

文章编号:1000-8055(2013)11-2510-07

压气机静子通道内的流场测量

罗 钜, 胡 骏, 严 伟, 张晨凯, 尹 超
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究根部间隙对压气机静子通道内流场的影响, 设计了 4 根不同长度的“L”型五孔探针和 1 根四孔探针. 通过位移机构带动上述探针, 在最大流量和近失速两种工况下, 对某双级低速轴流压气机的第 1 级静子通道内 5 个不同轴向位置截面进行了流场测量. 实验结果表明: 静子通道内总压损失主要是由叶尖附近角区分离以及根部泄漏流与主流的相互掺混引起的. 静子通道内主要存在着上/下通道涡、叶尖角涡和泄漏涡等旋涡结构.

关 键 词: 压气机; 流场测量; 根部间隙; 泄漏流; 五孔探针; 四孔探针

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Measurement of flow field in compressor stator passages

LUO Ju, HU Jun, YAN Wei, ZHANG Chen-kai, YIN Chao

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the effect of stator hub gap on performance and flow field of compressor, four “L” type five-hole probes with different lengths and a four-hole probe were designed. The three-dimensional flow field at five sections in the first-stage stator passage of a two-stage axial compressor was measured with those probes, which were driven by displacement mechanism under the maximum flow and near stall conditions. Results show that mixing of main stream with hub leakage flow and tip corner separation are the main causes of total pressure loss in stator passages. There are four main vortexes in stator passage, which are upper/lower passage vortex, tip corner vortex and leakage vortex.

Key words: compressor; flow measurement; hub gap; leakage flow; five-hole probe; four-hole probe

压气机静子通道内的损失常常集中在端部区域. 当轮毂表面和吸力面表面的低能流体同时分离时会形成具有空间三维性的轮毂-角区分离^[1-5], 由此导致压气机严重的性能恶化. Dong 和 Gallimore 等人^[6]发现, 当对一台没有根部间隙的单级压气机引入 1% 叶片弦长的静子根部间隙后, 静子吸力面角区的分离区域大幅度地减小, 压气机的性能得以提高. Gbadebo 和 Cumpsty 等

人^[7]数值计算了带有不同根部间隙尺寸的压气机叶栅流动情况. 结果表明, 轮毂-角区分离在根部间隙尺寸为 0.58% 叶片弦长时能够最大程度地抑制角区分离的发展.

虽然间隙的存在使得静子压力面侧的高能流体横向流入吸力面侧角区, 这在一定程度上缓解了角区低能流体的聚集, 从而抑制或减弱角区分离, 但是间隙流与主流的掺混也会造成不可忽视

收稿日期: 2012-10-22

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.014.html>

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金, 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ11_0224)

作者简介: 罗钜(1983—), 男, 四川内江人, 博士生, 主要从事叶轮机气体动力学方面研究.

的总压损失^[8-11],同时由于间隙流的影响,叶片通道内的流场结构也必然与没有间隙的流场存在较大的区别.因此通过实验测量获得带有根部间隙的静子通道内流场细节参数,对通道内主要损失机制的探索和流场结构的分析以及数值结果的验证具有十分重要的意义.目前,关于转子叶尖间隙泄漏流动,国外已经有了大量相关的实验和数值模拟研究,而对于压气机静子叶根间隙泄漏流动的流场实验研究还并不多见.

由于静子内流道结构比较复杂,目前气动探针主要用于压气机叶排间和出口的气动参数测量^[12-14],对于静子内部的流场测量,还鲜见公开报道.本文以某双级低速轴流压气机的第 1 级静子为研究对象,设计加工了 4 根不同长度的“L”型五孔探针和 1 根四孔探针,通过使用位移机构带动上述探针,在最大流量和近失速两个工况下对压气机第 1 级静子通道内 5 个轴向位置截面进行了详细的流场测量.

1 实验设备和测量方案

1.1 低速轴流压气机实验台

该实验是在某双级低速轴流压气机实验台(图 1)上进行的.该压气机设计转速为 1 500 r/min,转子和静子均采用 NACA-65-010 叶型.压气机采用等内、外径设计,外径为 0.9 m,轮毂比为 0.6.双级轴流压气机的 4 排叶片数分别为 19,22,18,20,两排静子叶片采用悬臂式结构,根部间隙均为 2 mm.其他具体参数请详见文献[15].

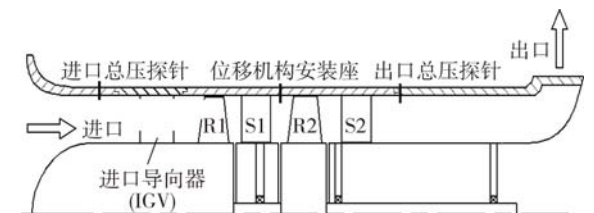


图 1 双级低速轴流压气机试验台

Fig. 1 Two-stage low speed axial compressor rig

距离压气机进口 700 mm 的截面上沿周向均匀布置了 4 个 $\phi 2$ mm 的壁面静压孔,用来测量该截面的平均静压以确定压气机稳定工作状态下的流量.进口总压由在第 1 级转子前 83% 叶片轴向弦长位置的 6 根 6 点梳状总压探针测得.出口总压由在第 2 级静子尾缘后 1.5 倍叶片轴向弦长位置的 8 根 6 点梳状总压探针测得.第 1 级静子尾缘后 14% 叶片轴向弦长的机匣位置为位移机构

安装座中心,位移机构被固定在安装座上,分别带动五孔探针和四孔探针静子通道内各截面和出口截面进行测量.

1.2 五孔探针

为了能够使用位移机构测量第 1 级静子通道内不同轴向位置截面上的详细气流参数,本文设计了 4 根长度不同的“L”型五孔探针,其结构如图 2 所示.探针主杆直径为 6 mm,探针头部为锥形,直径为 3 mm,五个测压孔直径为 0.6 mm.

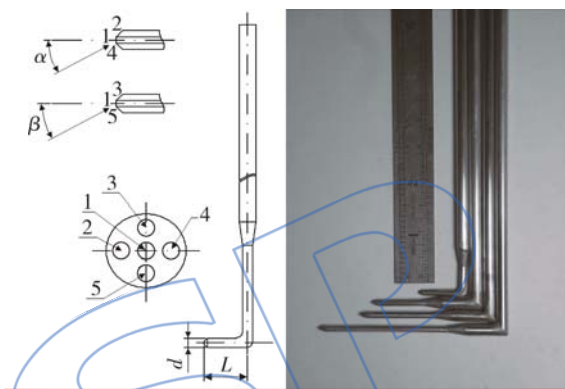


图 2 五孔探针结构示意图及其照片

Fig. 2 Structure diagram and photo of five-hole probe

1.3 四孔探针

由于双级低速轴流压气机的叶排间隙较小,如果继续使用五孔探针测量静子出口截面,探头长度须相对较短,这会使得设计和加工较为困难.因此,当测量静子出口截面时,使用的是四孔探针.如图 3 所示,四孔探针的探头和主杆为整体式,头部为半球形,探针的外径为 6 mm,在其头部开设有 4 个测压孔,测压孔直径为 0.6 mm,其中 1

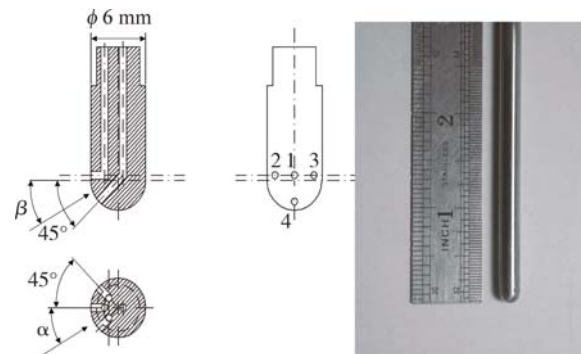


图 3 四孔探针结构示意图及其照片

Fig. 3 Structure diagram and photo of four-hole probe

号孔为总压测量孔,其余各孔为静压测量孔,它们与1号孔的夹角都为 45° 。

1.4 实验方案

本文使用位移机构分别带动五孔探针和四孔探针的方法对压气机的第1级静子的通道截面和出口截面进行了流场测量。位移机构安装在如图1所示的第1级静子出口位移机构安装座上。五孔探针的测量头部深入到叶片通道的不同轴向位置以获得测量截面上若干个测量点的气动参数值。位移机构具有横向、竖向和角度3个自由度。其中横向往右的行程为140 mm,竖向上下的行程为180 mm,重复定位精度为 ± 0.1 mm。为了尽可能获得最大的测量范围,每一个轴向位置截面对应的五孔探针在通道内需旋转一个预偏角 α 以便贴近静子表面(如图4所示)。具体的探针安装参数见表1。其中 L 为探针探头的长度, α 为每支探针的安装预偏角。

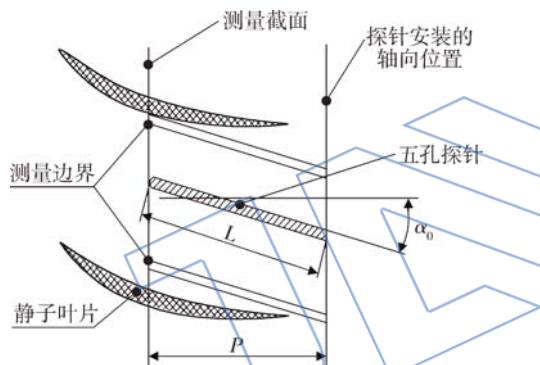


图4 五孔探针的安装

Fig. 4 Installation plan of five-hole probe

表1 探针安装参数

Table 1 Installation parameters of probes

	五孔探针 L/mm				四孔探针
	20	40	60	90	
$\alpha/^\circ$	15	11	4	0	0
对应截面	1	2	3	4	5
距前缘距离/%	94	75	57	28	113

图5为五孔探针的通道截面测点分布:周向和径向分别布置了18个测点,总测点数为324个。为了捕获叶尖和根部的流场细节,在靠近上、下端壁区域进行加密,探针中心孔距离壁面最近距离为5 mm,与静子表面最近相距为3 mm。静子通道出口截面用四孔探针进行测量,测量截面为一个矩形,矩形宽度为140 mm,高度为170 mm。

其中横向测点数为23,纵向测点数为15,近端壁区域进行相应加密,探针中心孔距离壁面最近距离为5 mm。图6显示了静子通道内沿轴向从前到后的5个测量截面相互位置关系。

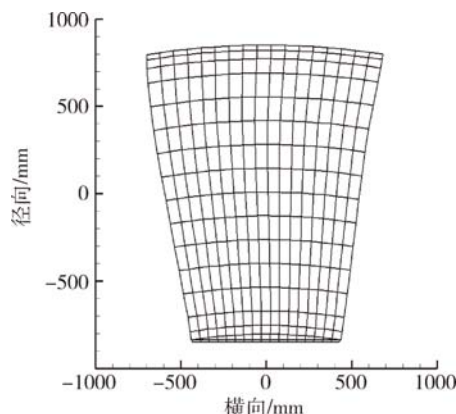


图5 通道截面测点分布

Fig. 5 Distribution of measurement points in section of passages

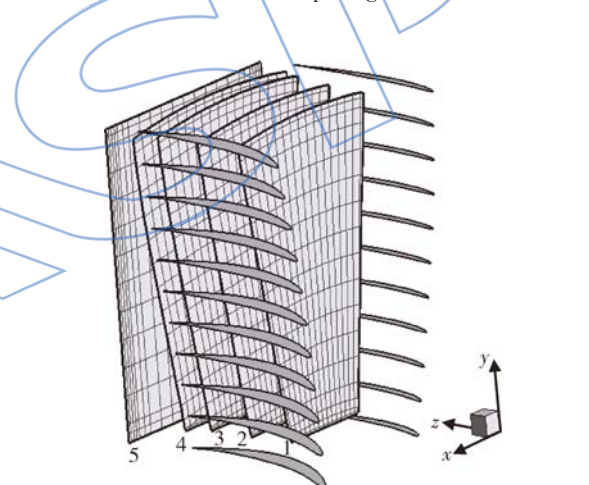


图6 各通道测量截面

Fig. 6 Measurement sections in passages

所有探针的偏航角和俯仰角标定角度范围均为 $-30^\circ \sim 30^\circ$,由于分离流和泄漏流存在,近壁和叶根间隙附近部分测点上的气流角超过了标定范围,将探针在这些位置上进行了相应的角度偏转,使得在这些测点上相对于探针中心孔的气流偏角均在标定范围内。

图7所示的是压气机在1000 r/min下的流量-效率曲线。由于最大流量点和近失速工况点分别对应于压气机在该转速下的最大和最小效率,通过对这两个具有代表性的工况点截面测量结果进行对比分析,更有助于探索静子通道内流场特性随进口流量减小的变化规律。实验选取在该转速下的最大流量点和近失速点两个工况进行测量。

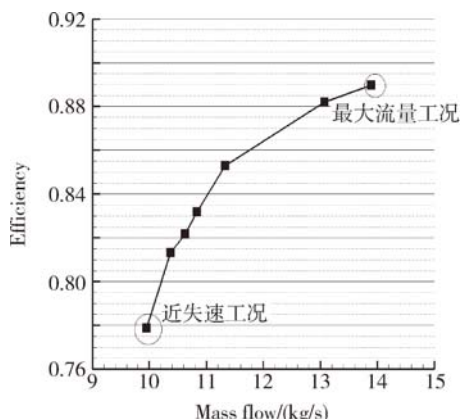


图 7 1000 r/min 下的流量-效率曲线

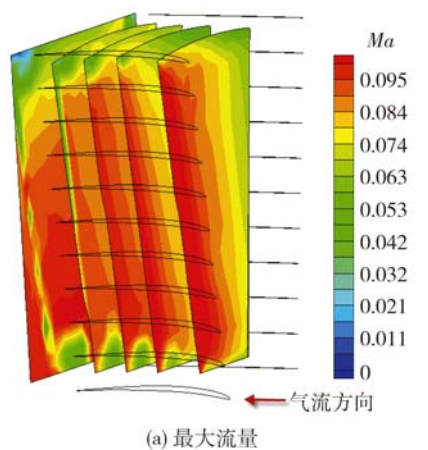
Fig. 7 Curve of mass flow-efficiency for 1000 r/min

2 实验结果和分析

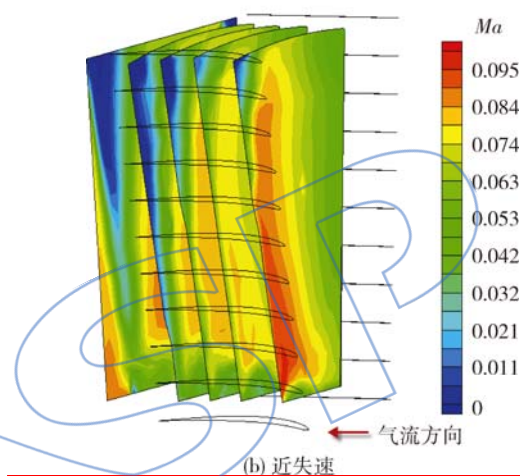
2.1 通道内各截面马赫数分布

图 8 分别显示了最大流量和近失速工况下压气机第 1 级静子通道各测量截面的马赫数分布云图. 气流方向均为从右到左. 在最大流量工况下, 由于静子根部间隙的存在, 根部附近的流体将会在压力面和吸力面压差作用下从压力面侧流入相邻叶片通道的吸力面侧. 由图 8(a)可知, 在第 1 个测量截面的通道左下角吸力面叶根附近已经出现了马赫数较小的低能流体团. 与此同时, 在该截面左上方, 即靠近叶尖吸力面侧的区域, 也出现了尺度较小的低速区. 这些现象表明, 在离前缘 28% 叶片轴向弦长位置, 吸力面附近的角区分离与泄漏流已经形成. 从随后通道各截面马赫数分布可以发现, 根部和尖部的低速区域持续增大, 这意味着根部泄漏流和角区分离不断与周围的主流气体掺混, 形成总压损失. 当靠近出口时通道中的叶尖、叶根低速区域面积均发展到最大. 从压气机出口截面测量结果可知, 根部泄漏流和叶尖角区分离流在离开通道后与周围的主流继续相互掺混. 对于叶根处的泄漏流而言, 出口低速区面积与通道第 4 截面中的低速区面积相差不大; 而叶尖角区分离流离开静子通道后, 与尾迹、主流区流体继续相互掺混, 形成了更大面积的低能流体区域, 这样导致了损失的进一步扩大.

图 8(b) 近失速工况下静子通道内的叶根间隙流和叶尖角区分离发展情况与最大流量工况下的情形类似. 在近失速工况, 叶尖角区分离与叶根间隙流也是从通道前半部分开始尺度由小到大沿着流向发展, 在靠近出口的第 4 截面位置时尺度发展到最大, 在通道外的出口截面, 叶尖角区



(a) 最大流量



(b) 近失速

图 8 最大流量和近失速工况下各截面马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution of sections under the maximum mass flow and near stall conditions

离流和叶根泄漏流继续与主流流体掺混. 与最大流量工况不同的是, 近失速工况下各截面的叶尖角区分离流和叶根泄漏流低速区域面积明显增大, 尤其是叶尖角区分离流, 其与主流区域和尾迹掺混的强度急剧增加, 特别是在靠近出口的第 4 截面和出口截面, 气流掺混形成了吸力面附近沿整个叶高的速度几乎为 0 的三角形蓝色低速区域.

2.2 通道各截面损失系数分布和截面流线

图 9 和图 10 分别给出了在最大流量和近失速工况下通道各截面损失系数和流线分布. 在最大流量工况下, 静子通道内各截面除了叶尖角区分离和叶根泄漏流的局部损失外, 其余主流区域的损失几乎为零. 在测量截面 1, 可以看到泄漏涡和下通道涡已经形成; 在测量截面 2, 泄漏涡、上/下通道涡已经具有明显的旋涡结构. 其中, 泄漏涡和下通道涡紧紧相邻, 发生相互掺混作用; 在测量截面 3, 上、下通道涡开始消散, 由于泄漏涡和通道涡的作用, 叶根损失区域面积持续增加. 叶尖角

涡在截面1时也开始形成,在截面2具有明显的旋涡结构.但相比泄漏涡而言,角涡尺度始终要小得多.由于角区分离和泄漏流引起的低能流体区域不断地向叶中区域发展,在截面4时两者的面积达到最大.

近失速工况下,所有截面在90%叶高以上和10%叶高以下的周向范围内都属于总压损失区,尤其以叶尖和叶根吸力面附近的损失最为严重,局部最大损失系数超过0.9.左上角大面积的红色区域意味着叶尖角区严重的附面层分离.在出口截面,角区分离和泄漏流与尾迹的掺混使得主要总压损失区域占整个叶高至少20%的周向范围.相比最大流量工况,近失速工况时上通道涡的形成时间明显推迟,直到在测量截面4时才出现明显的涡核结构.由于叶尖角区分离较大,气流偏转角超过探针的测量范围,角涡的结构没有被显示出.下通道涡的最大尺度(截面3)比最大流量工况时(截面2)增大了1倍左右,这样意味着气

流掺混的尺度和强度增加,最终导致根部低压区的扩大.近失速和最大流量工况下泄漏涡的尺度增加并不明显.

由最大流量和近失速工况下通道各截面损失系数和流线分布可知,带有根部间隙的静子通道内主要损失为叶尖角区分离流和泄漏流与主流之间的掺混损失.随着进口流量的减小,角区分离和泄漏流的强度持续增大,通道内的损失迅速增加.上通道涡不是叶尖区域损失的主要因素,而根部泄漏涡与下通道涡的相互掺混是根部损失产生的主要机制.

图11和图12分别显示了最大流量和近失速工况下第1级静子出口损失系数沿叶高分布.可以看到,在最大流量工况下第1级静子的损失主要集中在叶尖和叶根区域,叶尖附近的损失系数略大于叶根附近的损失系数,叶根处和叶尖处的损失系数最大分别为0.2和0.3.第1级静子在35%~75%叶高范围损失系数几乎为0;在近失速

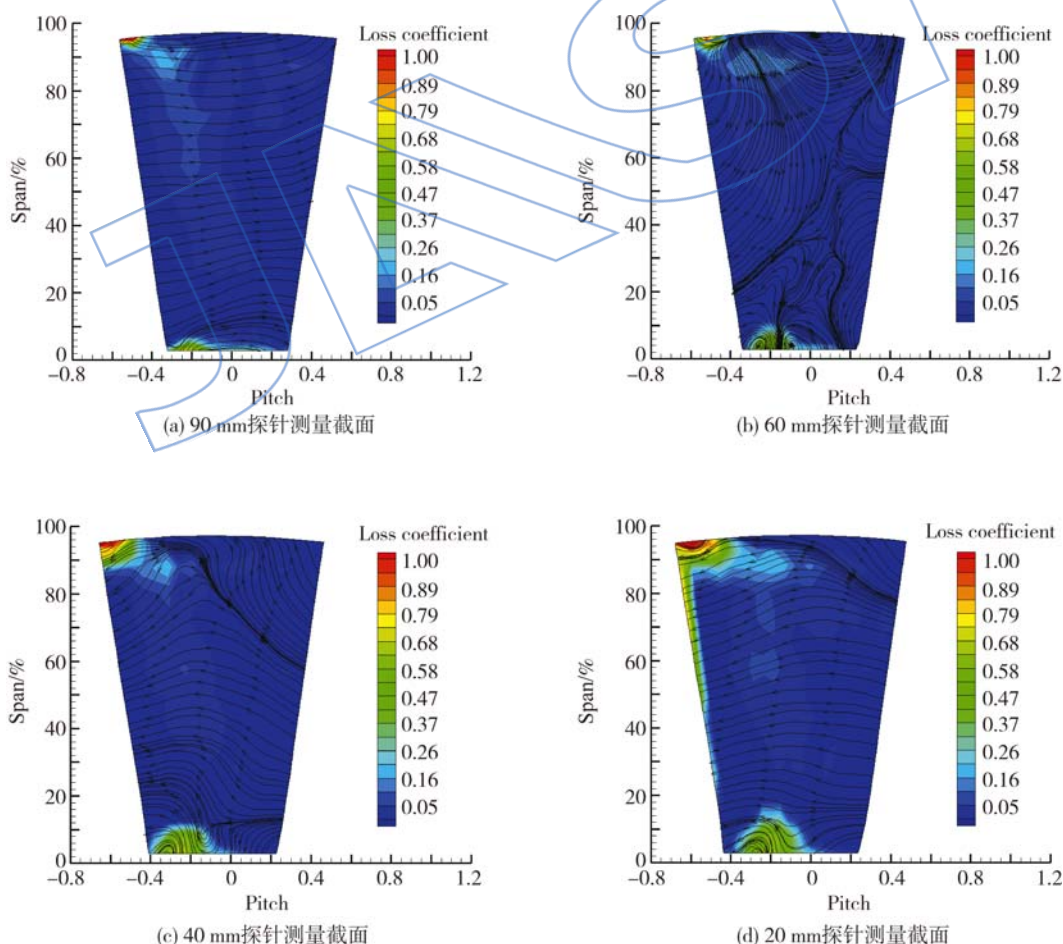


图9 最大流量工况下通道各截面损失系数和流线分布

Fig. 9 Distribution of loss coefficient and sectional streamlines of passages under the maximum mass flow condition

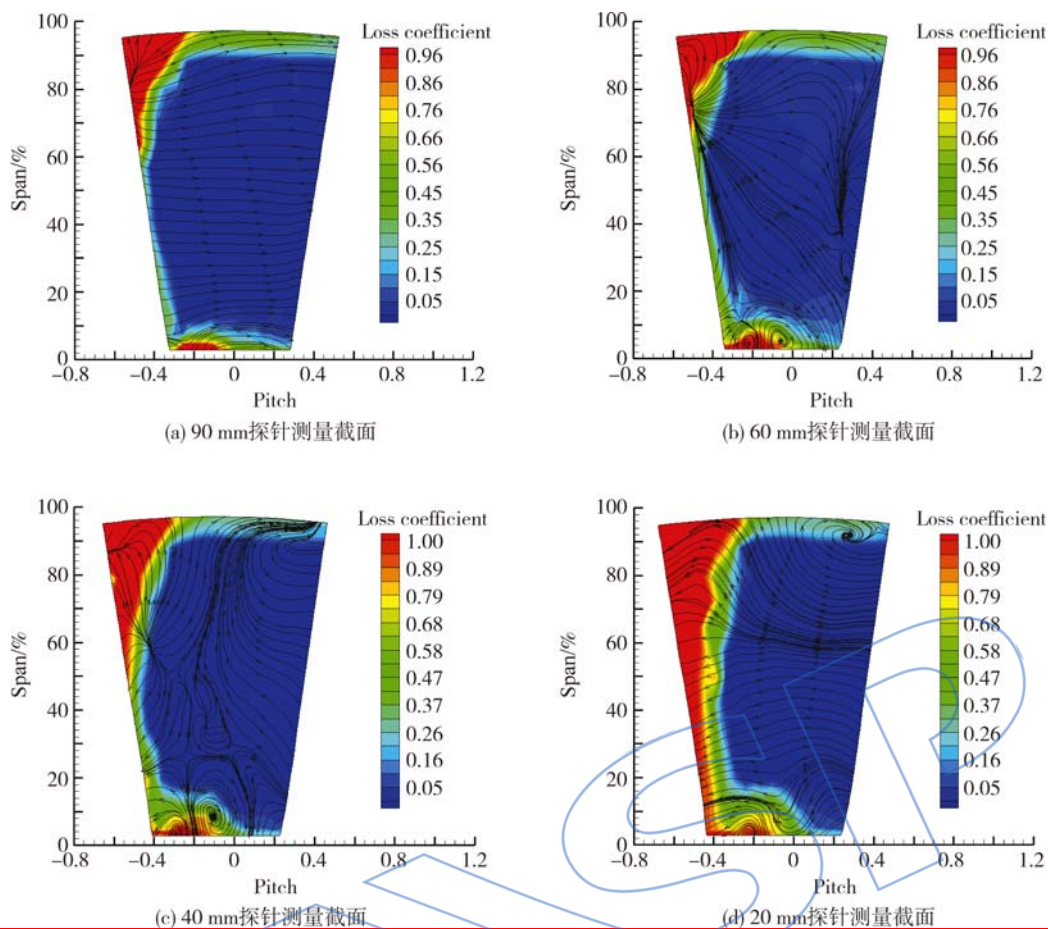


图 10 近失速工况下通道各截面损失系数和流线分布
Fig. 10 Distribution of loss coefficient and sectional streamlines of passages under near stall condition

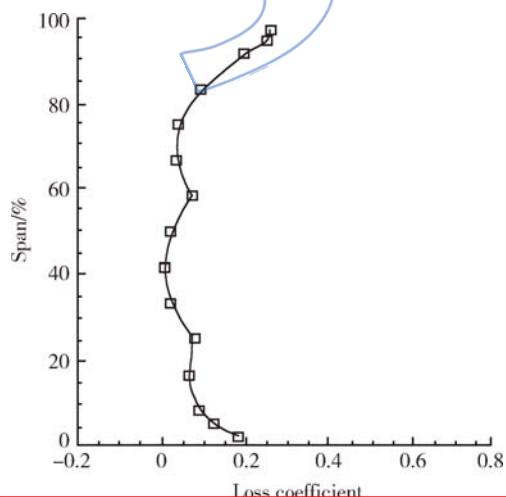


图 11 最大流量工况下第 1 级静子出口损失系数沿叶高分布

Fig. 11 Distribution of loss coefficient of the first stage stator outlet along span under the maximum mass flow condition

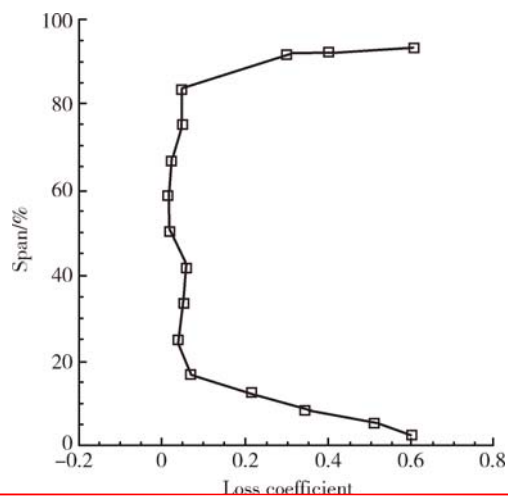


图 12 近失速工况下第 1 级静子出口损失系数沿叶高分布

Fig. 12 Distribution of loss coefficient of the first stage stator outlet along span under near stall condition

点工况下,第1级静子在20%~60%叶高范围损失系数较小,均在0.05附近;60%叶高以上和20%叶高以下区域损失系数持续增加,叶根和叶尖区域损失系数最大为0.6左右。以上分析说明,20%~80%叶高的主流区域在最大流量和近失速工况下损失都相对很小,损失系数主要集中在叶尖和叶根区域的两个端部,随着进口流量的减小,叶尖角区分离流和叶根泄漏流的增强,上下端部总压损失迅速增加。

3 结 论

本文使用了不同长度的五孔探针和四孔探针,对某双级低速轴流压气机分别在最大流量和近失速工况下进行了第1级静子通道截面测量,得到了不同轴向截面上的气流参数分布和出口损失系数沿叶高的分布。根据实验结果,得到了以下结论:

1) 静子通道内损失主要集中在叶尖和叶根区域的两个端部,引起总压损失的主要原因为叶尖角区分离流和叶根泄漏流与主流之间的相互掺混损失。

2) 该压气机静子通道内的主要旋涡结构为泄漏涡、角区分离涡、上通道涡和下通道涡。随着流量的减小,下通道涡的尺度将有所增加,这意味着主流与泄漏流之间的掺混程度随之增加。

参考文献:

- [1] Lei V M, Spakovszki Z S, Greitzer E M. A criterion for axial compressor hub-corner stall[R]. ASME Paper 2006-GT-91332, 2006.
- [2] Joslyn H, Dring R. Axial compressor stator aerodynamics[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 485-493.
- [3] Dong Y, Gallimore S, Hodson H. Three-dimensional flows and loss reduction in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 354-360.
- [4] Schulz H, Gallus H. Experimental investigation of the three dimensional flow in an annular compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(4): 467-478.
- [5] Hah C, Loellbach J. Development of hub corner stall and its influence on the performance of axial compressor blade rows[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 67-77.
- [6] Dong Y, Gallimore S J, Hodson H P. Three dimensional flows and loss reduction in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 354-361.
- [7] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Interaction of tip clearance flow and three-dimensional separations in axial compressors[R]. ASME Paper 2006-GT-90071, 2006.
- [8] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Effects of 3D aerofoil tip clearance variation on a 4-stage low speed compressor[R]. ASME Paper 2006-GT-90902, 2006.
- [9] Crook A J, Greitzer E M, Tan C S, et al. Numerical simulation of compressor endwall and casing treatment flow phenomena[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 510-521.
- [10] Singh U K, Ginder R B. The effect of hub leakage flow in a transonic compressor stator[R]. ASME Paper 98-GT-424, 1998.
- [11] Lange M, Mailach R, Vogeler K. An experimental investigation of shrouded and cantilevered compressor stators at varying clearance sizes[R]. ASME Paper 2010-GT-22106, 2010.
- [12] 闫久坤, 吴昌明. 小球型五孔探针在压气机试验中的应用[J]. 航空动力学报, 1991, 6(4): 352-354.
YAN Jiukun, WU Changming. A small five-hole spherical pressure probe for compressor experiments[J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(4): 352-354. (in Chinese)
- [13] Gaetani P, Persico G, Dossena V. Investigation of the flow field in a high-pressure turbine stage for two stator-rotor axial gaps; Part I three-dimensional time-averaged flow field[R]. ASME Paper 2006-GT-90553, 2006.
- [14] 蒋浩康, 马宏伟. 压气机转子三维紊流场[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(3): 287-292.
JIANG Haokang, MA Hongwei. Three-dimensional turbulent flow field of axial compressor rotor passage[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1998, 19(3): 287-292. (in Chinese)
- [15] 屠宝锋. 风扇/压气机动态失速过程和多尺度非定常气动稳定性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
TU Baofeng. Dynamic stall inception and multi-scale unsteady aerodynamic stability investigation of fan/compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)