

跨声速压气机动叶平面叶栅实验

高 宇, 钟兢军, 李晓东, 杨 凌

(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 对某跨声速压气机动叶根部叶型平面叶栅流场在不同冲角和进口等熵马赫数下进行了详细的测量,得到了冲角特性曲线和叶片表面及端壁静压。结果表明:负冲角及零冲角时,叶栅出口总压损失系数随进口等熵马赫数增加变化不大,而在正冲角时变化较大。相同进口等熵马赫数下,负冲角和零冲角时,叶片负荷较高;正冲角时,由于气流分离严重,叶片负荷下降,叶栅出口总压损失系数升高。随冲角由负冲角向正冲角增加,气流落后角逐渐增大,叶栅出口总压损失系数先减小后增大,最小值为 0.034。冲角相同时,随进口等熵马赫数增加,叶栅出口总压损失系数总体呈增加趋势。

关 键 词: 跨声速压气机; 平面叶栅; 流场特性; 冲角; 实验测量

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Experiment on rotor plane cascade of transonic compressor

GAO Yu, ZHONG Jing-jun, LI Xiao-dong, YANG Ling

(Marine Engineering College,

Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: The flow field of plane cascade with the blade root profile of a transonic compressor rotor was surveyed in detail at different incidences and inlet isentropic Mach numbers, and the characteristic curve of incidence and the static pressure coefficients of blade surface and end wall were gained. Results showed that the total pressure loss coefficients at the cascade outlet changed a little with different inlet isentropic Mach numbers at negative and zero incidences, and changed largely at positive incidences. With the same inlet isentropic Mach number, the blade load was high at negative and zero incidences, and decreased due to the flow separation, but the total pressure loss coefficients at the cascade outlet increased at positive incidences. With the increase of incidence, the stagger angle increased, and the total pressure loss with the minimum value of 0.034 slowed down and then up. With the increase of inlet isentropic Mach numbers, the total pressure loss coefficients at the cascade outlet increased at the same incidence.

Key words: transonic compressor; plane cascade; flow field characteristics; incidence; experimental measure

为提高压气机单级压比,减少多级压气机的级数,现代燃气轮机压气机叶片多采用高负荷叶型^[1-3]。与亚声速压气机和超声速压气机相比,跨

声速压气机由于可以同时保持较高的压比和效率,在现代航空发动机中得到广泛应用^[4-6]。为设计性能优越的跨声速压气机,需探究跨声速压气

收稿日期:2015-10-26

基金项目:国家自然科学基金重点项目(51436002);国家自然科学基金(51506020);

中央高校基本科研业务费专项资金(3132016205);辽宁省高等学校创新团队项目(LT2015004);

辽宁省自然科学基金(2015020636)

作者简介:高宇(1989—),女,辽宁盘锦人,博士生,主要从事发动机气动热力学研究。

机内部流动机理,但直接对跨声速压气机开展研究工作是非常复杂和困难的^[7-8].压气机叶片是由一系列叶型按一定方式积叠而成,叶型设计在整个叶片设计过程中是最初也是最重要的一环,其气动性能好坏直接影响压气机性能,因此研究叶型,特别是动叶叶型的气动性能,开展动叶叶型的平面叶栅实验,掌握其气动特性,对于压气机设计和改进具有极其重要的意义^[9].在这方面国内外专家学者做了大量的研究工作.

赵鹏程等^[10]基于遗传算法对进口高亚声的压气机叶型进行优化设计,通过准三维叶栅通道计算程序进行流场数值模拟,按可控扩散叶型的设计标准构造优化目标函数,结果表明优化后叶型气动性能明显提高.并对优化前后的叶型进行了叶栅吹风实验对比,进一步验证了优化结果.陈忠良等^[11]基于计算流体动力学和数值优化算法,以高亚声速轴流压气机叶型为研究对象研究了一种压气机叶型优化方法,优化叶型的变攻角特性得到改善,研究结果有待于进一步实验验证.刘波等^[12]将微分进化算法和流场数值模拟技术相结合,建立了一套吸附式压气机叶型智能优化系统,以叶型的损失系数为优化目标,自动寻找该叶型的最佳吸气量和对应的吸气位置.结果表明优化后的叶型气动性能有了明显提高.凌代军等^[13]采用实验方法研究了某亚声速扩压叶型表面和尾迹区气流在低雷诺数条件下的流动特点,获得了叶型损失系数在不同雷诺数情况下的变化规律.Zachos等^[14]进行了大负冲角下的压气机平面叶栅的数值及实验研究,通过测量大负冲角下平面叶栅出口总压损失及出口气流角,并将其作为校核数值求解结果的依据,验证湍流模型的适用性,结果表明:shear stress transport(SST) $k-\omega$ 模型能较好地捕捉实验叶栅流场细节,为将数值模拟工具应用到其他方面提供了很好的例证.Lian与Liou^[15]在兼顾叶片质量与压比的情况下对

NASA Rotor67的二维叶型进行了折中优化,使总压比提高了1.8%,同时叶片质量减少5.4%.Lotfi等^[16]对某低速风扇二维叶型进行优化设计,保持叶片厚度分布规律及流量不变,通过遗传算法寻找最优叶型,得到载荷前移、尾缘存在负载荷区域的优化叶型.Carstens等^[17]对比了跨声速压气机叶栅流场数值及实验结果,结果表明:亚声速进口条件下,数值与实验结果基本一致,数值结果压力值略高于实验结果.跨声速进口时,数值结果压力值与实验结果差异较大.叶片通道内激波的振荡导致局部气动参数变化剧烈,但对全局的参数变化影响较小.

综上所述,为改善压气机叶型的平面叶栅性能,国内外学者多采用主动或者被动控制法抑制叶片表面附面层分离,调整叶片负荷等.为探究跨声速压气机平面叶栅内部流动机理、设计性能优越的跨声速压气机叶型,本文采用实验方法,截取跨声速压气机叶片根部叶型并将其转化为二维平面叶型(具体方法见文献^[18]),测量其平面叶栅流场参数,探究流场参数随进口等熵马赫数及冲角变化情况,试图建立高性能叶型数据库,为下一步的三维叶片造型及优化提供参考依据.

1 实验设备

实验在大连海事大学跨声速平面叶栅实验风洞上进行,如图1所示,该实验风洞由5部分组成:进气段、扩压段、稳流段、收敛段和实验段.由交流电动机驱动离心式鼓风机产生高压空气,经水冷却器后进入分流器,通过进气调节阀依次流经进气段、扩压段、稳流段、收敛段,最后进入实验段.平面叶栅风洞的有效风口面积为 $100\text{ mm} \times 250\text{ mm}$.平面叶栅栅前的气动参数由总温总压探针测得,栅后的气动参数利用尖劈形三孔气动探针测得.测量过程中采用非对向测量法.

表1给出了实验叶栅的几何参数,叶栅几何

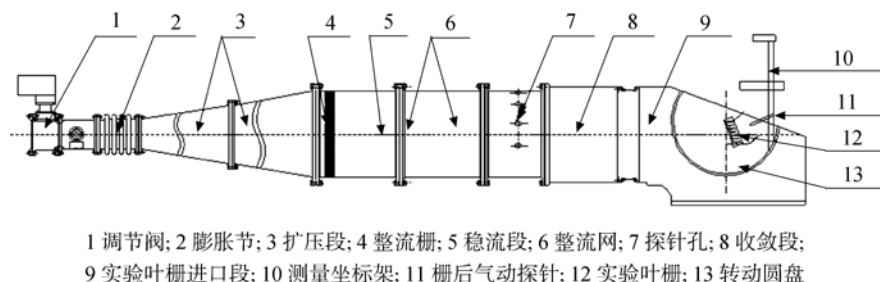


图1 跨声速平面叶栅实验风洞简图

Fig. 1 Sketch of transonic plane cascade experimental wind tunnel

参数定义见图2. 实验时,以设计冲角为零,分别向两侧偏 3° 和 6° ,定义测量工况的冲角 i 为 -6° , $-3^\circ, 0^\circ, +3^\circ, +6^\circ$ 工况. 取不同进口等熵马赫数($Ma=0.5, 0.6, 0.7$),测取各测量截面气动参数,栅前测量截面距叶片前缘1倍弦长,栅后测量截面距叶片尾缘0.7倍弦长. 栅前总压为稳流段总压,栅前静压取栅前测量截面处壁面静压平均值. 栅后总压、静压、角度由尖劈形三孔气动探针在栅后测量截面处测得,测取中间流道叶中截面栅后约1.1倍栅距气流参数. 对于叶片表面气动参数的测量,采用开设静压测量孔的方法测量叶片中间高度处静压.

表1 平面叶栅参数

Table 1 Parameters of plane cascade

参数	值数
栅距 t/mm	22.17
弦长 b/mm	39.04
叶片高度 h/mm	100
叶片数	10
设计冲角/ $^\circ$	7.4
安装角 $\beta_y/^\circ$	49.9
几何进气角 $\beta_{ik}/^\circ$	52.3
几何出气角 $\beta_{ek}/^\circ$	19.0
设计出口气流角 $\beta_2/^\circ$	27.9

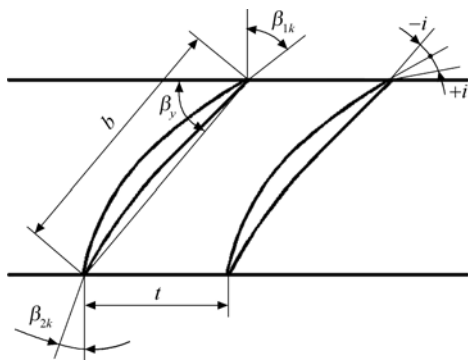


图2 平面叶栅几何参数

Fig. 2 Geometric parameters of plane cascade

实验数据处理公式如下:

进口等熵马赫数

$$\delta Ma = \frac{\partial Ma}{\partial p_{t0}^*} \delta p_{t0}^* + \frac{\partial Ma}{\partial p_s} \delta p_s = \frac{\sqrt{2(\kappa-1)} \left(\frac{p_s}{p_{t0}^*} \right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{2\kappa \sqrt{\left(\frac{p_s}{p_{t0}^*} \right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} - 1}} \left(\frac{\delta p_{t0}^*}{p_{t0}^*} - \frac{\delta p_s}{p_s} \right) \quad (1)$$

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{t0}^*}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}$$

静压系数

$$C_{ps} = \frac{p_s - p_{s0}}{p_{t0}^* - p_{s0}} = \frac{p_s - p_{s0}}{p_{v0}}$$

总压损失系数

$$\bar{\omega} = \frac{p_{t0}^* - p_t^*}{p_{t0}^* - p_{s0}} = \frac{p_{t0}^* - p_t^*}{p_{v0}}$$

其中 κ 表示等熵指数, p_{t0}^* 表示进口总压, p_{s0} 表示进口静压, p_{v0} 表示进口动压, p_t^* 表示测点总压, p_s 表示测点静压.

2 误差分析

误差对实验数据的可靠性有重要影响,在实验过程中,很多因素都会给实验结果带来误差,如仪器误差、使用误差、环境误差、方法误差等,研究误差的目的不是要消除它,也不是使它小到不能再小,这不一定必要,因为这要花费大量的人力和物力.设法减小这些误差就能获得更为准确合理的测量结果.从表2给出的本实验所使用的主要测试设备的仪器精度可以看出,所使用的仪器精度是较高的.叶栅实验过程中三孔探针的角度定位误差小于 1° ,测量点的定位误差小于 0.5 mm ,三孔探针测量总压及静压的不确定度小于 1% .使用误差及环境误差,可在实验前认真仔细的调整和校检,使其削减到最小范围.而方法误差指的是由于测量原理、数据处理方法和近似引起的误差.

表2 主要测量仪器精度

Table 2 Main instruments precision of test equipment

设备名称	仪器精度
大气压传感器	0.05%
压力扫描阀	0.05%
温度传感器	$\pm 0.5\%$
探针坐标系数	角向, 0.00135°
	直线, 0.00625 mm

通过对性能参数推导,可得出数据误差公式如下:

$$\delta \bar{\omega} = \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial p_{t0}^*} \delta p_{t0}^* + \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial p_t^*} \delta p_t^* + \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial p_{s0}} \delta p_{s0} =$$

$$\frac{p_{t0}^* (p_t^* - p_{s0}^*)}{(p_{t0}^* - p_{s0}^*)^2} \cdot \frac{\delta p_{t0}^*}{p_{t0}^*} - \frac{p_t^*}{p_{t0}^* - p_{s0}^*} \cdot \frac{\delta p_t^*}{p_t^*} + \frac{p_{s0} (p_{t0}^* - p_t^*)}{(p_{t0}^* - p_{s0}^*)^2} \cdot \frac{\delta p_{s0}}{p_{s0}} \quad (2)$$

$$\delta C_{ps} = \frac{\partial C_{ps}}{\partial p_s} \delta p_s + \frac{\partial C_{ps}}{\partial p_{s0}} \delta p_{s0} + \frac{\partial C_{ps}}{\partial p_{t0}^*} \delta p_{t0}^* =$$

$$\frac{p_s}{p_{t0}^* - p_t^*} \cdot \frac{\delta p_s}{p_s} + \frac{p_{s0} (p_s - p_{t0}^*)}{(p_{t0}^* - p_{s0}^*)^2} \cdot \frac{\delta p_{s0}}{p_{s0}} + \frac{p_{t0}^* (p_{s0} - p_s)}{(p_{t0}^* - p_{s0}^*)^2} \cdot \frac{\delta p_{t0}^*}{p_{t0}^*} \quad (3)$$

式中 δMa , $\delta \bar{\omega}$, δC_{ps} 分别表示进口等熵马赫数、出口总压损失系数及壁面静压系数数据处理公式的误差,以 δMa 为例,式中 p_{t0}^* 为来流总压探针感受压力,受感部误差小于等于 0.1%. p_s 为壁面静压,受感部误差小于等于 0.04%. 大气压传感器误差为 0.05%,测量仪器误差为 0.05%,故

$$\frac{\delta p_{t0}^*}{p_{t0}^*} = \sqrt{0.001^2 + 0.0005^2 + 0.0005^2} =$$

$$0.122\% \quad (4)$$

$$\frac{\delta p_s}{p_s} = \sqrt{0.0004^2 + 0.0005^2 + 0.0005^2} =$$

$$0.081\% \quad (5)$$

3 实验结果

3.1 叶栅进口流场特性

为保证实验数据准确可靠,实验时需检查叶栅进口参数是否符合测试要求. 检查进口流场的重要方法是分析进口等熵马赫数沿额线方向的分布^[13]. 图 3 给出了进口等熵马赫数分别为 $Ma=0.5, 0.6, 0.7$ 时栅前等熵马赫数 Ma_1 沿额线方向 4 倍栅距的分布情况,横坐标 n 表示栅距的倍数,由图可见,实验件栅前等熵马赫数沿栅距分布均匀性很好,图 4 表示进口等熵马赫数为 0.5 时

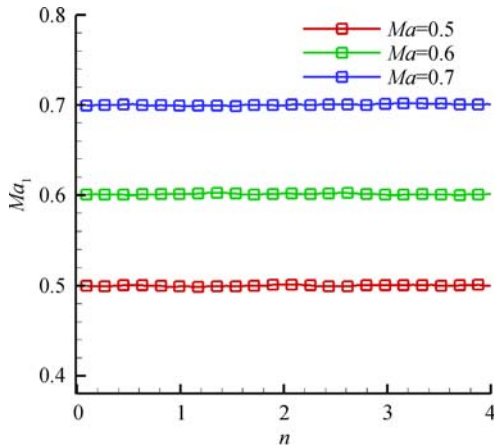


图 3 栅前等熵马赫数分布

Fig. 3 Distribution of isentropic Mach number before cascade

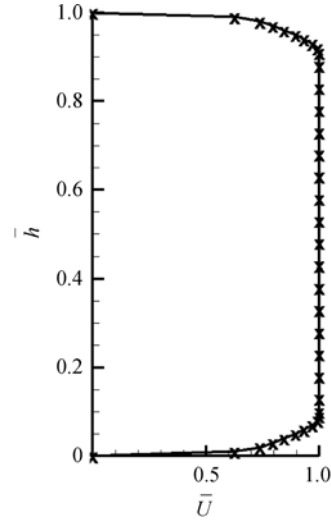


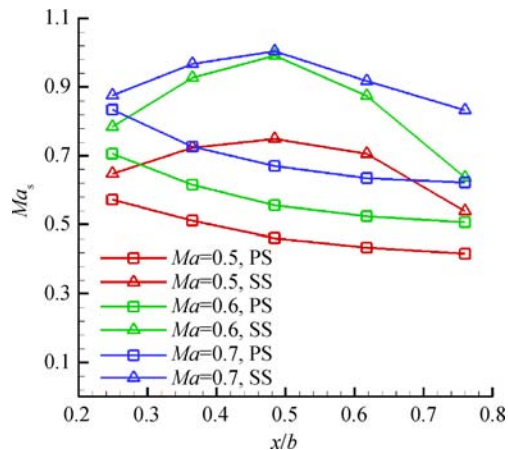
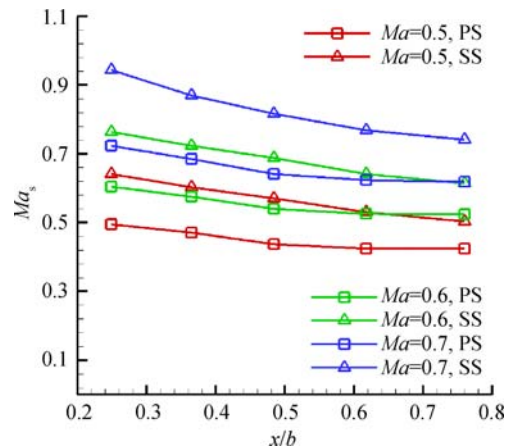
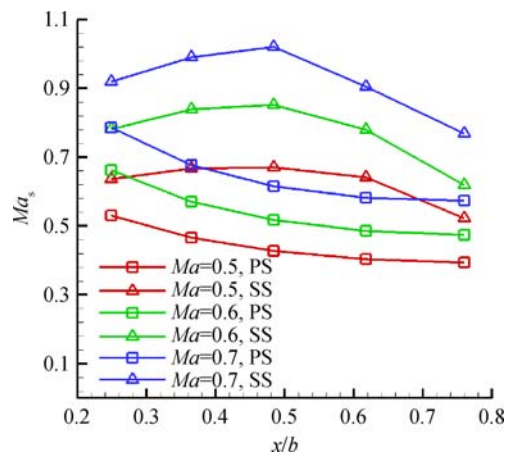
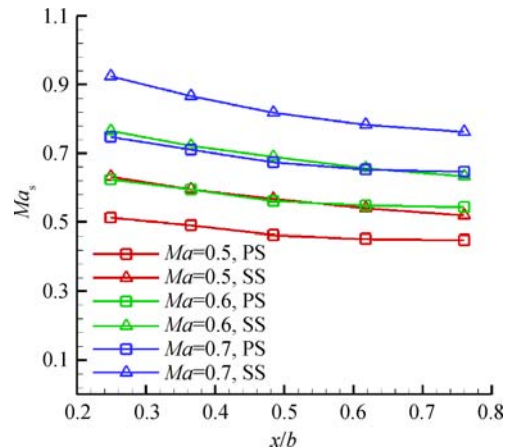
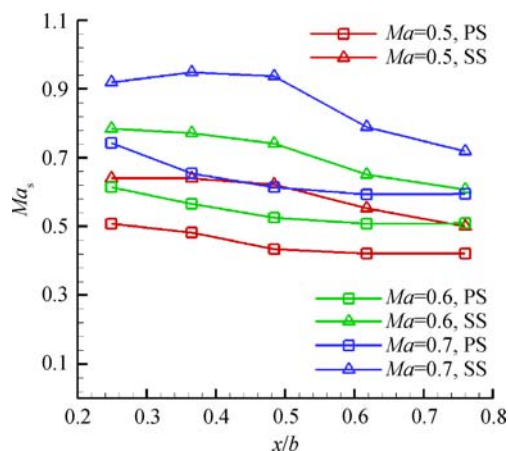
图 4 进口附面层特性

Fig. 4 Characteristic of inlet boundary layer

沿叶高方向进口速度分布(其中 $\bar{h}$ 表示无量纲叶高, $\bar{U}$ 表示进口速度与主流速度的比值),反映出进口附面层的特性. 由图 4 可见,进口附面层厚度约为叶高的 0.13 倍,在一定范围内,随马赫数增加,进口附面层厚度变化不大,至 0.7,附面层厚度约为叶高的 0.11 倍.

3.2 叶栅表面等熵马赫数

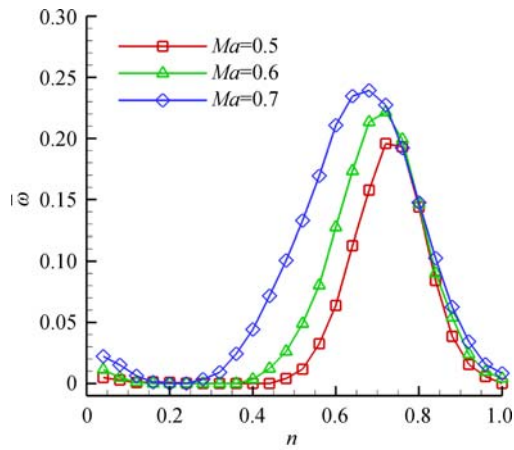
图 5~图 9 分别是冲角为 $-6^\circ, -3^\circ, 0^\circ, +3^\circ, +6^\circ$ 时,不同进口等熵马赫数下叶栅叶片表面等熵马赫数分布曲线,其中横坐标 x/b 为相对弦长,纵坐标 Ma_s 为叶片表面中间叶高处等熵马赫数值,PS 表示压力面,SS 表示吸力面. 从图 5~图 7 中可以看出冲角为 $-6^\circ, -3^\circ, 0^\circ$ 时,吸力面 Ma_s 沿弦长方向先增加后减小. 冲角为 $+3^\circ, +6^\circ$ 时(图 8~图 9),吸力面 Ma_s 沿弦长方向持续降低. 而压力面 Ma_s 变化情况各工况基本一致,沿弦长方向都是降低的. 说明负冲角及零冲角时,叶片负荷较高,气流流动状况较好. 而正冲角时,叶片负荷明显低于负冲角及零冲角,因为冲角过大,气流在吸力面中间弦长左右产生分离,导致叶片负荷下降,扩压能力降低. 不同冲角,相同进口等熵马

图5 冲角为 -6° 时叶片表面等熵马赫数分布Fig. 5 Distribution of isentropic Mach number of blade surface when incidence of -6° 图8 冲角为 $+3^\circ$ 时叶片表面等熵马赫数分布Fig. 8 Distribution of isentropic Mach number of blade surface when incidence of $+3^\circ$ 图6 冲角为 -3° 时叶片表面等熵马赫数分布Fig. 6 Distribution of isentropic Mach number of blade surface when incidence of -3° 图9 冲角为 $+6^\circ$ 时叶片表面等熵马赫数分布Fig. 9 Distribution of isentropic Mach number of blade surface when incidence of $+6^\circ$ 图7 冲角为 0° 时叶片表面等熵马赫数分布Fig. 7 Distribution of isentropic Mach number of blade surface when incidence of 0°

赫数,尾缘附近气流等熵马赫数基本一致. 冲角为 -6° , -3° , 0° 时,前缘至中间弦长部分存在一个加速段. $Ma=0.5$ 时,气流在冲角为 -3° 时加速最为明显. $Ma=0.6, 0.7$ 时,气流在冲角为 -6° 时加速更为明显. 冲角为 $+3^\circ$, $+6^\circ$ 时,气流在整个流道内持续减速,同样证明了上述结论,即大正冲角时,气流在吸力面中间弦长附近产生分离,叶片负荷减小,扩压能力下降.

3.3 叶栅冲角特性

图10给出了实验叶栅冲角为 0° 时,叶栅出口总压损失系数随进口等熵马赫数变化曲线. 当进口等熵马赫数从0.5提高到0.7时,出口总压损失系数随进口等熵马赫数升高而增大. 高损失区向相邻叶片的压力面移动,同时吸力面侧尾迹变宽. 图11表示所研究叶型的冲角特性. ω, δ 分别

图10 总压损失系数($i=0^\circ$)Fig. 10 Total pressure loss coefficient ($i=0^\circ$)

表示出口总压损失系数和落后角,同一进口等熵马赫数时,随冲角增加,叶栅出口总压损失系数先减小后增加,低损失范围冲角为 $-6^\circ \sim +3^\circ$ 。其中损失最低的是冲角为 -3° ,这是因为冲角较小,气流还未从叶片表面分离,同一冲角时气流落后角基本不随进口等熵马赫数变化。总压损失系数不大,气动性能较好,损失基本由附面层内的摩擦引起。而在冲角为 $+3^\circ, +6^\circ$ 时,随冲角偏离设计冲角,气流落后角随进口等熵马赫数变化加剧,这是因为当冲角增大时,横向压力梯度增加,气流难以

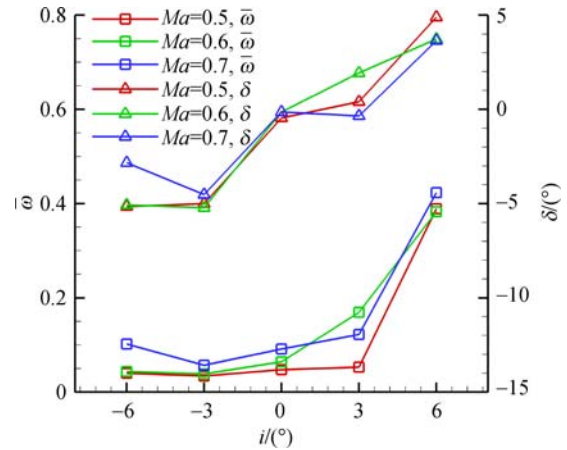


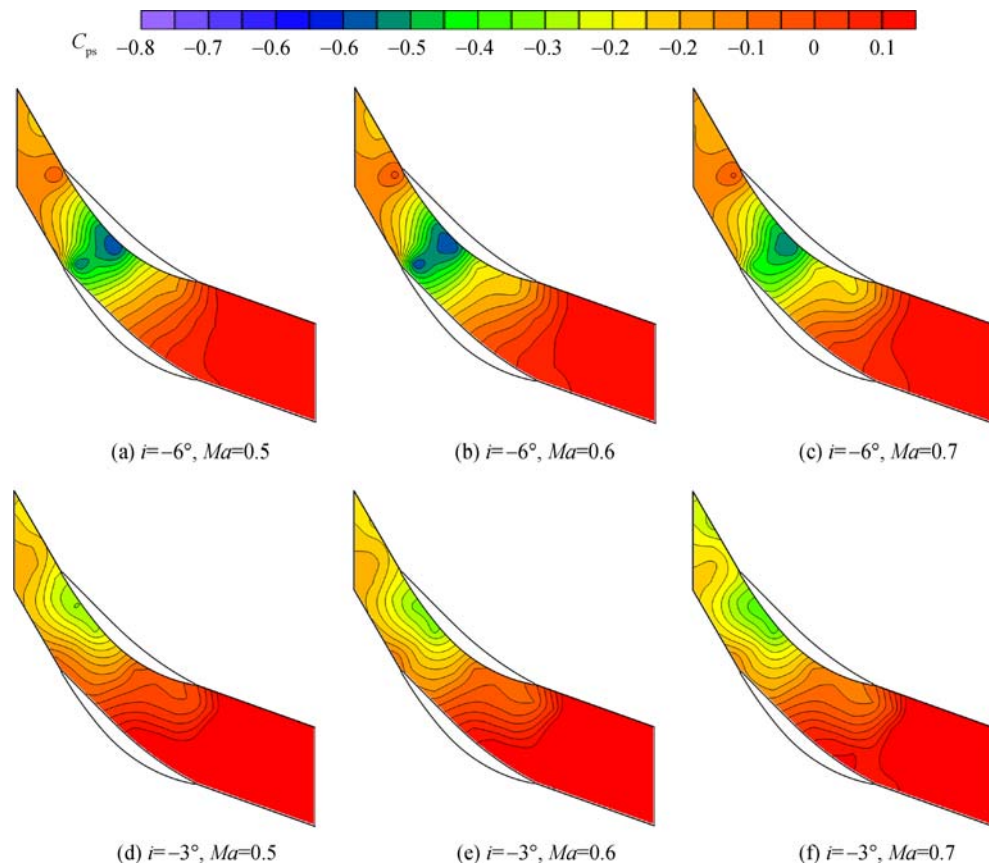
图11 冲角特性曲线

Fig. 11 Incidence characteristic curve

附着壁面流动,落后角逐渐增大,分离加剧,总压损失系数急剧升高。

3.4 叶栅端壁静压系数

图12为各工况端壁静压系数等值线云图,同一冲角时,随进口等熵马赫数增加,低压区范围扩大,但其位置基本保持不变。同一进口等熵马赫数,随冲角增加,低压区向叶片前缘方向移动,使得气流减速增加过程相对延长,端壁附面层迅速增厚。冲角增加,导致入口横向压力梯度增大,致使端壁、叶片附面层相互作用过早进行,出口总压



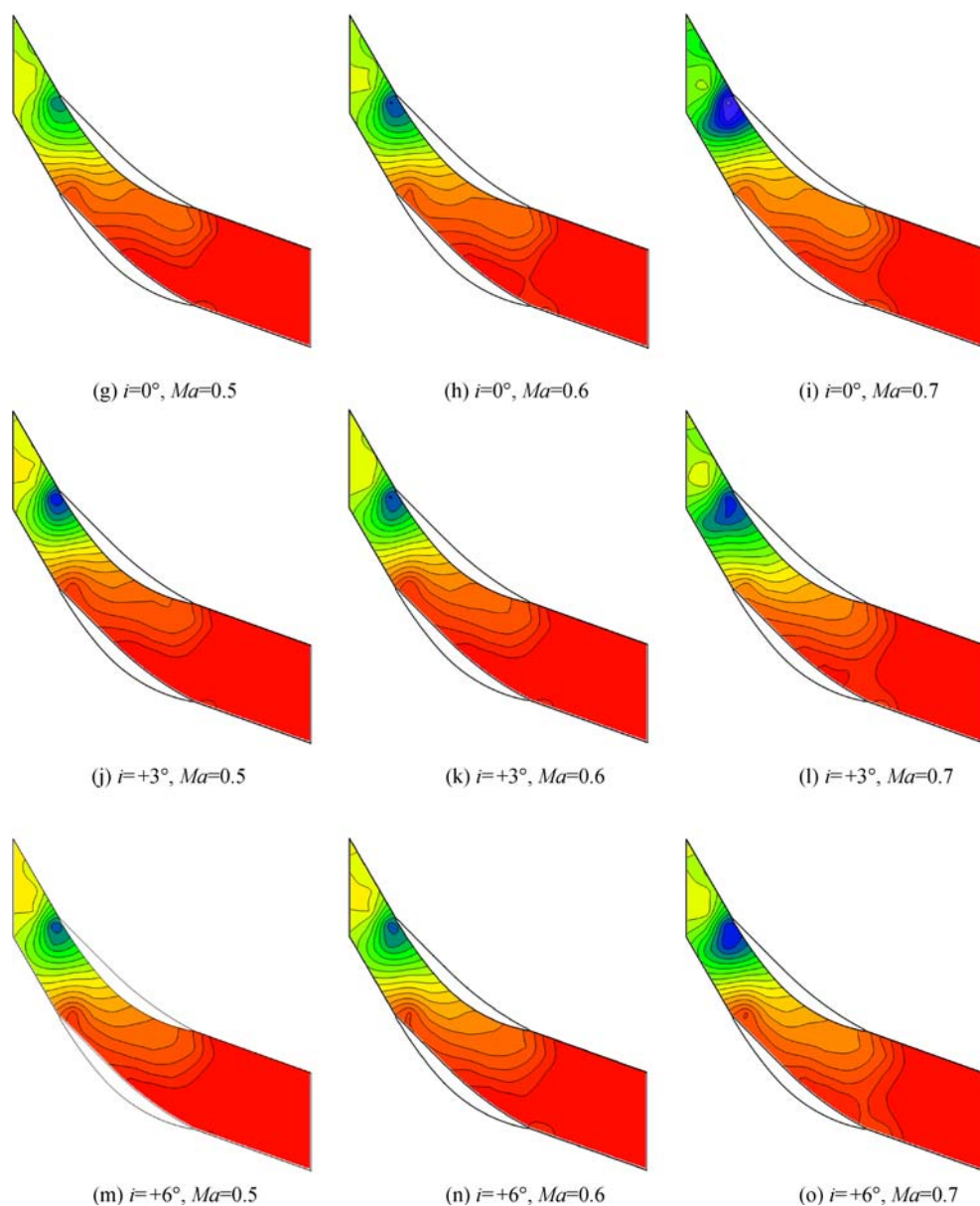


图12 端壁静压系数等值线云图

Fig. 12 End wall static pressure coefficient contour

损失系数增大.

4 结 论

本文对跨声速压气机动叶根部叶型平面叶栅流场进行了全面的气动参数实验研究,在本文研究条件下,得到以下结论:

1) 负冲角和零冲角时,随进口等熵马赫数增加,出口总压损失系数变化不大.正冲角时,出口总压损失系数随进口等熵马赫数变化较大.

2) 进口等熵马赫数相同时,冲角为 -6° , -3° , 0° 工况下叶片负荷高于冲角为 $+3^\circ$, $+6^\circ$ 工况.这是由于冲角增加,进口横向压力梯度增大,

气流难以附着壁面流动而发生分离,导致叶片负荷下降,出口总压损失系数升高.随冲角增加,气流落后角总体呈增加趋势,出口总压损失系数先减小后增加.冲角相同时,随进口等熵马赫数增加,出口总压损失系数总体呈增加趋势.

下一步工作将根据本文研究成果,校核数值模拟方法的可靠性,用数值模拟与实验相结合的方法进一步研究跨声速压气机动叶其他叶高叶型的平面叶栅内部流动情况,提高栅前进口等熵马赫数,探究激波对跨声速叶栅内部流动的影响,建立叶栅内部旋涡结构及损失模型,为设计性能优越的跨声速压气机叶型提供理论及实验依据.

参考文献:

- [1] ZHANG Yanfeng, Mahallati A, Benner M. Experiment and numerical investigation of corner stall in a highly-loaded compressor cascade [R]. ASME Paper GT2014-27204, 2014.
- [2] Hilgenfeld L, Cardamone P, Fottner L. Boundary layer investigations on a highly loaded transonic compressor cascade with shock/laminar boundary layer interactions[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2003, 217(4): 349-356.
- [3] Iseler J, Hilgenfeld L, Pfitzner M. Investigations of the boundary layer on a highly loaded compressor cascade with wake-induced transition[R]. ASME Paper GT2000-90665, 2000.
- [4] 邓宝洋, 桂幸民, 袁巍, 等. 高负荷跨音压气机转子的间隙效应[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(4): 387-390. DENG Baoyang, GUI Xingmin, YUAN Wei, et al. Experimental investigation on high-loading transonic compressor rotor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(4): 387-390. (in Chinese)
- [5] 李泯江, 祁祎, 邓宝洋, 等. 高负荷跨音压气机转子 ATS-3 气动设计[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 183-187. LI Minjiang, QI Wei, DENG Baoyang et al. Aerodynamic design of high load transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 183-187. (in Chinese)
- [6] 桂幸民, 王同庆, 于清, 等. 跨音压气机转子叶尖流场试验与分析[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(5): 553-558. GUI Xingmin, WANG Tongqing, YU Qing, et al. Investigation on the tip clearance flow field in a transonic compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1998, 19(5): 553-558. (in Chinese)
- [7] Roehle I, Guevel A L, Fradin C. 3D-shock visualisation in a transonic compressor rotor[J]. Optics and Laser Technology, 1999, 31(1): 67-73.
- [8] Biollo R, Benini E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 56: 1-18.
- [9] 于兰兰. 高压压气机平面叶栅实验与数值计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008. YU Lanlan. Research on experiment and numerical simulation of cascades for one high-pressure compressor[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [10] 赵鹏程, 刘波, 宣扬, 等. 基于遗传算法的压气机叶型优化设计[J]. 航空计算技术, 2011, 41(6): 12-15. ZHAO Pengcheng, LIU Bo, XUAN Yang, et al. Optimization for compressor airfoil based on genetic algorithm[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(6): 12-15. (in Chinese)
- [11] 陈忠良, 姜斌, 郑群, 等. 高亚声速轴流压气机的优化叶型研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 891-900. CHEN Zhongliang, JIANG Bin, ZHENG Qun, et al. Studies on blade profile optimization of high subsonic axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 891-900. (in Chinese)
- [12] 刘波, 李俊. 吸附式压气机叶型优化设计[J]. 航空发动机, 2012, 38(6): 1-4, 19. LIU Bo, LI Jun. Optimization for aspirated compressor airfoil[J]. Aeroengine, 2012, 38(6): 1-4, 19. (in Chinese)
- [13] 凌代军, 王晖, 马昌友. 低雷诺数亚声速扩压平面叶栅实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 171-179. LING Daijun, WANG Hui, MA Changyou. Subsonic compressor plane cascade experiment at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 171-179. (in Chinese)
- [14] Zachos P K, Grech N, Charnley B, et al. Experimental and numerical investigation of a compressor cascade at highly negative incidence[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2011, 5(1): 26-36.
- [15] Lian Y, Liou M S. Multi-objective optimization of transonic compressor blade using evolutionary algorithm[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(6): 979-987.
- [16] Lotfi O, Teixeira J A, Ivey P C, et al. Aerodynamic optimization of industrial fan blade cascades[R]. ASME Paper GT2005-68385, 2005.
- [17] Carstens V, Schmitt S. Comparison of theoretical and experimental data for an oscillating transonic compressor cascade[R]. ASME Paper GT 99-408, 1999.
- [18] Drela M, Youngren H. A user's guide to MISES 2. 63[M]. Cambridge, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology Press, 2008.

(编辑:王碧琚)