

文章编号: 1000 8055(2010)05-1123-06

跨、超声速吸附式压气机平面叶栅试验

兰发祥^{1,2}, 周拜豪², 梁德旺¹, 黄国平¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
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: 对跨、超声速吸附式压气机平面叶栅进行了试验研究, 试验针对若干抽气位置、抽气量和流动条件不同的叶栅工作状态进行, 结果表明: 一般在通道激波后、附面层分离前抽气对控制叶片附面层在逆压力梯度区的发展、抑制分离、降低叶栅损失、升叶栅气动性能有较明显的效果; 在跨声速叶栅中, 抽气量大于某个时抽气才能起到减小损失、改善性能的作用。

关 键 词: 涡轮发动机; 吸附式压气机; 试验; 平面叶栅; 抽气

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation of transonic and supersonic aspirated compressor cascades

LAN Fa xiang^{1,2}, ZHOU Bai hao², LIANG De wang¹,

HUANG Guo ping¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The experimental investigation of a transonic and a supersonic aspirated compressor cascades was conducted in this paper. The aspirated compressor cascades were designed to improve the blade performance by sucking air on a slot. Various operating states were achieved by changing the slot location, the sucking air mass flow, the slot location and the shock intensity. Generally, sucking air after the shock and before the separation had some beneficial effects in controlling the boundary separation and decreasing the loss. Then, the loading of blades was improved. The effects were especially prominent when there were strong shocks and strong boundary separations as a result of interaction between shock and boundary. There is a threshold of bleed air output for the transonic cascade, and also a threshold of sucking air mass flow. Beyond it, suction can reduce the separation, weaken the loss and improve the performance.

Key words: turbine engine; aspirated compressor; experiment; cascades; suction

当前航空燃气涡轮发动机的压气机压比不断提高以提高循环效率, 而压气机的一个重要发展方向是提高压气机的级压比, 以实现在原有级数

上达到更高的压比, 或者以更少的级数实现相同的总压比。在压气机的设计上除了采用上述的大小叶片^[1-3]、弯掠等特殊^[4-6]的设计手段来提高级

收稿日期: 2009 04 02; 修订日期: 2009 07 12

作者简介: 兰发祥(1967-), 男, 四川隆昌人, 博士生, 主要从事压气机设计方面的研究。

负荷、达到减少级数和降低质量的方法外,近年还出现了一种新的设计方法,“吸附式压气机^[7-11]”。“吸附式压气机”的原理是:采用在叶片吸力面适当位置开设引气孔(缝)来吸除逆压梯度造成的、分离的附面层,达到气流在整个叶片表面的完全附着流动,从而增大气流转折角,实现增压能力的显著提高,维持较高的效率水平。

美国麻省理工学院(MIT)应用这一技术,使叶型弯角大幅度提高,从而极大地增加了气流的弯角,设计了一系列的、级压比最高达 3.5 的单级压气机/风扇,达到了理想的性能效果,顺应了提高级负荷、减少级数和质量的发展潮流。文献[10]在采用对转等方法的辅助下,进行了采用三级实现总压比 27 的吸附式高压压气机的气动设计。据文献[11]报导,General Electric (GE) 公司最新研制的 F414 GE-400 发动机的风扇采用了叶片表面附面层吸除的方法来提高级负荷,使风扇压比达到 5.0,同时提高气动性能和气动稳定性。因此,“吸附式压气机”的潜力是巨大的,具有很高的工程应用价值。在美国的多用途经济可承受的先进涡轮发动机计划(VAATE)中,也将吸附式压气机技术作为多用途核心机的关键技术之一。

国内近年来也开始注重吸附式压气机技术研究,作者以某在研先进发动机高压压气机为工程背景,对吸附式压气机气动方案进行了设计技术研究^[12]。本文对文献[12]中的吸附式压气机气动方案设计的转、静子叶栅进行了变来流马赫数、攻角以及抽气位置和流量的试验研究,分析了诸因

素对吸附式叶栅对性能改进效果的影响。

1 试验简介

1.1 试验设备

本试验是在中国航空工业集团公司中国燃气涡轮研究院 SB301 超、跨声速平面叶栅风洞(图 1)上进行的。它是一座暂冲吹入大气式的超、跨声速平面叶栅吹风试验器,能进行亚、跨、超声速压气机和涡轮平面叶栅吹风试验。试验器进口马赫数范围为 0.4~2.0,进口气流角为 20°~95°,试验雷诺数大于 4×10^5 ,风洞最大流量为 22.4 kg/s,最大工作压力为 2.5 MPa,储气罐容积为 1000 m³,稳定工作时间大于 4 min,稳定工作时稳压段压力波动不大于 0.3%。

1.2 试验方法

试验时,根据试验马赫数选择安装 $Ma=1.2$ 的二元喷管,喷管前压力(稳压段压力)由调压阀调节保证,从而保证一定的喷管出口马赫数($Ma=1.2$),调节试验段抽气孔板流量保证试验所需的叶栅进口马赫数。试验攻角通过转动试验段圆盘来调节;抽气流量的调节由调节阀和抽气系统补气阀来实现;试验时通过调节栅后尾板及导流板角度以及试验段侧壁抽气量来调节叶栅进出口流场周期性,在周期性满足要求情况下录取叶栅试验状态参数,移动栅后尾迹测量探针测量叶栅出口流场气流参数。

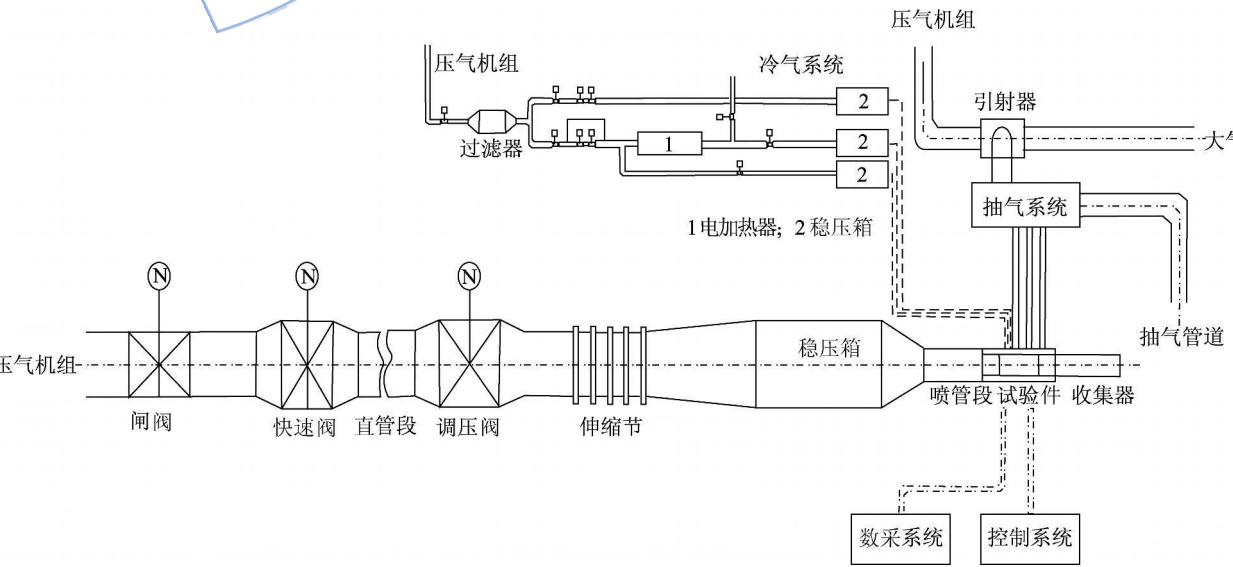


图 1 试验器示意简图
Fig. 1 Sketch map of test bed

1.3 测试方法

平面叶栅风洞测试系统包括压力测量 PSI (pressure systems Inc.) 系统、温度测量 VXI 系统以及纹影图像处理系统. 吹风试验的测量参数及测点位置布置如图 2 所示. 试验来流总压 p_{1t} 、总温 T_{1t} 在稳压段内测取; 栅前静压 p_{1i} 由栅板中部距前缘额线 19.25 mm 的 25 点栅前壁面静压孔测取; 栅后静压 p_{2i} 由栅板中部距后缘额线 75.3 mm 的 7 点试验段侧壁面静压孔测取; 叶片表面压力在叶栅中间两个测压叶片上测取, 叶背、叶盆上布置的测点分别为 21 和 11. 叶栅出口参数在距后缘 0.45 倍栅距处的平面上用楔形三孔探针进行测量, 共有均匀间隔 1.71 mm 的测点 26 个. 叶片抽气气流总压在抽气稳压罐测量, 抽气流量由在喷嘴流量计处测量的高端压力和压差求得. 本文中叶片表面等熵马赫数由测得的叶片表面压力采用 $Ma_i = \sqrt{5 \times [(p_{1i}/p)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1]}$ 求得, 该参数反应的是叶片表面静压的分布从而可以由其变化趋势判断出分离, 同时与表面静压相比等熵马赫数是无量纲数便于判断激波强度和进行比较.

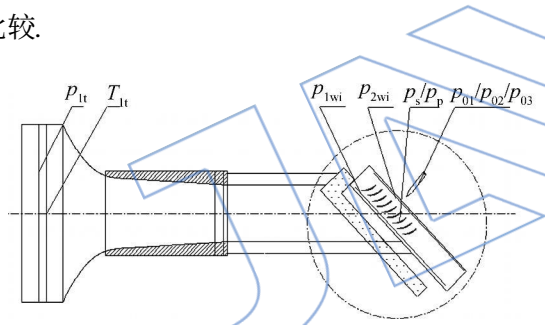


图2 测量位置简图

Fig. 2 Sketch map of measure locations

1.4 叶栅造型简介

本文分别对一排跨声速叶栅和一排超声速叶栅(图 3)进行了试验研究, 其中超声速叶栅是转子叶栅, 跨声速叶栅为静子叶栅. 在两个叶栅试验中均进行了抽气缝位置、激波强度和抽气量对吸附式叶栅性能影响的研究, 本文分析中给出了部分典型结果.

吸附式超声速叶栅试验件由左、右栅板、头末叶片、基本叶片、测压叶片、抽气罩等组成. 其中头末叶片未开设抽气缝, 基本叶片和测压叶片根据开缝位置不同分为 SA 和 SB 两种方案, SA 方案抽气孔起始位置/弦长 36%, SA 方案抽气孔结束位置/弦长 37%, SB 方案抽气孔起始位置/弦长

42%, SB 方案抽气孔结束位置/弦长 43%, SA 方案基本叶片 6 片, 测压叶片 2 片; SB 方案位置开缝基本叶片 2 片, 测压叶片 2 片. 转子叶栅叶片弦长为 90.41 mm, 栅距 42.78 mm, 叶片安装角 $44^{\circ}26'$, 设计进口马赫数 1.254, 进口气流角 $29^{\circ}29'$, 出口气流角 $56^{\circ}10'$.

吸附式跨声速叶栅试验件由左、右栅板、头末叶片、基本叶片、测压叶片、抽气罩等组成. 其中头末叶片未开设抽气缝, 基本叶片和测压叶片根据开缝位置不同分为 TA 和 TB 两种, TA 抽气孔起始、结束位置的弦长分别为 38% 和 40%, TB 抽气孔起始、结束位置的弦长分别为 44% 和 46%, 叶片弦长 92.42 mm, 栅距 58.8 mm, 叶片安装角 $58^{\circ}2'2''$, 设计进口气流角 $31^{\circ}31'$, 设计出口气流角 $84^{\circ}17'$, 叶片数 8.

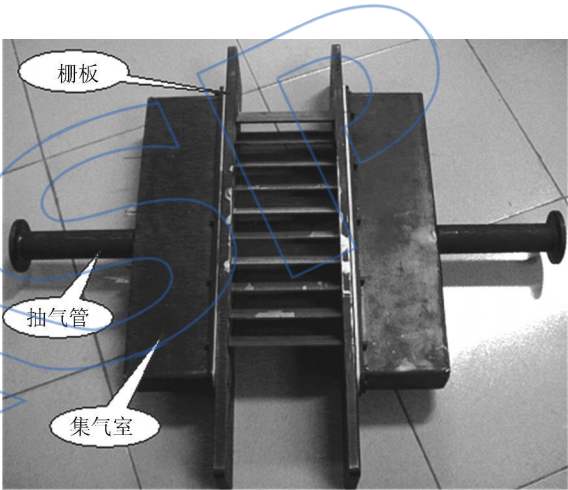


图3 转子超声平面叶栅试验件

Fig. 3 Supersonic cascade of rotor

2 抽气缝位置对吸附效果的影响

已有吸附式叶栅研究表明抽气槽应该放置在强压力恢复区的开始位置, 亦即抽气槽要放在附面层变得很厚或者分离之前^[6]. 超/跨声速叶栅中激波是引发分离的主要因素, 所以对抽气缝位置的研究可通过改变叶栅激波位置来实现, 这样可以大大减少试验费用.

在跨声速叶栅实验中研究了不同抽气缝物理位置的吸附式叶栅性能, 图 4 给出了 $\beta_1 = 31^{\circ}31'$ 和 $Ma_1 \approx 0.7$ 时, TA 和 TB 叶栅的叶片表面等熵马赫数分布, 该吸附式叶栅采用作者在文献[6]中发表的吸附式叶栅设计方法设计. 在不抽气状态下, 在叶背表面相对弦长约 45% 附近出现激波、约过 50% 出现附面层分离. 在 TA 叶栅试验中抽

气时叶背表面未出现分离,说明抽气很显著地改善了叶背的流动情况,增加了叶栅的负荷;在TB叶栅试验中抽气后在67%处发生分离,抽气也起到了抑制分离的作用.虽然38%和44%位置进行抽气都改善了叶背流动,但对流场改善的效果相差很大,这表明抽气位置对吸附式叶栅性能的影响重大.

在 $\beta_1 = 22^\circ 29'$ (正攻角条件)和 $Ma_1 = 1.2$ 左右时,抽气使约42%弦长后的15%弦长范围内叶背表面马赫数减小,其余各点马赫数基本保持不变.在 $\beta_1 = 20^\circ 29'$ 和 $Ma_1 = 1.15$ 左右时,抽气后叶背前部马赫数略微降低,后部易分离区内马赫数也有所降低,叶栅的扩压能力增大.

当抽气位置在激波后分离前时,抽气可减小叶背上一定范围内的等熵马赫数增加局部载荷.当抽气位置由分离起始位置上游向分离靠近时,抽气对叶背上等熵马赫数的影响范围有增大的趋势.当抽气位置接近到分离起始位置前一定程度时,抽气可使包括分离区在内的叶背上绝大部分弦长内的等熵马赫数降低、叶背附面层分离减小、叶栅的扩压能力增加.

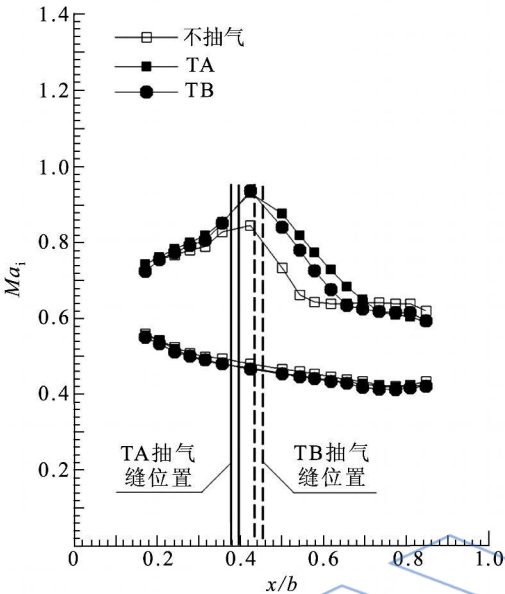


图 4 叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 4 Isentropic Mach number distribution on blade surface

前面在跨声速叶栅试验中确定了抽气位置对吸附效果的影响重大,所以在超声速叶栅试验中固定抽气缝的物理位置通过调节来流气流角改变激波的位置以进一步研究抽气位置的影响.图5给出了不同气流角时超声速叶栅叶片表面等熵马赫数分布,抽气缝起止于叶背弦长42%和43%处.随着气流角减小,流动的正攻角增加,激波逐渐向上游移动,同时附面层分离起始位置也前移.图5给出的数据中涵盖了抽气缝处于激波前到激波后接近分离区的典型状态,从而说明了抽气缝位置对附面层分离控制效果和叶栅性能的影响.

在 $\beta_1 = 29^\circ 29'$ 和 $Ma_1 = 1.26$ 左右,叶背马赫数峰值位于相对弦长64%附近,在该处有较强的槽道激波,从相对弦长76%左右开始出现了附面层分离,抽气使得叶背40%弦长附近较小的范围马赫数增大,表明该点表面静压在逐渐降低.可见抽气位置处于激波之前时,抽气对后部马赫数分布、激波位置及强度以及附面层分离无任何影响,反而使弦长35%~45%范围内载荷减小.

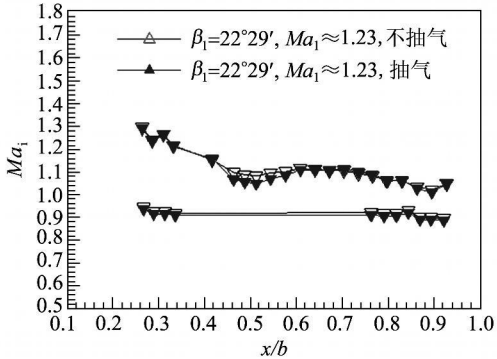
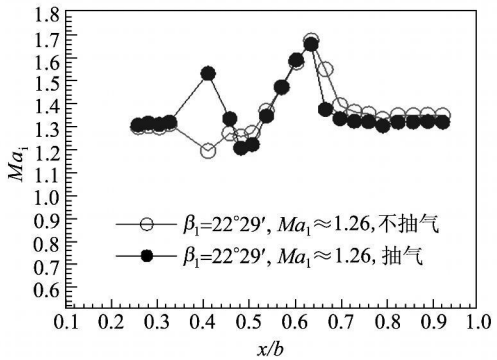
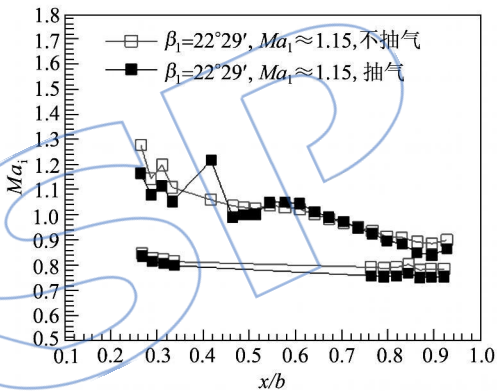


图 5 叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 5 Isentropic Mach number distribution on blade surface

3 抽气量对吸附效果的影响

抽气量是吸附式叶栅的一个重要参数, 本文的试验研究中也研究了抽气量对吸附式叶栅性能的影响, 但由于设备抽气能力的不足本论文所作试验结果尚不能得出最佳抽气量。

图 6 绘出了 TB 叶栅, $\beta_1 = 31^\circ 31'$ 和 $Ma_1 = 0.7$ 时抽气流量比(侧壁抽气量/叶栅进气流量)不同的叶片表面马赫数分布曲线。从图中可以看出, 当抽气流量比大于 0.34% 时, 抽吸附面层才稍有效果。

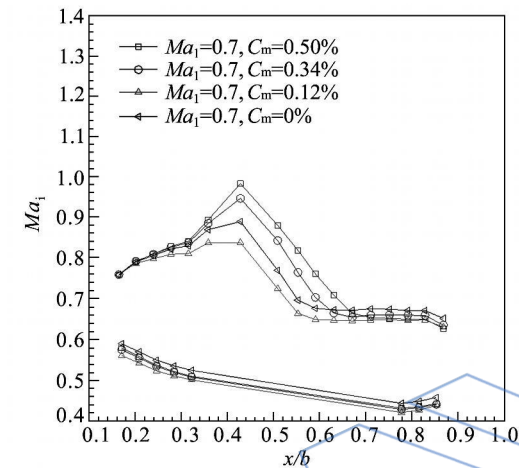


图 6 TB 叶栅 $\beta_1 = 31^\circ 31'$ 和 $Ma_1 = 0.7$ 的表面马赫数分布曲线
Fig. 6 Isentropic Mach number distribution on blade surface ($\beta_1 = 31^\circ 31'$, $Ma_1 = 0.7$)

图 7 绘出了 TB 叶栅, $\beta_1 = 31^\circ 31'$ 和 $Ma_1 = 0.7$ 时抽气流量比不同的总压恢复系数曲线。从图中可以看出, 当抽气流量比 $C_m \geq 0.34\%$ 时, 抽气显著减小了损失; 抽气量较小时, 抽气对尾迹基本没有影响。

抽气量对分离的抑制和尾迹损失的影响存在着一阈值, 当抽气流量比大于该值时, 抽气才抑制叶背分离从而减小损失。抽气量超过阈值后, 在本文试验条件所允许的抽气量范围内, 随着抽气量的增加吸附效果越好, 损失也越小。

4 激波强度对吸附效果的影响

压气机叶栅在实际应用中设计需要、工作状态等因素会导致进口相对马赫数在很大的范围内变化, 叶栅进口马赫数决定了跨/超声速叶栅内流动的马赫数峰值即激波强度, 激波强度强烈影响着波后附面层的状态, 因此本节对不同进口马赫

数形成的不同激波强度情况下吸附式压气机叶栅的效果进行了研究。

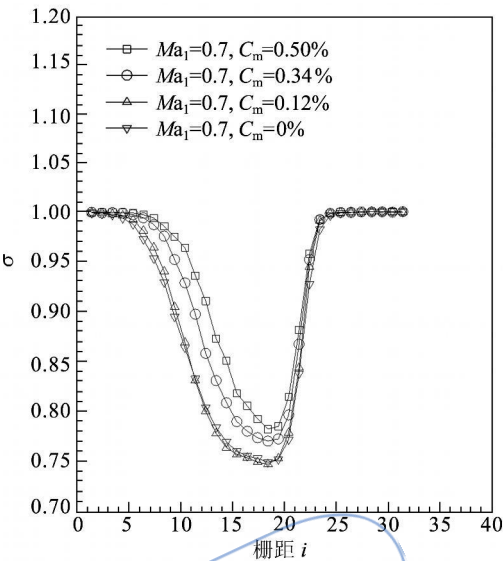


图 7 TB 叶栅 $\beta_1 = 31^\circ 31'$ 和 $Ma_1 = 0.7$ 的总压恢复系数曲线
Fig. 7 Total pressure recovery coefficient ($\beta_1 = 31^\circ 31'$, $Ma_1 = 0.7$)

图 8 和图 9 给出了 SB 叶栅 $\beta_1 = 22^\circ 29'$, $Ma_1 \approx 1.226$ 和 $Ma_1 \approx 1.29$ 时叶片表面等熵马赫数分布。在低激波强度时抽气只减小了约 15% 弦长范围内的马赫数; 在激波强度较高时, 抽气使得叶片后部的附面层分离区减小, 损失减小, 同时, 叶片表面抽气使叶背 40% ~ 70% 弦长范围内叶背表面马赫数增大, 相应的叶盆表面马赫数降低, 叶片表面的负荷更大, 此时, 叶片负荷在整个弦长范围

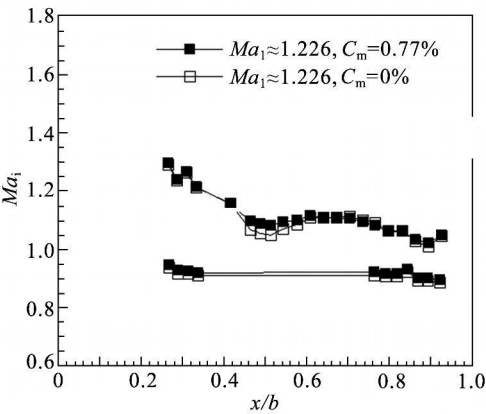


图 8 $\beta_1 = 22^\circ 29'$ 和 $Ma_1 \approx 1.226$, 抽气叶片表面马赫数分布
Fig. 8 Isentropic Mach number distribution on aspirated blade surface ($\beta_1 = 22^\circ 29'$, $Ma_1 \approx 1.226$)

内分布更均匀.由此可见,在激波强度较大时抽气对分离抑制和叶栅载荷增加的作用更为明显.

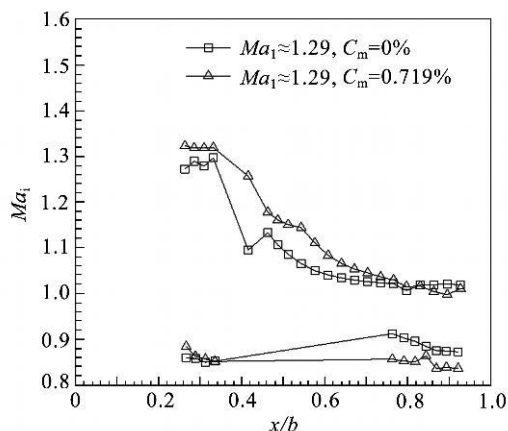


图 9 $\beta_1 = 22^\circ 29'$ 和 $Ma_1 \approx 1.29$, 抽气叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 9 Isentropic Mach number distribution on aspirated blade surface
($\beta_1 = 22^\circ 29'$, $Ma_1 \approx 1.29$)

5 结 论

本文对跨/超声速两个吸附式压气机平面叶栅进行了试验研究, 试验中通过改变抽气缝位置、抽气量、激波位置和强度构成了若干抽气位置、抽气量和流动条件不同的叶栅工作状态, 通过对试验结果的对比分析可以得出以下结论:

- 1) 在吸力面适当的位置对附面层进行抽吸对控制叶片附面层在逆压梯度区的发展、抑制气流分离、降低叶栅损失有较明显的效果, 对提升扩压叶栅气动性能有明显效果; 并且抽气缝位置在槽道激波后、附面层分离前是比较有利的.
- 2) 抽气流量变化对气动性能的改善有一定影响. 在跨声叶栅中抽气量对分离和尾迹损失的影响存在着一个阈值, 当抽气流量比大于该值时, 抽气才能起到减小损失、改善性能的作用.
- 3) 吸力面抽气在原始叶片有较强的激波以及激波附面层干扰时, 此措施对叶型气动性能参数的改善更明显.

参考文献:

[1] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a rotor incorporating splitter vanes for a high pressure ratio supersonic axial compressor stage[R]. ARL- TR- 74-0110, 1974.

[2] 李海鹏, 刘火星, 蒋浩康. 单级轴流大小叶片压气机非定常流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1053-1058.

LI Haipeng, LIU Huoxing, JIANG Haokang. Unsteady flow analysis of a single stage compressor with splitter vane using numerical method[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1053-1058. (in Chinese)

[3] 金洪江, 叶志锋, 龚继鹏. 轴流压气机大小叶片特性试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1813-1817.

JIN Hongjiang, YE Zhifeng, GONG Jipeng. Test of the characteristics of axial flow compressor with splitter[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1813-1817. (in Chinese)

[4] Denton J D. Designing in three dimensions[R]. AGARD Lecture Series of "Turbomachinery Design Using CFD", 1994.

[5] Denton J D, Xu L. The exploitation of 3D flow in turbomachinery design[R]. VKI Lecture Series 1999-02, 1999.

[6] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 1-8.

CHENG Ronghui. Development of design technology for axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 1-8. (in Chinese)

[7] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressors[R]. ASME 97-GT-525, 1997.

[8] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design, analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage[R]. ASME 2000-GT-618, 2000.

[9] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME 2000-GT-619, 2000.

[10] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A family of design for aspirated compressors[R]. ASME 98-GT-198, 1998.

[11] Freedman J H. Design of a multi-spool, high-speed, counter-rotating, aspirated compressor[R]. AD-A385286, 2000.

[12] 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)