证明了吸附式压气机的优势.

国内的研究尚处在数值计算和叶栅实验阶段,从公开发表的文献上看,以数值计算居多,内容主要在于回答叶片表面上的最佳抽吸位置和抽吸量,也有三维压气机级的计算对比和分析^[6-8]. 但由于不同压气机叶型性能差别较大,即使同一叶型也存在一定的马赫数和攻角范围,所以在抽吸位置和抽吸流量的确定上针对不同叶型得出的结论往往也不尽相同. 周正贵等^[9]通过数值计算提出高亚声叶栅最佳吸气位置应该位于分离区上游较远处,“分离区附近或分离区内抽吸可能不利于抑制分离”. 葛正威等^[10]在利用 MISES 对某跨声叶栅进行吸附式计算后提出,最佳抽吸位置应该位于“激波后附面层刚发展起来的局部极大值处”. 以上研究主要使用了数值手段. 兰发祥等^[11]针对超跨声叶栅进行了吸附式风洞实验,针对激波诱导型附面层分离提出“最佳抽吸位置应位于通道激波之后,附面层分离之前”,且“抽吸流量大于某阈值时才能改善叶栅性能”.

吸力面上的附面层分离大体上可分为两类,一是激波诱导型,二是强逆压梯度诱导型,当然本质上都是由于强逆压梯度引起. 前者主要存在于进口马赫数较高的超跨声叶型,后者主要针对亚声叶型. 针对激波诱导型的附面层分离已经有了较为成功的经验来进行吸附处理,除了兰发祥等根据实验得出的结论^[11],从 MIT 发表的文献上看^[12],也是在激波与吸力面相碰之处或其下游一点位置处开缝抽吸. 针对无通道激波而单纯由强逆压梯度诱导的附面层分离,Merchant 在文献^[13]中通过对某可控扩散叶栅进行的理论分析和 MISES 计算提出最佳抽吸位置应位于“强压力恢复区之前”,但鲜有实验验证.

本文针对某大转折角高负荷吸附式压气机叶栅进行了数值计算和实验验证,其附面层分离为单纯的强逆压梯度诱导型,通道中无激波. 在确定出最佳抽吸位置后,对其进行了叶栅风洞实验,为工程实际中确定抽吸方式提供参考依据.

1 数值模拟

数值模拟采用了国际上具有较高可信度的准三维叶栅通道计算程序 MISES. MISES 程序按照位移厚度将流场区域划分为边界层外的主流无黏区域和边界层内的黏性区域,主流无黏区域采用欧拉方程组求解,黏性区域采用卡门动量积分方程和能量积分方程求解,通过无黏区域和黏性区域的耦合迭代求解达到收敛. 关于该程序的详细介绍可参见文献^[14-15].

本文研究对象为某大转折角高负荷吸附式压气机叶栅,叶栅主要几何参数见表 1. 设计状态下进口马赫数为 0.6,攻角为 0.5° .

表 1 叶栅几何参数
Table 1 Geometric parameters of cascade

参数	数值
叶片弦长 b/mm	62.7
稠度 τ	1.66
最大厚度位置/%	60
几何进口构造角 $\beta_{1k}/(^{\circ})$	40.17
几何出口构造角 $\beta_{2k}/(^{\circ})$	-13.21
安装角 $\beta_y/(^{\circ})$	15.4

按设计状态计算,在未抽吸时,叶片表面马赫数 Ma_s 分布如图 1.

可见,叶栅通道中无激波产生,吸力面上大约 66% 弦长处出现分离,总压损失系数为 0.0838. 为了确定最佳抽吸位置,选择了分离前后多个位置进行吸附式计算,从 40% 弦长到 85% 弦长,抽吸槽宽 2% 吸力面弧长,抽吸流量为主流流量的 1%. 不同抽吸位置处对应的叶栅总压损失系数如图 2,可见在 72% 弦长处抽吸可以得到最小的总压损失系数. 40%, 72%, 85% 弦长位置抽吸对应的马赫数分布如图 3 所示.

Merchant 在进行附面层抽吸的理论分析时指出,抽吸位置下游某处的附面层厚度减少量与抽吸位置处的减少量呈非线性关系,如式(1)所示^[3]

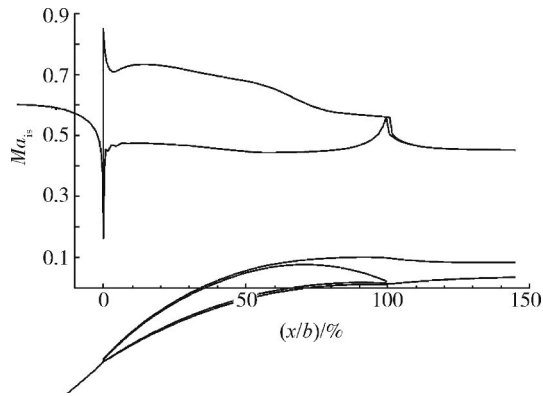


图1 未抽吸工况叶片表面马赫数分布

Fig. 1 Mach number distribution of blade surface without suction

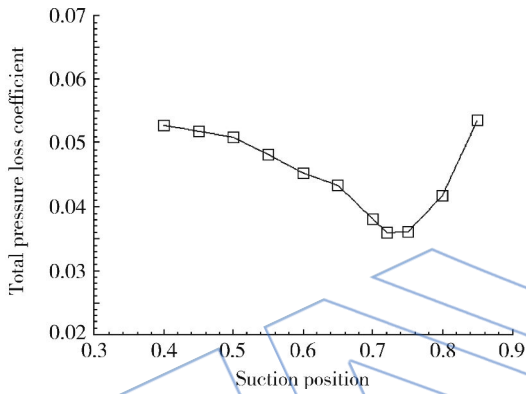
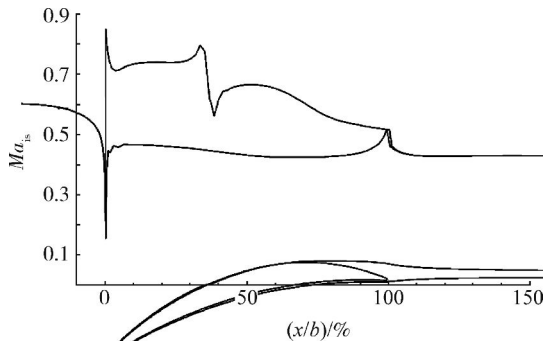


图2 不同抽吸位置对应的叶栅总压损失系数

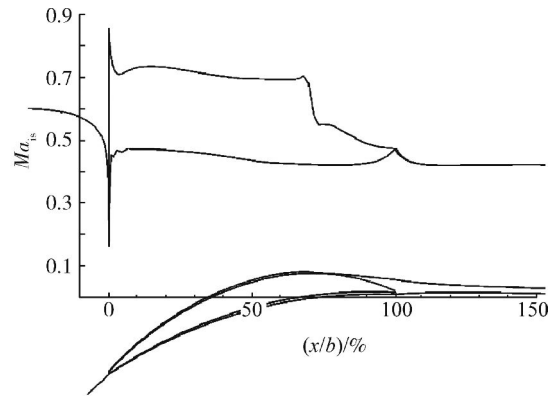
Fig. 2 Total pressure loss coefficient of cascade variation with different suction positions

$$\Delta\theta(s) \approx \Delta\theta_{21} \exp \left\{ \int_{s_2}^s \left[\frac{C_f}{2\theta} - (2+H) \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} \right] ds \right\} \quad (1)$$

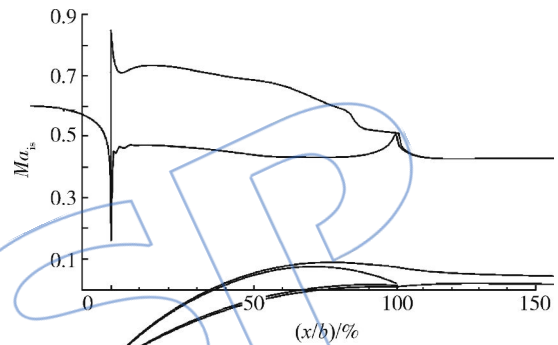
其中 $\Delta\theta(s)$ 为下游某处动量厚度的减小量; $\Delta\theta_{21}$ 为抽吸位置处动量厚度的减小量; s_2 和 s 定义抽吸槽的长度; C_f 为表面摩擦系数; θ 为动量厚度; H 为形状参数; u_e 为抽吸槽入口处沿流线方向边界层外缘速度。



(a) 40% chord



(b) 72% chord



(c) 85% chord

图3 不同抽吸位置对应的马赫数分布

Fig. 3 Mach number distribution with different suction positions

下游某处动量厚度的减少 $\Delta\theta(s)$, 相对抽吸位置处动量厚度的减小量 $\Delta\theta_{21}$ 放大了指数倍, 该值的大小与表面压力梯度有关, 在吸力面尾缘逆压梯度很大的地方, 该值很容易超过 $10^{[10]}$. 按此理论, 就应该在附面层尚且较薄的位置处抽吸, 以便使用较小的抽吸流量就能对下游附面层产生很大的影响. 40%弦长处附面层虽然很薄, 但即使很小的抽吸流量也会造成主流冲击叶片表面, 对正常的主流流动产生干扰而致损失增加, 过小的抽吸流量又难以控制下游的附面层发展^[8]. 85%弦长处附面层已发生较大分离, 需要很大的抽吸流量才能将分离了的流体“拉”回叶片表面, 从工程实用的角度考虑不合适. 在 72%弦长处, 附面层刚发生分离但尚未充分发展, 此处抽吸只需要很小的抽吸流量就能较好地控制下游附面层的发展, 且不易造成主流与叶片表面的冲击, 具有相对最好的效果. 由图 3(b) 可以看出, 在 72%弦长处开缝抽吸后吸力面附面层都能良好地附着, 虽然在 90%弦长之后附面层并未按设想的完全附着, 但工程中并不追求完全消除分离, 此时的流

动已较未抽吸时大为改善,总压损失系数也由原来的 0.0838 降低到 0.0367. 对多套类似的大转折角高负荷吸附式压气机叶栅进行了数值研究,其附面层分离都是由强逆压梯度诱导,通道中无激波. 数值结果均显示当抽吸位置设置于分离起始之后大分离发展之前时,叶栅性能有最大程度的改善.

2 实验验证

通过数值计算确定了最佳抽吸位置,计算是针对设计工况($i=0.5^\circ$, $Ma_1=0.6$). 由于实际中叶片具有一定的攻角和马赫数范围,针对不同工况最佳抽吸位置会有所变化. 为了验证本文中吸附式叶栅的性能,加工了实验件进行风洞实验. 抽吸针对叶栅中间 3 个叶片进行,在吸力面上划槽,与叶片内部空腔联通,气流从叶片两端抽出,实验件如图 4 所示,图 4(a)为吸附式叶片,图 4(b)为 H150 型滑阀真空泵和稳压缓冲罐,图 4(c)为吸附式叶栅实验件,图 4(d)为流量计和栅后探针.

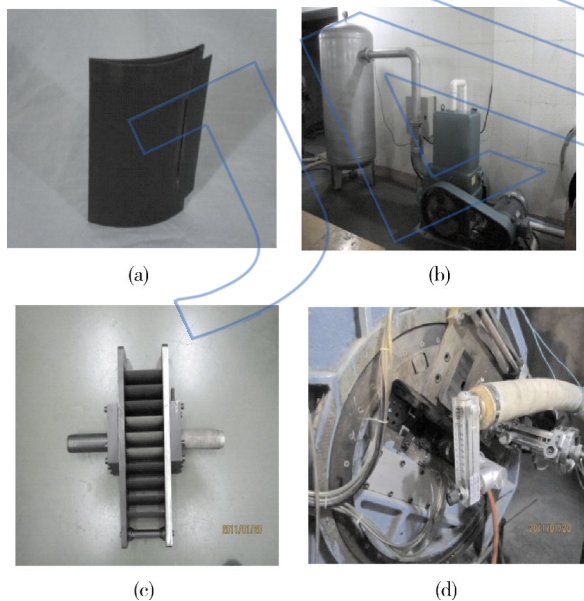


图 4 实验设备

Fig. 4 Experimental device

实验在西北工业大学的高亚声连续式平面叶栅风洞上进行,风洞最大进口流量为 9.9 kg/s ,最大进口马赫数可达 0.9,关于风洞的详细介绍可参见文献[6]的第六章.

在进行抽吸实验前,先对叶栅的二元性及出口流场的周期性进行检查. 在攻角为 0.5° ,进口马赫数分别为 0.55, 0.60, 0.65 工况下,对应的轴向速度密度比(AVDR)均为 1.04. 图 5 给出了相邻两叶

栅通道未抽吸工况栅后尾迹总压恢复系数(p_{t2}/p_{t1})对比图,其中 t 为栅距. 通道 1 总压损失为 0.0639,通道 2 总压损失为 0.0606,两通道出口流动的周期性较好,损失接近,实验结果可信度很高.

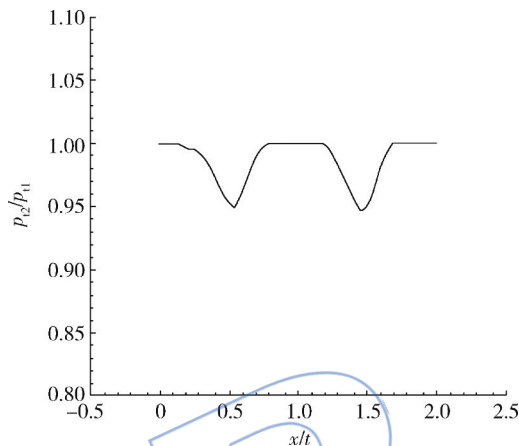
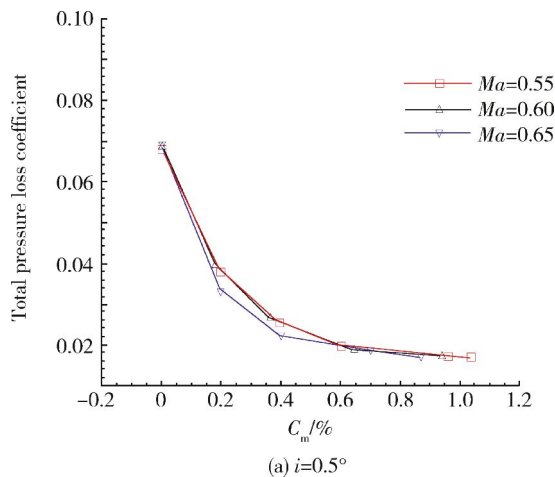


图 5 相邻两叶栅通道未抽吸工况栅后尾迹总压恢复系数对比

Fig. 5 Comparison of total pressure recovery coefficient of wake in two adjacent passages without suction

实验进口马赫数为 0.55, 0.60, 0.65, 攻角为 0.5° , $\pm 5^\circ$. 在每一个实验工况下,通过渐开连接到缓冲罐的蝶阀逐渐加大抽吸流量. 图 6 为叶栅总压损失系数随抽吸流量的变化,横坐标 C_m 表示抽吸流量占进口总流量的百分比(均是对单通道).

可以看出,当攻角一定时,3 个不同进口马赫数下叶栅性能随抽吸流量有相似的变化规律,在很小的抽吸流量时(0.2%)总压损失系数都有明显下降. 与数值结果对比显示实际中需要的抽吸流量低于计算值,当抽吸流量增大到主流的 0.6% 左右时,叶栅性能便稳定下来,即使再增加抽吸流量,总压损失系数也不会再减小. 这一值也与文献



(a) $i=0.5^\circ$

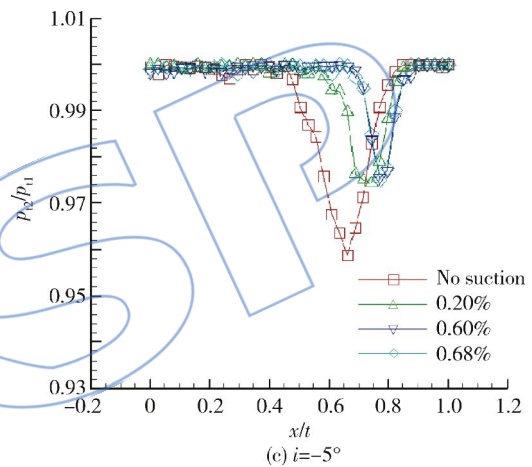
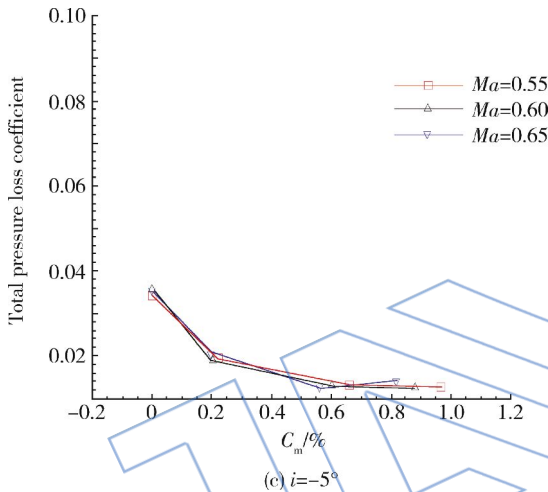
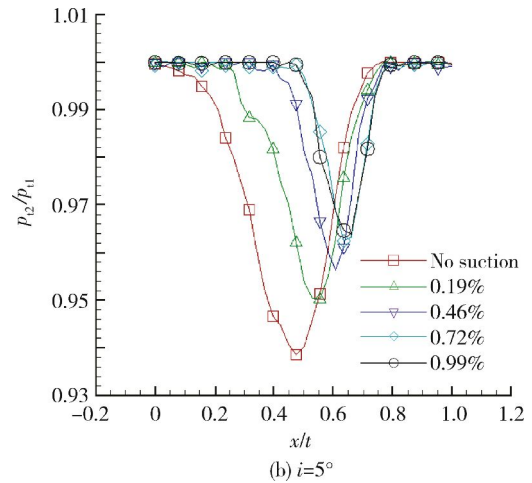
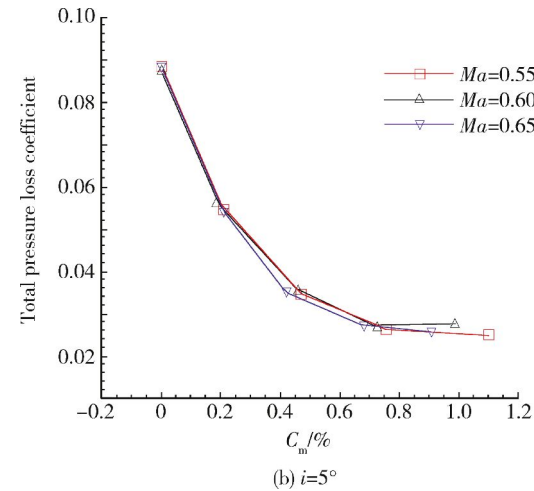


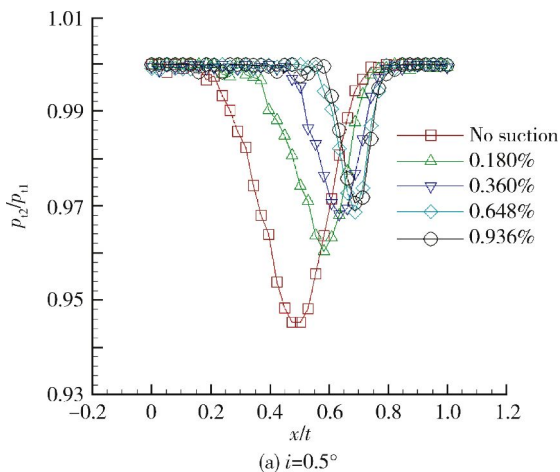
图6 叶栅总压损失系数随抽吸流量的变化

Fig. 6 Total pressure loss coefficient of cascade variation with suction mass flow

图7 不同攻角下尾迹总压恢复系数

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient of wake with different angles of attack

[4]中对单级风扇实验采用的叶片表面抽吸流量的0.5%十分接近.考虑到不同实验马赫数下叶栅性能的相似性,以下仅给出了进口马赫数为0.6时,3个攻角下尾迹总压恢复系数分布图(见图7).



可见,经过附面层抽吸,总压恢复系数曲线中的“凹坑”无论是宽度还是深度都减小明显,叶栅损失减小.同时,在实验中所有抽吸工况下,叶栅通道的扩压能力均有所提高,气流转折角加大,落后角减小,表明气流能更好地附着在吸力面上流动.为了简化,以下仅给出了 0.5° 攻角下抽吸流量对叶栅扩压能力和气流落后角的影响示意图(见图8和图9).

由以上分析可见,附面层抽吸对叶栅综合性能的改善是明显的.实际总共对5套类似的叶栅进行了风洞实验,附面层分离均是单纯由强逆压梯度诱导.在其他4套实验中,抽吸位置都未选在计算确定的最佳位置,即分离起始之后大分离发展之前,其抽吸结果均不是很理想,鉴于篇幅所限,这里未列出其他4套叶栅的实验结果.

实验件的开槽位置是根据设计工况下的数值计算确定的,而实验证明,对于非设计工况,在

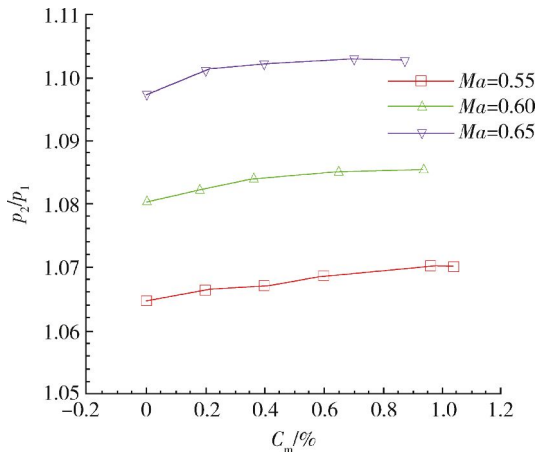


图8 0.5°攻角下抽吸流量对叶栅扩压能力的影响
Fig. 8 Effect of suction mass flow on diffusion ability of cascade at angle of attack of 0.5°

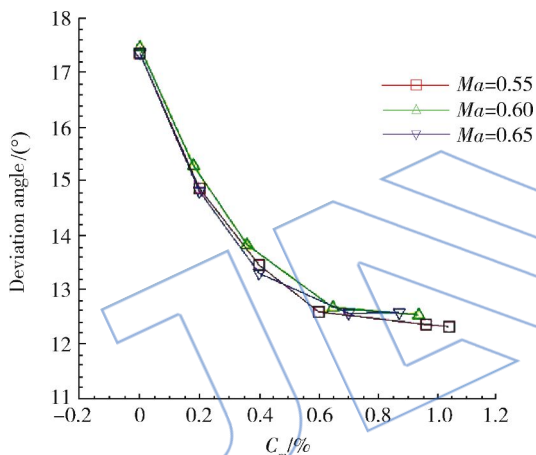


图9 0.5°攻角下抽吸流量对气流落后角的影响
Fig. 9 Effect of suction mass flow on deviation angle at angle of attack of 0.5°

±5° 攻角范围内都有很好的效果,这说明本文确定开槽位置的思路是合理的. MIT 在进行单级风扇实验时针对超跨声条件下激波诱导的附面层分离,也是根据设计状态的激波位置来确定的抽吸位置,结果表明在非设计状态下也有良好的性能^[2-3,12].

3 结 论

本文对某大转折角高负荷吸附式压气机叶栅进行了吸附式设计与实验验证,通过分析可以得出以下结论:

- 1) 抽吸后总压损失系数大幅度降低,说明吸附式叶栅设计是成功的.
- 2) 对于通道中无激波,单纯由强逆压梯度诱导的附面层分离类型,最佳抽吸位置应位于附面层分离之后而尚未充分发展之处. 抽吸位置设置于分离前将难以控制下游的附面层发展,且容易造成主流与叶片表面的冲击而增大损失. 抽吸位置过于靠后则需要很大的抽吸流量才能使分离的附面层重新附着,从工程实用角度不合适.

3) 虽然实际中任何叶片都有一定的马赫数和攻角范围,但在确定抽吸方式时可以按照设计工况进行,按设计状态确定的抽吸位置和抽吸流量在非设计状态下也有很好的效果.

4) 实际中所需的抽吸流量小于设计时的计算值,大约仅需要计算值的一半就能满足抽吸要求. MIT 的吸附式风扇实验也遇到类似计算抽吸量偏大的问题^[3,12]. 初步判断可能是叶栅的二元性所致. 考虑到附面层抽吸这一物理过程本身的复杂性,在数值计算中,具体的抽吸模型可能还有待进一步改进和修正,以使数值模拟更加准确.

参考文献:

- [1] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressors[R]. ASME Paper 97-GT-525, 1997.
- [2] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. Cambridge, US; Massachusetts Institute of Technology, 1997.
- [3] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stages[D]. Cambridge, US; Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [4] Schuler B J. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 340-348.
- [5] Merchant A. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.
- [6] 南向谊. 吸附式压气机流动机理探索及叶栅试验验证研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
NAN Xiangyi. The numerical and experimental study of the aspirated compressor blade[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)
- [7] 黄建, 刘波, 赵鹏程, 等. 附面层抽吸对高负荷跨音风扇转子性能的影响[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 338-343.
HUANG Jian, LIU Bo, ZHAO Pengcheng, et al. Effects of boundary layer suction on the performance of high-load transonic fan rotor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 338-343. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 周正贵, 王传宝. 吸附式压气机叶栅气动性能计算模拟研

- 究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2036-2042.
- ZHOU Zhenggui, WANG Chuanbao. Investigation of aspirated compressor cascade flow fields using numerical simulation method[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2036-2042. (in Chinese)
- [10] 葛正威, 葛治美, 朱俊强, 等. 吸附式跨声速压气机叶栅流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1365-1370.
- GE Zhengwei, GE Zhimei, ZHU Junqiang, et al. Numerical investigation of boundary layer suction in an axial transonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1365-1370. (in Chinese)
- [11] 兰发祥, 周拜豪, 梁德旺, 等. 跨、超声速吸附式压气机平面叶栅试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1123-1128.
- LAN Faxiang, ZHOU Baihao, LIANG Dewang, et al. Experimental investigation of transonic and supersonic aspirated compressor cascades[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1123-1128. (in Chinese)
- [12] Schuler B J. Experimental investigation of an aspirated fan stage[D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [13] Merchant A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 141-147.
- [14] Youngren H H. Analysis and design of transonic cascades with splitter vanes[R]. Cambridge, US: Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Report 203, 1991.
- [15] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A. Design, analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage[R]. ASME Paper 2000-GT-618, 2000.