

叶栅三维流场的实验研究*

西北工业大学 冀春俊** 朱柱国 刘前智 周新海

【摘要】 本文通过流动显示和详细测量,研究了叶栅中的三维流动。在平面叶栅风洞中,对非平直端壁的大弯度压气机叶栅所完成的测量,包括沿叶高的叶型表面上气流参数分布和叶栅通道中的整个流场。为了进行对比和详细研究端壁效应,还对二维叶栅完成了同样的测量内容。对所观察到的复杂流动现象进行了分析。实验结果还与叶栅全三维无粘流计算进行了对比。本文所获得的完整的三维流场实验数据,为建立叶栅流动模型,研究小展弦比叶栅中气流展向掺混的机理,以及为检验全三维流动计算方法提供了可靠的依据。

一、前言

叶轮机叶片设计技术的发展,与在平面叶栅风洞中对叶型作系统的吹风实验紧密相关。随着有效预估二维叶栅流动的数值计算方法的出现,部分地改变了叶栅实验的作用,使其主要用于获取新叶型性能数据的同时,也作为进行某些机理性研究及校验计算方法的一种手段。传统的轴流压气机气动设计体系中,以简单的修正来考虑环壁附面层和二次流影响的方法,已不符合要求。在现代新的设计系统中,要求增加对二次流的详细分析环节。在小展弦比情况下,设计计算还特别要引入气流的展向掺混影响。这就需要对叶栅槽道中的整个流场,特别是环壁附近以及叶排出口区域的流动,进行详细的测量与研究,以便积累数据和建立流动模型。此外,由于全三维叶栅流场数值模拟技术的发展,需要有相应的实验数据来验证计算方法。这些都使三维几何叶栅的实验研究变得格外重要。三维叶栅流动实验模拟的是一种介于二维叶栅与实际叶轮机之间的复杂过渡流态。国外在这方面曾开展过一些工作^[1,2],国内在涡轮三维叶栅流动实验方面也开展过一些研究^[3],但测量内容未见包括叶栅槽道中的流场。

本文所进行的压气机叶栅流动实验研究主要目的在于,获取三维流场包括槽道内、叶表面及叶栅下游流场的气动参数分布。实验中还用流动显示的方法,观察并摄录了端壁和叶表面附近的流动现象。在此基础上,对实验、二维叶栅测试以及全三维无粘流数值计算结果进行了比较,以考察流动的三维效应以及二次流、展向掺混现象,并检验全三维流动计算方法。

二、实验装置与试验叶片

实验是在西工大平面叶栅风洞上进行的,该风洞栅前马赫数 Ma_1 在0.1~0.9范围内,冲角范围为 $-15^\circ \sim +15^\circ$ 。为测取叶栅槽道内三维流场气动参数分布,要求探针能在前后、上下、左右方向上移动,并绕探针轴转动。为此,将探针固定在可移动的座标架上,从试验段盖板上

的小孔插入叶栅槽道中。座标架可沿额线方向移动,也可以改变探针的上下位置,并使其绕探针轴转动。通过更换盖板上的滑块改变探针的轴向位置。这套机构保证了探针可对流场中所要求的测点进行准确定位。所用探针为微型棱形五孔探针,探头尺寸仅为 1.5mm,以避免探针对流场的过大干扰。叶表面压力分布利用试验叶片表面上的静压孔来测量。进行叶片表面及端壁区流动显示时,采用了透明的上盖板。实验所用叶片为按某型发动机压气机第一级静子叶片根部截面参数制成的直叶片,叶高为 100mm,叶型主要几何参数是:弦长 = 64.78mm,最大厚度 = 3.56mm,稠度 = 1.828,前缘构造角 = $43^{\circ}30'$,后缘构造角 = $96^{\circ}10'$,安装角 = $74^{\circ}56'$,最大相对厚度 = 5.5%,转折角 = $52^{\circ}40'$ 。

叶栅通道上端壁为平直面,下端壁加一斜垫块,倾角 24° ,从而在轴向构成一收缩型通道,这样的流道可望产生明显的三维效应。实验时共采用 6 片叶片,为测取叶表面压力分布,分别在构成中间槽道的两片叶片的叶背和叶盆上开三排静压孔。叶栅通道尺寸及静压测孔的位置如图 1 所示。利用五孔针进行槽道中气动参数测试时,将叶栅通道沿轴向分成七个测量截面进行测量。在每个测量截面上探针在叶高方向有 16 个测点,沿额线有 7~20 个点(尾迹处布点密),逐点扫描测试。进行平直通道叶栅流场测量时,叶表面压力的测孔安排在叶片的根、中、尖三个截面上,根、尖截面距端壁为 9mm。

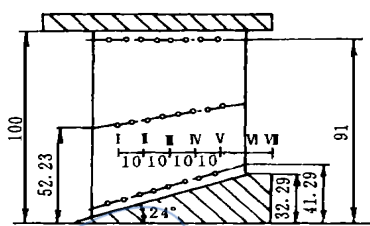


图 1 叶栅通道及测量位置

三、叶片表面压力分布

对于两种不同形式的通道,在进口气流马赫数 Ma_1 为 0.35 到 0.5 的范围内,取定冲角为 0° 和 5° ,分别录取了五个状态下的叶片表面压力分布。详细的实验结果记录于文献 [4] 中,本文仅给出部分结果,其中叶表面及槽道内各测点的静压,以各点静压和来流总压计算的等熵马赫数 Ma_{is} 的形式给出。叶栅流场的计算,采用了两种求解 Euler 方程的三维流场计算程序,一种是有限体积法^[5],另一种是求解微分型方程的时间相关法^[6],两种方法给出了一致的结果。

1. 平直通道中叶片表面压力分布 平直通道中的直叶片,构成了二维叶栅。测量这种叶排参数的目的,是观察单一的端壁效应对压力分布的影响。同时,本实验中叶片尖部与端壁间留有间隙,因此实验测量可以同时获得由于间隙引起的表面压力分布的变化。在来流 $Ma_1 = 0.4038$,冲角 $i = 0$ 时,测量的叶片表面在叶根 (1-1)、叶中 (2-2) 和叶尖 (3-3) 三个截面上的等熵马赫数分布如图 2 所示。可以看出叶中与根、尖截面压力分布有明显的差异,叶中处叶背与叶盆表面压差较大,这反映了通道上、下端壁附面层的影响。同时,根、尖两截面间压力分布也有较大差别,与根部相

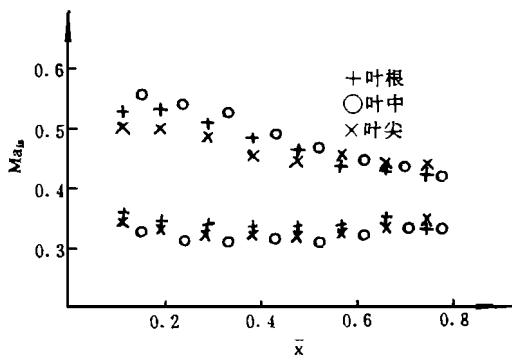


图 2 平直通道叶表面 Ma_{is} 实验结果

比, 叶尖截面在前部叶背表面 Ma_{is} 明显下降 (压力升高), 这是间隙漏气造成的。图 3 是实验结果与计算结果的比较, 可以看出, 在叶中附近计算的表面 Ma_{is} 分布与实验结果吻合得非常好。在叶片的根、尖部, 计算的 Ma_{is} 虽然总的趋势与实验一致, 但在叶背上偏高, 叶盆上偏低, 这种差别是无粘全三维计算不能模拟端壁附面层流动造成的。由于叶尖存在间隙, 实验与计算的差别就更大些。

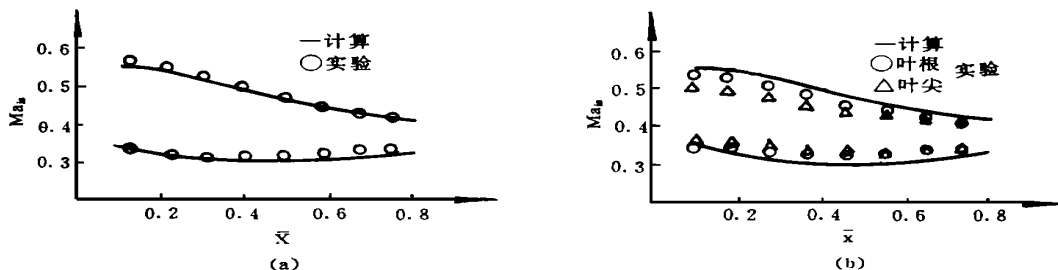


图 3 平直通道叶表面 Ma_{is} 分布比较 (a. 叶中处表面 Ma_{is} 分布; b. 根尖处表面 Ma_{is} 分布)

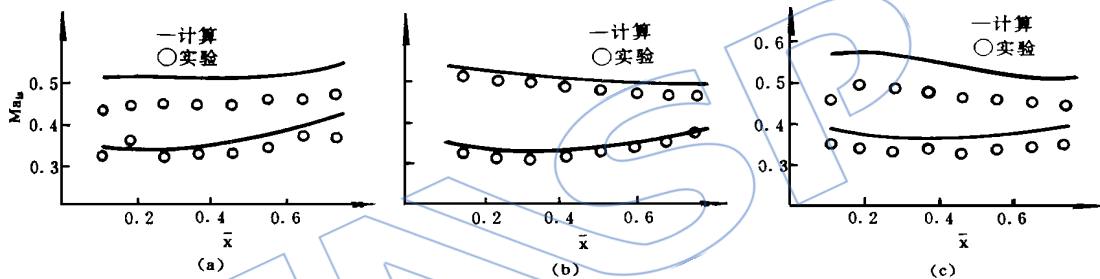


图 4 收缩通道中叶片表面 Ma_{is} 分布 (a. 叶根; b. 叶中; c. 叶尖)

2. 收缩通道中叶片表面压力分布 在来流 $Ma_1 = 0.3728$, $i = 0^\circ$, 来流总压 $P_1^* = 113100\text{Pa}$ 的条件下, 叶片表面三个截面处测量得到的 Ma_{is} 分布如图 4 所示。这时三个截面处 Ma_{is} 分布的差异, 不仅包含了端壁的影响, 而且反映了三元效应。由于是收敛通道, 叶栅槽道中气流扩散程度减小, 叶片表面的等熵马赫数从前缘到后缘有上升的趋势。因为所试验叶栅的展弦比较小 (约为 1.3), 与平直端壁的结果相比可以发现, 沿叶高所有截面的压力分布趋势都发生了变化。因此, 在小展弦比条件下, 改变端壁形状对流动所产生的影响将不仅局限于某一区域, 而会波及整个流场。图 4 中还给出了全三维叶栅流动的计算结果, 可见, 在叶中截面附近 (图 4b), 计算与实验的结果吻合得很好。叶根和叶尖处 (图 4a 和 c), 叶盆表面 Ma_{is} 计算与实验的吻合程度较叶背表面为好, 但都比叶中处的吻合程度差些。总的来看, 计算的表面压力分布与实验基本上一致, 这说明虽然叶栅中的实际流动现象十分复杂, 但全三维无粘流分析计算仍可预估出叶栅流场中的主要流动特征, 因此它是不可缺少的重要设计分析手段。

四、叶栅通道内三维流场与下游流场

在来流 $Ma_1 = 0.3728$, $i = 0^\circ$, $P_1^* = 112000\text{Pa}$ 状态下, 在栅内收缩通道中沿轴向从 I 截面到 V 截面进行了详细测量, 测点为 16×7 个 (沿叶高方向 16 个点)。对实验数据进行处理后可得出各截面不同叶高位置处 Ma_{is} 和气流方向分布图, 这里仅给出 Ma_{is} 分布的部分结果,

以便与前述的表面 Ma_{is} 分布相应, 形成相对完整的资料。气流方向反映的流动结构将在后面结合流动显示加以分析。图 5 给出了轴向第 V 截面上叶根、中、尖沿栅距方向的测量结果和计算结果, 可以明显地看出, 在叶栅槽道中流场的测量结果与计算的吻合程度, 在叶中处很好, 而根、尖部稍差些。此外, 通过比较不同测量截面所得结果可以发现, Ma_{is} 沿轴向逐渐增大, 这与前述叶表面 Ma_{is} 分布的趋势相一致, 是由于通道收缩过大造成的。

叶栅下游流场参数直接反

映了叶片性能, 是研究中的关键区域, 为此对下游截面 VI 进行了更详细的测量, 测点 16 $\times$ 22 个, 在尾迹区沿栅距方向测点加密, 以保证获得尾迹区内参数的详细变化情况。图 6 所示是收缩通道第 VI 截面上测得的叶尖、叶中、叶根三个不同高度上总压沿栅距方向上的变化情况。由图可见, 叶中处尾迹区较窄, 总压下降较少, 而两端壁附近尾迹区明显加宽, 总压凹峰很低。这是由于

端壁附面层存在, 附面层内叶盆到叶背产生潜流, 并在叶背与端壁的角区堆积了大量低能气体, 从而造成叶背一边尾迹区急剧加宽。本文对平直通道下游截面也进行了详细测量, 结果表明端壁区低能区加大的趋势更加严重, 甚至在整个栅距方向上不出现总压平直区。其原因是平直通道叶栅气流扩散度较收缩通道大得多, 端壁附面层

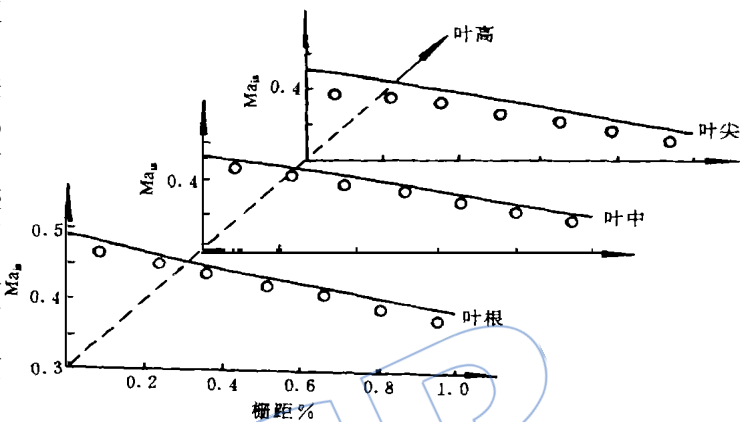


图 5 第 V 截面上 Ma_{is} 分布图

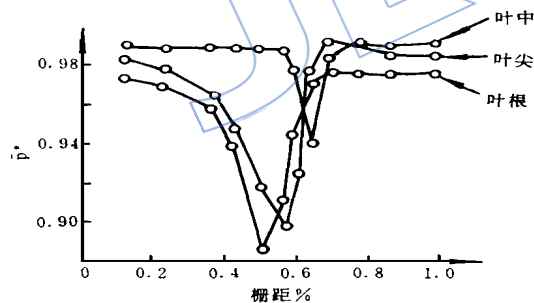


图 6 沿栅距方向总压变化

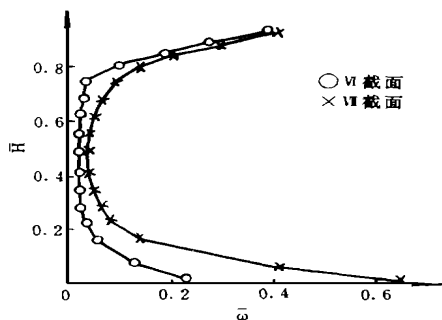


图 7 $\bar{\omega}$ 沿叶高的变化

与叶背附面层在尾缘角区的相互作用, 促成了更严重的分离。图 7 所示是收缩通道第 VI、VII 截面上一个栅距内总压损失系数 $\bar{\omega}$ 沿叶高的变化。值得注意的是, 由于叶根处端壁倾斜, 气流速度增加较快, 叶表面附面层发展应比叶尖缓慢, 相应损失增加的幅度应比叶尖小些。第 V 截面变化是符合这一规律, 但第 VI 截面则相反, 根部 $\bar{\omega}$ 较叶尖更大。这是由于下端壁在尾缘处突然转为平直造成的。这一结果提示设计者应仔细对待端壁形状, 任何过大的扩张将引起严重的损失。

五、流动显示结果及分析

在来流马赫数 $Ma_1 = 0.35 \sim 0.5$, $i = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ 等各种状态下, 进行了端壁区和叶表面

的流动显示实验。实验时,将硅油与着色粉剂的混合物均匀涂抹在叶片表面和端壁上,高速气流吹过时,即在端壁和叶面上清晰地留下了动态流迹。通过大量拍摄照片,获得各种状态下叶表面上的流动图形。实验中还摄制了录像,记录了叶栅中涡系的形成和发展的全过程。这里仅以正冲角下具有较强分离的典型情况为例,对流动显示结果进行分析。图 8 是 $Ma_1 = 0.3728$, $i = +5^\circ$ 时流动显示照片的示意图,照片非常清晰地记录了叶面的流迹。可以看出,由于端壁附面层在角区与叶背表面附面层相互作用而造成气流分离后,在叶背面上形成了一个较大的回流区 A (图 8),并在后缘前出现了涡心 B;叶面上的展向流动与主流迭加,构成了发自前部的两股斜向流动 C 和 C',它们在后缘的叶中部附近交汇,产生了新的涡旋。整个流动过程的录像反映出,由于二次流影响,沿叶展方向对流作用很强,质量的展向迁移十分明显。

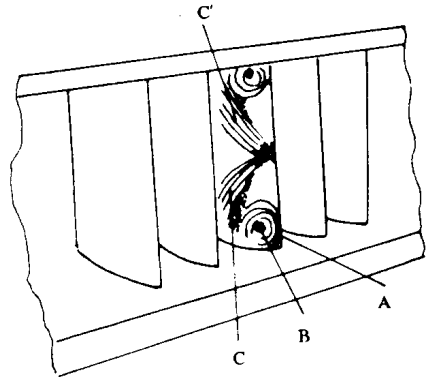


图 8 流动显示示意图

通过典型状态的流动显示可以得到启示:在研究小展弦比叶栅中气流的展向掺混机理时,单纯考虑随机的紊流扩散影响^[7]可能是不全面的,文献[8]中所提出的二次流的展向分速的贡献,应当作为掺混的重要诱发因素之一加以考虑。

六、结 束 语

本文以改变端壁形状的方法在平面叶栅风洞上获得了三维效应比较明显的叶栅三维流场。通过对叶片表面参数、槽道内部以及下游区流场的详细测量和流动显示,给出了相当完整的叶栅三维流动实验数据。结合这些数据,本文对实验结果的初步分析,以及所进行的全三维叶栅流场计算与实验的对比工作,为进一步建立叶栅流动模型,研究叶栅中展向掺混机理,推动全三维流动计算方法的发展奠定了基础。

参加本文实验工作的还有高健、刘波、吕勇、宁卫等。

参 考 文 献

- [1] Camus, J. J., Denton, J. D. et al, "An Experimental and Computational Study of Transonic Three-Dimensional Flow in a Turbine Cascade", ASME Paper 83-GF-12, 1983.
- [2] Kopper, F. G., Milano, R. and Vanco, M., "Experimental Investigation of Endwall Profiling in a Turbine Vane Cascade", AIAA Journal, Vol. 19, No. 8, 1981.
- [3] 韩万今等, "端壁与叶片表面静压分布对叶栅气动特性影响的实验研究", 工程热物理学报, 第 10 卷第 3 期, 1989.
- [4] 朱柱国、冀春俊, "叶栅中三维流场的实验研究", 西北工业大学, 1989 年.
- [5] 吕勇, "叶栅全三维流场计算研究", 西北工业大学硕士论文, 1988 年.
- [6] 宁卫、周新海, "跨音速压气机回转叶片排中三维流场的数值分析", 工程热物理学报, 1991 年即将刊出.
- [7] Gallimore, S. J. and Cumpsty, N. A., "Spanwise Mixing in Multistage Axial Flow Compressors", Trans. of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 108, No. 3, 1986.
- [8] Adkins, G. G., Jr. and Smith, L. H. Jr., "Spanwise Mixing in Axial Flow Turbomachines", Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Power, Vol. 104, No. 1, 1982.

blades in the aeroengine to expand its range of stable operation.

ANALYTICAL METHOD FOR SUBSONIC CASCADE PROFILE

Liu Bo (Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

A method of subsonic cascade design for axial-flow compressor is provided as follows. The equations of continuity and quasi-irrotationality are transformed into the potential-stream function coordinates. Then a Laplace equation can be deduced for an aerodynamic parameter “ Q ”. The boundary conditions thereby are given as the distributions of velocity coefficients on the stagnation streamlines of both suction and pressure sides of a flow channel. The flow field is obtained from the analytical solution of the Laplace equation. Subsequently the field is turned back into the physical plane by differentiation and integration. Then the blade profile coordinates and the geometry of the cascade result from this analysis. The method has an advantage over other inverse methods in the fact that the flow field parameter “ Q ” can be easily obtained from the analytical solution of the Laplace equation instead of the numerical solution of a complex differential equation. So the method is easy to be programmed and to save computing time. To illustrate the validity of the design method, two compressor stator blade profile with subsonic inlet Mach number were designed and compared with the method presented in ref. [3]. The good agreement between the two methods show the applicability of this method.

AN EXPERIMENTAL STUDY OF 3-D FLOW IN A CASCADE

Ji Chunjun, Zhu Zhuguo, Liu Qianzhi, Zhou Xinhai

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

An experimental investigation of three-dimensional flow in a cascade has been accomplished by means of flow visualization and detailed measurements, and also compared with the predictions of fully three-dimensional inviscid flow calculation. The experimental measurements of the three-dimensional flow in a highly cambered compressor cascade with nonplanar end wall reveal the distributions of flow parameters on blade surfaces and the whole flowfield in cascade channel. In comparison with the two-dimensional cascade measurements for the same blade section, the results show that the influence of the end wall shape changing on the flow is not confined to the vicinity of end walls, and can extend to the whole field when the aspect ratio of blading is small. The comparison between the experimental data and the computational results confirms that the inviscid flow calculation can predict the major features of three-dimensional flow in cascades. The flow visualization reveals the formation and development of vortex systems in the cascade passage, end wall and corner regions, which serve as a visualized information to understand the phenomena of complicated secondary flow in cascades. The experimental measurements provide a reliable basis to perfect the flow models, to investigate the mechanism of spanwise mixing in a cascade and to testify the capabilities of fully three-dimensional cascade flow calculation methods.

STABILITY ANALYSIS OF A RIGID ROTOR ON SFDB WITHOUT A CENTRALIZING SPRING

Zhang Jiaxin and Xue Zhongqing (Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

The stable nonsynchronous responses and the stability of motion of a rigid rotor supported on squeeze-film damper bearings (SFDB) without a centralizing spring are studied by means of harmonic balance method. The motion of the system is approximately simulated by two coupled