

文章编号:1000-8055(2011)09-2068-07

跨声速叶栅叶表附面层抽吸效应试验

王掩刚^{1,2}, 国睿¹, 任思源¹, 姜正礼²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 以某跨声速、吸附式叶栅为研究对象,在暂冲式叶栅风洞上对其进行了多个状态的吹风试验,对比分析了在通道存在激波条件下,激波前、后抽吸对叶栅性能以及附面层的影响效应. 研究表明:激波前抽吸使得抽吸缝局部马赫数增大,恶化叶栅性能;激波前抽吸对于来流高亚声和超声速的叶栅损失系数影响趋势一致,随着抽吸系数增加损失系数增加,并且当抽吸系数大于 0.2% 时,损失系数增加较快;波后抽吸可明显改善叶栅性能,抽吸量越大,抽吸正效应越明显,相比于未抽吸条件,抽吸系数为 0.8% 时损失系数降低 8%、总压恢复系数提高 5%.

关 键 词: 跨声速叶栅; 激波; 附面层; 抽吸流; 损失系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental investigation of boundary layer suction effects on a transonic cascade

WANG Yan-gang^{1,2}, GUO Rui¹, REN Si-yuan¹, JIANG Zheng-li²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: To explore the effects of boundary layer suction (BLS) on a transonic cascade, several experiments were carried out on an intermittent cascade wind tunnel. The results of different locations in relation to the point for passage shock wave projection of various suction coefficients have been investigated. Experimental results show that: when the location of BLS slot is in front of the point for passage shock wave projection, the local Mach number around the suction slot is increased and cascade performance is deteriorated. The loss coefficient increases with the enhancement of suction coefficient for both higher subsonic and supersonic inlet flow conditions, and when the suction coefficient is greater than 0.2%, the loss coefficient increases rapidly. When BLS slot is located behind the shock wave, the cascade performance is significantly improved, and the positive effect of BLS increases by the suction coefficient. Compared with the condition without suction, the loss coefficient reduces by 8% and the total pressure recovery coefficient increases by 5% when suction coefficient is 0.8%.

Key words: transonic cascade; shock wave; boundary layer; suction flow;

收稿日期:2010-09-30; 修订日期:2011-03-23

基金项目:国家自然科学基金(50806061); 西北工业大学翱翔之星计划

作者简介:王掩刚(1976—),陕西武功人,副教授,博士,主要从事叶轮机气动热力学研究.

loss coefficient

随着现代航空工业对发动机性能的追求,能否进一步提高压气机性能一直是国内外学者研究的热点问题^[1].众所周知,要提高叶片对气流的做功量,可以从两个方面入手:一是增加转子尖部速度;二是增加折转角度.然而两种方式都不可避免的碰到附面层分离给压缩系统带来的高损失、低流通能力以及稳定性等问题^[2].近年来采用叶片表面抽气来控制其附面层分离技术^[3-4]得到了叶轮机械研究者的广泛关注,并为此进行了大量的研究工作,其主要思路是通过在固壁上开缝(包括孔和槽),吸除叶片表面的低能气体,防止或推迟附面层分离,使叶型可以达到很大的弯度,从而使风扇或压气机级负荷大大提高^[5-6].资料分析表明:国外在吸附式压气机的理论和试验研究方面均得到了令人满意的结果^[7-8],目前正在进行抽吸孔、缝的结构优化工作,但可能是由于保密的原因,具体的详细设计鲜有公开报道.国内在这方面也进行了一些卓有成效的研究工作^[9-11],对抽吸控制附面层机理有了较清晰的认识,但从公开发表的资料来看,国内的研究工作大都集中于数值分析.在试验研究方面,特别是跨声速叶表附面层抽吸的试验研究鲜有报道.本文以某高负荷跨声速叶栅为研究对象,通过在激波投射点前、后开设抽吸缝,研究抽吸位置、抽吸量对跨声速叶栅性能的影响规律,捕捉跨声速压气机叶栅内部激波、附面层以及抽吸流相干现象,探讨合理的抽吸布局,为实现下一代高负荷压气机设计提供技术积累.

1 研究对象、试验设备及测量方法

1.1 研究对象

本文针对自行设计的高负荷转子基元叶栅开展试验研究,其设计来流马赫数 $Ma_1 = 1.254$ 、轴向速度密度比为 1.291.如图 1 所示,试验件由左、右栅板、头末叶片、基本叶片、测压叶片、吸气罩等组成,吸气罩涵盖了所有叶片,其包裹叶片上下端壁的容腔可以较好地保证各个叶片抽吸均匀.其中头末叶片未开设吸气缝,开缝的基本叶片数为 6 片,测压叶片为 2 片(开缝);图 2 给出了叶栅基本参数符号.其中弦长 $b = 90.41 \text{ mm}$,栅距 $t = 42.78 \text{ mm}$,安装角 $\gamma = 44.5^\circ$,进气角 $\beta_1 = 29.5^\circ$,出气角 $\beta_2 = 56.2^\circ$,攻角为 0° ,开缝位置为 42% 相对弦长,缝隙宽度为 1 mm(全叶高开缝),叶片高度

为 160 mm.

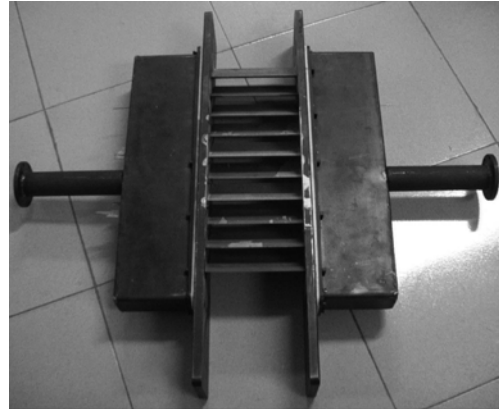


图 1 吸附式叶栅试验件实物照片
Fig. 1 Photo of cascade with boundary layer suction

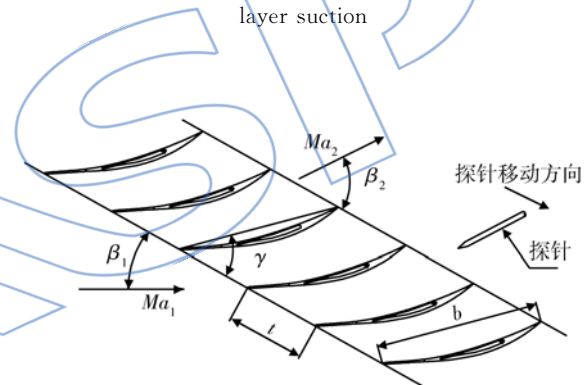


图 2 叶栅试验件基本参数
Fig. 2 Symbols of basic parameters for cascade

1.2 试验设备及测量方法

试验在某超、跨声速暂冲式平面叶栅风洞上进行,该风洞已经进行了大量的吹风试验,有良好的精度.风洞由本体系统、冷气系统、抽气系统以及相应的控制系统和测试系统组成.风洞本体由闸阀、快速阀、调压阀、稳流段、喷管段、试验段、收集器、坐标架、引射器、抽气装置和尾板等组成.试验器抽气可采用引射抽气和机组抽气两种方式,试验时根据具体试验的需要,选择不同的抽气方式,抽吸系统结构原理图如图 3 所示.试验中根据试验时栅前进口马赫数的分布情况,在部分马赫数和较小进口气流角状态下,为保证较好的进口流场周期性,对试验段上、下、左、右侧壁进行了抽气.

测量参数及测点位置布置如下:在稳压段内

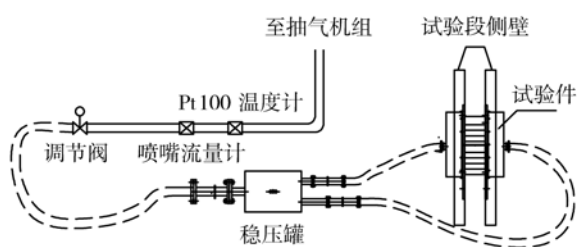


图3 抽吸系统结构原理图

Fig. 3 Structure diagram of suction system

测取来流总压 p_{1t} 、总温 T_{1t} ；栅前静压 p_{1i} 由开在栅板中部距前缘额线为 19.25 mm 的 25 点栅前壁面静压孔测取；栅后静压 p_{2i} 由在栅板中部距后缘额线为 75.3 mm 的 7 点试验段侧壁壁面静压孔测取。在叶栅中间通道的两个测压叶片，叶背 21 点、叶盆 11 点，共测取 32 点叶片表面压力，其中抽吸缝位于叶背第 5 和 6 测压孔之间，靠近第 5 测压孔处。在叶栅出口测量平面距后缘 0.45 t 处，用楔形三孔探针沿额线方向在一个栅距内均匀测取 26 点数据。在抽气稳压罐测量抽吸气流总压，在喷嘴流量计处测量高端压力和压差，在流量喷嘴后测量抽吸气流总温。

2 试验结果及分析

以上述的叶栅为研究对象，测量了在不同来流条件和抽吸流量时叶栅性能参数，并结合油流试验手段得到了其叶片吸力表面流动拓扑，研究抽吸对叶栅气动性能参数的影响规律，下面分别分析。

2.1 未抽吸条件下试验结果分析

图 4 给出了来流马赫数 $Ma_1 = 0.60 \sim 1.27$ 、进口气流角 $\beta_1 = 29.5^\circ$ 时试验所得叶片吸力面等熵马赫数分布曲线。由图可见：当 $Ma_1 = 0.60$ 时，叶背无激波、附面层无分离。当来流马赫数 $Ma_1 = 0.82$ 时，激波出现在 47% 弦长处，峰值马赫数为 1.1，其后马赫数缓慢下降，逆压梯度控制较好，不会发生较严重附面层分离；当来流马赫数 $Ma_1 = 1.03$ 时，叶背激波位置出现在 61% 弦长处，峰值马赫数为 1.5，由于激波前后较强的逆压梯度，其后马赫数呈现“平直型”分布，说明此时附面层出现分离。随着来流马赫数提高至 $Ma_1 = 1.27$ 时，吸力面峰值马赫数接近 1.7，激波位置继续后移至 64% 弦长处，并且其后马赫数分布曲线呈现平直状态。由于激波强度增大、投射点位置的后移，相对于来流马赫数 1.03 工况，该状态下平直段长

度减小，附面层分离所引发的损失将会有所减小，但激波所引发的损失必然会增大。

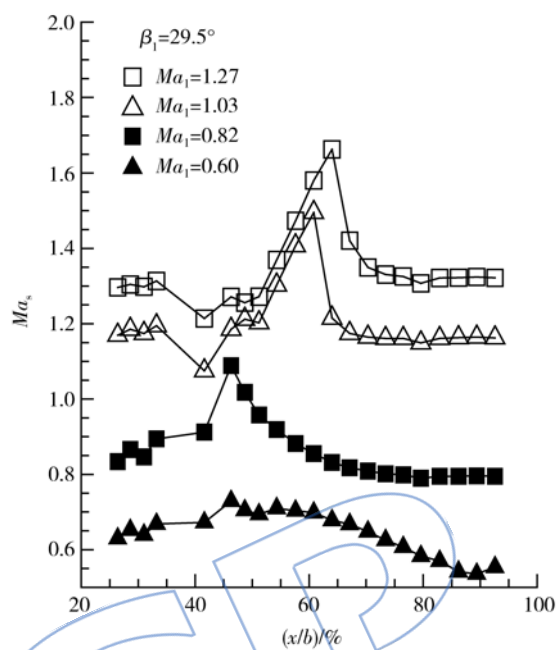
图4 不同来流马赫数时吸力面等熵马赫数分布
($\beta_1 = 29.5^\circ$)Fig. 4 Isentropic Mach number distribution on suction surface with different inlet Mach numbers ($\beta_1 = 29.5^\circ$)

图 5 给出了 $Ma_1 = 1.27$ 和 $\beta_1 = 29.5^\circ$ 时，叶片吸力面油流试验结果。图 6 给出了该状态下叶栅试验件油流结果。从两幅图可以发现：该状态下叶表附面层分离起始位置大约在 70% 弦长处，这与试验所测得叶表马赫数分布结果所反映的现象

图5 吸力面油流试验结果
($Ma_1 = 1.27, \beta_1 = 29.5^\circ$)Fig. 5 Oil flow result on suction surface
($Ma_1 = 1.27, \beta_1 = 29.5^\circ$)

基本一致. 另外从图6可以清晰地看到:在叶栅端壁区由于叶表附面层与端壁附面层的相互作用,在靠近叶栅端壁的角区出现较强的角区旋涡流动,导致叶栅损失增加. 另外油流结果显示:靠近叶栅端壁的角区出现了较强的分流流动,但由于本试验件叶栅高度为160 mm,因此未对中截面参数有较大影响.



图6 试验件油流试验结果

($Ma_1 = 1.27, \beta_1 = 29.5^\circ$)

Fig. 6 Oil flow result on cascade

($Ma_1 = 1.27, \beta_1 = 29.5^\circ$)

基于以上分析可以初步认为:对于本文所研究的叶栅,当 $Ma_1 > 0.82$ 时,叶背出现激波;随着进口马赫数增大叶背峰值马赫数增大,激波位置后移;当来流马赫数超声时,激波附面层干涉导致附面层分离,叶栅损失增大.

2.2 激波投射点前抽吸对叶栅性能的影响分析

图7给出了 $Ma_1 = 0.82$ 和 $\beta_1 = 29.5^\circ$ 时,不同抽吸系数 C_m (抽吸流质量流量与叶栅主流质量流量之比)条件下叶背等熵马赫数分布,结合未抽吸时该状态叶表马赫数分布可以判断,此时抽吸缝位于激波投射点上游. 从图中可以看到:随着抽吸系数 C_m 的增大,抽吸使得叶背峰值马赫数提高,投射点位置向上游抽吸缝处漂移,抽吸量越大,抽吸对缝隙附近的影响趋势越明显. 但从图中可见:抽气系数变化过程中,叶背相对弦长55%以后部分马赫数基本不变,这说明抽吸影响区域仅限于抽吸缝局部区域,对叶栅性能无本质影响.

图8给出了 $Ma_1 = 1.27$ 和 $\beta_1 = 29.5^\circ$ 时,不同抽吸系数时叶背等熵马赫数分布. 从图中不难发现:当来流超声、激波投射点上游抽吸时抽吸量的变化对叶栅槽道内激波以及波后附面层无明显影响,随着抽吸量的增加,该状态下激波投射点位

置始终保持在65%相对弦长处,抽吸仅增大了抽吸缝局部的马赫数,当抽吸量增加至0.6%时,在抽吸缝局部形成一道较强激波.

由以上分析可见,对于本文的研究对象,无论

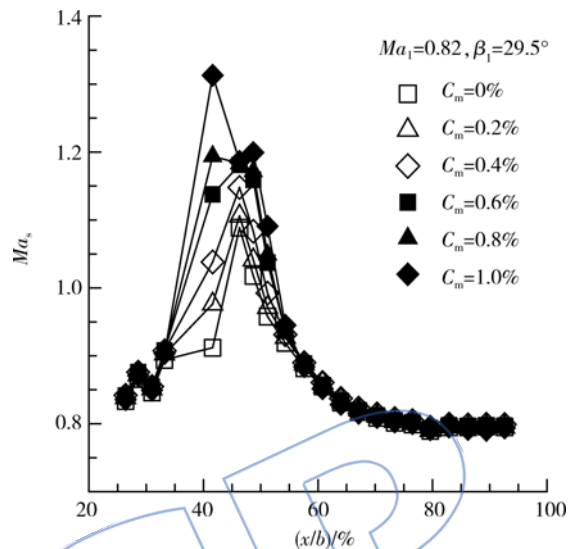


图7 不同抽吸系数时叶背等熵马赫数分布

($Ma_1 = 0.82, \beta_1 = 29.5^\circ$)

Fig. 7 Isentropic Mach number distribution on suction surface with different C_m
($Ma_1 = 0.82, \beta_1 = 29.5^\circ$)

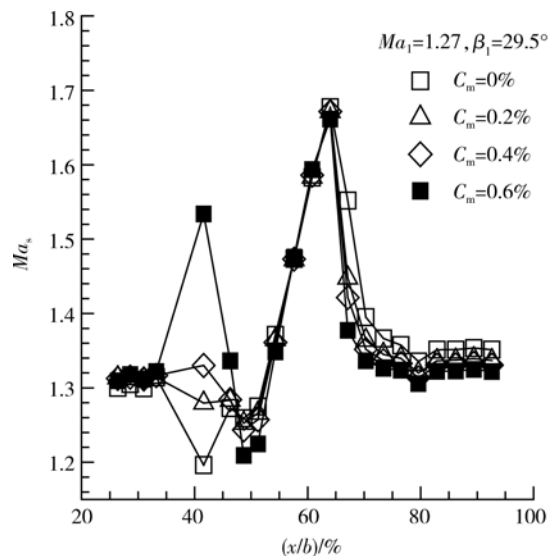


图8 不同抽吸系数时叶背等熵马赫数分布

($Ma_1 = 1.27, \beta_1 = 29.5^\circ$)

Fig. 8 Isentropic Mach number distribution on suction surface with different C_m
($Ma_1 = 1.27, \beta_1 = 29.5^\circ$)

是来流高亚声速还是超声速,当来流马赫数大于0.82、叶背出现激波时,在激波投射点之前实施叶背附面层抽吸未能对其后附面层发展产生本质影响,结合图9给出的两个来流马赫数条件下叶栅损失系数随着抽吸量变化的试验结果可以看到:由于抽吸影响到了抽吸孔局部的马赫数分布,随着抽吸量增加叶栅损失系数增加,当抽吸系数大于0.2%时,叶栅损失系数的相对变化值增加较快.这说明激波投射点之前实施叶表附面层抽吸对叶栅性能的提升有较大的负面影响,抽吸系数对两个来流马赫数的叶栅损失系数的影响趋势是一致的.

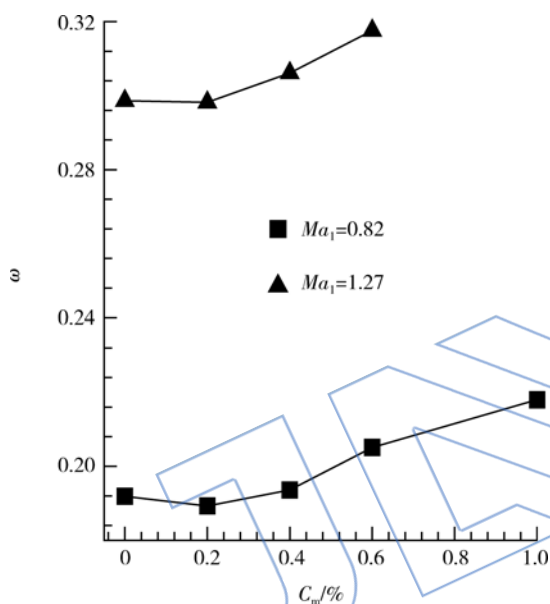


图9 叶栅损失系数随着抽吸系数变化曲线
Fig. 9 Curves of loss coefficient vs. boundary layer suction coefficient

2.3 激波投射点之后抽吸对叶栅性能的影响分析

试验过程中通过改变进气角来调整叶栅槽道激波投射点与抽吸缝相对位置,使得抽吸缝位置位于激波投射点之后,通过改变抽吸流量研究激波投射点附近抽吸量变化对叶栅性能的影响规律.

图10给出了 $Ma_1=1.23$ 和 $\beta_1=22.5^\circ$ 时,不同抽吸系数条件下叶片吸力面等熵马赫数分布.从图中可以看到:未抽吸条件下叶背马赫数峰值出现在25%弦长附近,其后马赫数经过激波压缩呈现迅速下降趋势,由于激波强烈的逆压梯度导致在叶背50%~75%弦长段叶背等熵马赫数出现“平直型”分布.叶背抽气后,波后“平直型”的

马赫数分布得到改善,抽吸量越大改善越明显,这说明激波之后抽吸使得叶片分离区减小,掺混损失减小,抗分离能力更强.

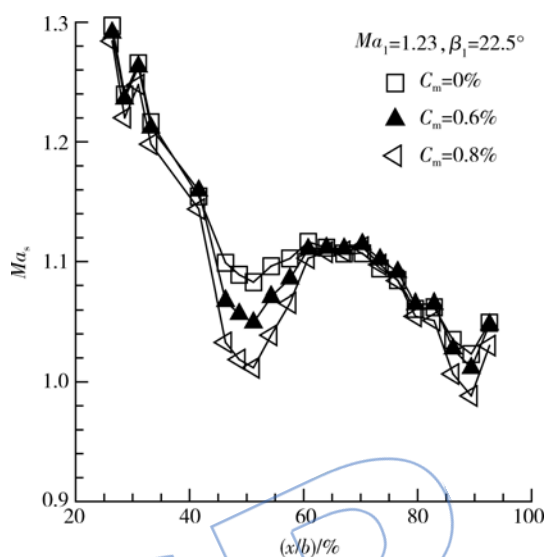


图10 不同抽吸系数时叶背等熵马赫数分布
($Ma_1=1.23, \beta_1=22.5^\circ$)

Fig. 10 Isentropic Mach number distribution on suction surface with different C_m
($Ma_1=1.23, \beta_1=22.5^\circ$)

图11给出了该状态下不同抽吸量时栅后尾迹总压恢复系数分布曲线,结合栅后探针的运动方向(从叶背向叶盆,见图2探针安装运动方向示意图)可以发现:该状态叶背表面抽气对靠近叶背部分的尾迹有正面影响,该部分尾迹总压恢复系数在抽气条件下比不抽气高,抽吸量越大抽吸正效应越明显;在靠近叶盆部分(总压恢复系数最小值右边部分)叶栅尾迹各点的总压恢复系数在抽气和不抽气条件下基本保持不变,说明抽气与否对靠近压力面尾迹基本无影响.

从以上分析可以看出:激波投射点之后抽吸可以改善叶栅性能,取得抽吸正效应,并且抽吸量越大,抽吸正效应越明显.图12给出了该状态下不同抽吸量时叶栅损失系数以及总压恢复系数(栅后平均值)随抽吸系数变化曲线.从图中可以明显地看到:叶栅损失系数随着抽吸系数增大迅速减小,总压恢复系数随着抽吸量增加迅速升高.相比于未抽吸条件,抽吸系数为0.8%时损失系数降低8%、总压恢复系数提高5%.值得指出的是由于试验抽吸能力的约束未能进行更大抽吸流量的试验研究,但参考文献[12]的计算结果,对于叶栅附面层抽吸也应该存在一最佳抽吸量,关于

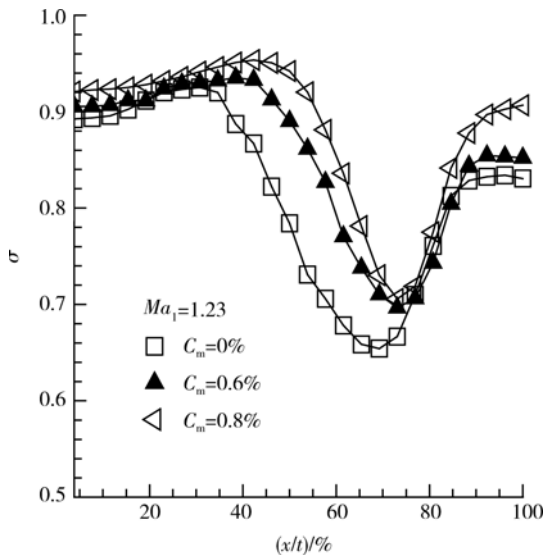


图 11 不同抽吸系数时栅后尾迹总压恢复系数分布曲线
($Ma_1 = 1.23$)

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient distribution along pitch wise with different C_m
($Ma_1 = 1.23$)

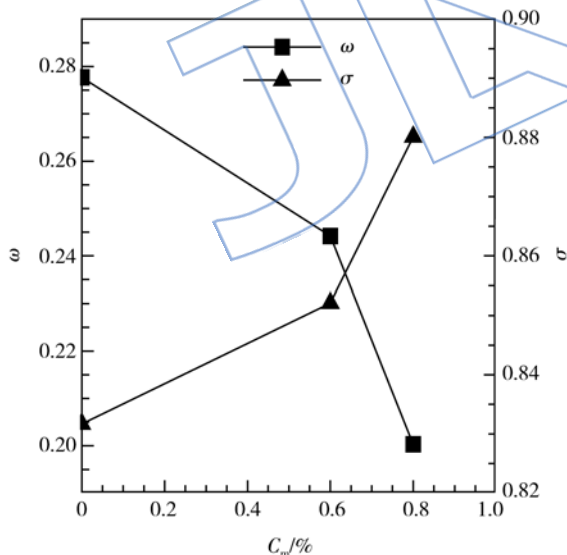


图 12 叶栅损失系数、总压恢复系数随抽吸系数变化曲线
($Ma_1 = 1.23$)

Fig. 12 Curves of loss coefficient and total pressure recovery coefficient vs. boundary layer suction coefficient C_m
($Ma_1 = 1.23$)

这一推测将在后续的研究中给予关注。

3 结 论

本文以设计的高负荷跨声速叶栅为研究对象,以风洞试验的方式研究抽吸位置、抽吸量对跨声速叶栅性能的影响规律,对比分析了激波前后抽吸的正、负效应,研究结论如下:

1) 在激波投射点之前实施叶背附面层抽吸未能对其后附面层发展产生本质影响,但使得抽吸孔局部马赫数峰值增大,叶栅性能恶化。

2) 对来流高亚声、超声条件的工况,激波前抽吸使得叶栅损失系数随着抽吸系数的增加而增加,当抽吸系数大于 0.6% 时,叶栅损失系数的相对变化值增加较快。

3) 在激波投射点之后实施叶背附面层抽吸可以改善叶栅性能,取得抽吸正效应,并且抽吸量越大,抽吸正效应越明显。相比于未抽吸条件,波后抽吸系数为 0.8% 时损失系数降低 8%、总压恢复系数提高 5%。

参考文献:

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [2] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressor[R]. ASME 97-GT-525, 1997.
- [3] 刘波, 南向谊, 王掩刚, 等. 吸附式风扇/压气机技术的进展与展望[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 945-954.
LIU Bo, NAN Xiangyi, WANG Yangang, et al. Development and prospect of aspirated fan/compressor[J]. Journal of Aerospace Power 2007, 22(6): 945-954. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] SONG Yanping, CHEN Fu, YANG Jun, et al. A numerical investigation of boundary layer suction in compound lean compressor cascades[R]. ASME GT2005-68441, 2005.
- [6] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨音风扇转子叶片抽吸气数值试验探索[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 408-412.
ZHOU Hai, LI Qiushi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408-412. (in Chinese)
- [7] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated

- compressor stage[R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.
- [8] Freedman J H. Design of a multi-spool, high-speed, counter-rotating, aspirated compressor[D]. Cambridge Massachusetts, USA: Massachusetts Institute of Technology Cambridge, 2000.
- [9] WANG Yangang, CHENG Ronghui, LAN Faxiang, et al. Investigation of the interaction between suction flow and shock wave in BLS cascade[R]. Jeju Korea: The 9th Asian International Conference on Fluid Machinery, 2007.
- [10] 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.
- [11] 兰发祥, 周拜豪, 梁德旺, 等. 吸附式压气机叶型设计技术研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2296-2301.
- LAN Faxiang, ZHOU Baihao, LIANG Dewang, et al. Investigation of the aspirated compressor design methodology[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2296-2301. (in Chinese)
- [12] 南向谊, 刘波, 靳军, 等. 超声速压气机转子叶片吸力面抽气抑制附面层分离的机理[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1093-1099.
- NAN Xiangyi, LIU Bo, JIN Jun, et al. Study of suppression boundary layer separation on the suction surface of supersonic compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1093-1099. (in Chinese)

JAS