

叶轮机转子内流场的三维激光测量^{*}

北京航空航天大学
航空航天部 304 所

王晓宇 徐力平^{* *}
程元中 朱 岩

【摘要】 用一台一维激光测速仪和一台二维激光测速仪组合成一套三维激光测速系统。用它测量了一个小风扇转子内的周期性流场,得到了转子叶片叶尖端区附近复杂流动结构的较为细致的结果。

一、前 言

叶机机械的设计水平依赖于对其内部流动结构的了解程度。在发展更为先进的叶片机件的进程中,其内部流动状况更为细致和精确的试验研究是必须的。由于叶轮机内部的流动情况繁杂多变,因而在对叶轮机内部流动结构进行的试验研究中遇到了多方面的困难。在常用的以热丝热膜、探针等为手段的流场动态测量中,对流动结构的细致了解受到探头的分辨率、频率响应、其本身的存在对流场具有干扰等等诸多因素的限制。在转子中,特别是在跨音转子的流场测量中,由于需要引入复杂的位移机构和有激波的干扰,情况变得更为严峻。

激光多普勒测速(LDA)是一种无接触的测量技术,且具有高的空间和时间分辨率,因而在很大程度上有可能弥补上述的困难。它的潜在的优越性诱使人们尝试将它用于叶轮机内的流动研究中。自从 Wisler^[1]成功地将 LDA 技术应用于压气机转子内的流场测量以来,这项技术已有了长足的进步。具有代表性的可举 Strazisar 等人在 NASA Lewis 中心所做的一系列工作^[2~4],国内卢俊和王智迅等人对应用二维 LDA 系统进行旋转叶轮内的流动测量也做了一些有意义的工作^[5]。但迄今为止,在叶轮机内比较成熟的技术仍然是用一维 LDA 系统作平均速度的测量,至今还未见到过三维动态流动的直接测量结果。本文采用组合的方式构成了一个三维 LDA 系统,用它对一个小型轴流风扇做了三维动态测量,得到了一些典型的结果。这一工作的主要目的是验证这样一个系统用于旋转叶轮内流动测量的可行性,并获得有关的试验技术和积累经验,为最终将这一系统用于叶轮机内部的三维动态流动测量做准备。

二、试验装置和试件

1. 三维 LDA 系统 三维 LDA 系统由一台氩离子双色三光束二维 LDA 和一台氦氖单色双光束一维 LDA 组合构成,其光路设置如图 1 所示。两台激光器都置于水平面内,相互夹角为 θ 。由于被测对象的结构限制,信号接受均采用后向散射的方式。氦氖激光器的功率较小,采用后向散射的接收方式信号很弱。为了提高其信噪比,在光路里采用了扩束装置,并将这一路光的光轴安排在与入射窗口基本垂直的位置上。之所以不把它安排得与窗口绝对垂直是

要让窗口上的反射光与入射光不完全重合,其间有一个微小的夹角(小于1度)。这样,在反射光返回收集透镜的时候,能用小挡片将其阻断,消除强烈的背景噪音。窗口上的杂散光的消除较为困难,它取决于窗口材料的质量和清洁程度。在试验中采用了光学玻璃作窗口的材料并随时不断进行清洗。添加的散射粒子采用水雾也是为了保证窗口上具有足够的清洁度。为避免三路光信号的相互混杂,在每一路光信号接收器的入口处放置了高质量的单色滤光片。两台激光器的夹角 θ 对测量的精度有一定的影响。三路激光测速仪测出的速度需经过三维坐标变换才能变换到指

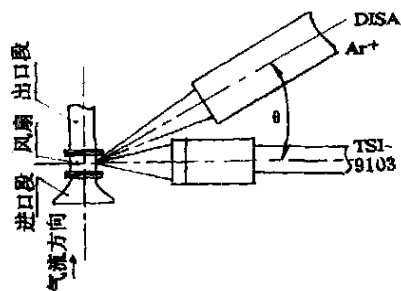


图1 光路安排示意图

定的正交坐标系上,此变换的变换矩阵与 θ 有关。在 θ 增大时,坐标变换过程对测量误差的放大作用会逐步减小。另一方面, θ 增大会使氩离子激光器在水平面内所测量到的速度分量的绝对值减小,从而造成大的相对误差。 θ 的增大还会使氩离子激光器的三束光受到窗口和叶片的过多阻挡,造成大面积的测量盲区。权衡利弊,将 θ 选在30度左右。两台激光测速仪的测量体积在空气中凭肉眼对焦,并用静止的固体表面做验证试验。在对焦情况良好时,两台LDA的信号处理器应同时给出最好的标准正弦波形的频移信号。对焦完成之后不再移动光路系统,靠移动被测试件的方式来移动测点。

组合成的三维LDA系统舍弃了原来一维LDA和二维LDA各自所带的采集控制 and 数据处理机(分别为Apple和PDP-11),将它们共同置于一台IBM PC/XT微型计算机的控制管理之下。采用新的控制/管理计算机一是因为原有的计算机难以胜任三维动态测量所要求的大量数据量采集和处理,二是因为将整个系统置于同一台计算机的控制管理下会使系统更易于操作。为此专门研制了连接三路LDA的信号处理器和IBM PC/XT计算机的接口电路,并编制了相应的软件。测量得到的数据可随时在机进行处理,也可存入硬盘作脱机后处理。

三维旋转流场的动态测量中有两个关键性问题,一是测点的空间相对位置确定问题,另一是保证三路测量的同时性问题。在试验中,这两个问题分别采用开空间窗口和开时间窗口的方法来解决。在转子的转动过程中,利用每一个叶片给出一个基准信号,再用这个基准信号为起点给出一系列等间隔的方波。用这些方波作为采样的控制信号,则方波与基准信号的相对位置就给出了测点叶片槽道中的相对位置。这样的做法没有计及各叶片槽道中的流动差异,在估计湍流时可能会引入一些误差。可以用每周只给出一个基准信号的方法来消除上述误差,但那样会减低数据率,延长试验时间。时间窗口也是一个方波。当三路信号处理器的数据就绪信号(DATA READY)都落在同一个时间窗口中时,计算机才能进行采样。空间窗口和时间窗口的宽度都可作随意调整,以确定不同的空间和时间分辨率^[7]。在试验中,高的空间和时间分辨率对应减低的数据率,因而对应长的试验时间。在旋转机械流场的测量中,空间分辨率和时间分辨率是相互关联的。本试验中对它们取了相同的宽度。空间分辨率在周向大约是1.2mm,对应时间分辨率0.1ms。

2. 试件 试件是一个小型仪表风扇,其主要参数见表1。图2是它的详细示意图。图中的光电管用来给出确定空间窗口位置的基准信号。激光入射窗口开在风扇机匣的侧面,面积 $8 \times 18 \text{ mm}^2$,用1mm厚的平板光学玻璃嵌入粘牢。由于窗口的周向尺寸较小(8mm),且该风扇的叶尖径向间隙大(间隙/叶展比为7%),因此以直线代替机匣内壁圆弧不致对流场造成

大的干扰以致破坏流动的结构。

表 1 风扇试件主要参数

额定转速	4285.7r/min	轮毂比	0.5
标称流量	$1.9 \times 10^{-2} \text{m}^3/\text{s}$	叶轮外径	56mm
叶尖速度	12.57m/s	叶片展弦比	0.9
叶片径过频率	500Hz	叶片轴向弦长	11mm
叶片数	7	叶片安装角	$\sim 45^\circ$

整个试件被悬挂在一个五自由度的位移机构上，测点位置在轴向和径向上的改变由该机构带动风扇做平移来实现。周向测点由空间窗口来确定。这样的测量方法仅对小型试件是有效的。对大型试件，可能不得不采取移动测量体积的办法，在光路的安排和调整上将遇到极大的困难。

散射粒子是由雾化器产生的水雾。水雾对窗口的污染最小，使长时间的连续采样成为可能。雾化器产生的水雾由一根橡皮管引入风扇中测量体积前的进口段上游。

3. 测点安排 在轴向自前缘 2mm 起向后共设六站，站距 2mm。最后一站位于转子出口距尾缘 1mm 处。径向从叶尖向下 1mm 处开始向叶根部深入三站，站距 1mm。周向每叶片槽道里开空间窗口二十个，对应角分辨率约为 2.57° 。这个空间窗口同时也被选为时间窗口，对应 0.1ms。由于存测量盲区，周向实际测点数目少于每槽道二十个。在叶片尖部靠近窗口的径向位置处，由窗口产生的强烈的杂散光造成了信噪比的急剧下降，不另进行特殊处理就无法获得最令人感兴趣的叶尖与机匣之间的间隙流动情况。尽管如此，所选的测点还是覆盖了叶展上部 1/4 的主要流动通道，在其中可测得叶尖端区的典型流动结构。

三、测量的结果和分析

图 3 显示了转子通道内和转子出口处共六个轴切面上的相对速度矢量图，观察方向为逆流方向。从图上可见在叶片前部 ($Z=2, 4\text{mm}$ 处) 有较强的叶端泄流，它将在稍下游形成泄流涡。从中部以后压力面侧出现刮削涡，而在靠吸力面处可以看到从上游传下的泄漏结构。叶片后部通道中的旋涡，一方面由于扩散，另一方面由于流动向叶展中部迁移而变弱。在尾缘之后，可以看见明显的径向向叶尖的串流和它两旁的小涡，说明在叶片后部叶端两侧存在由上游的泄漏涡和刮削所引起的旋涡。这种复杂的空间螺旋结构单从一个轴切面或等径环切面上很难判认，需通过空间流型的组合才可以得到推断。

上面所描述的叶片端区的流动形状可以从风扇叶片的载荷分布上得到解释。图 4 和图 5 分别为轴切面和等径圆柱切面内的绝对速度分布的等值线图。在图 5 中画出了叶片的大致位

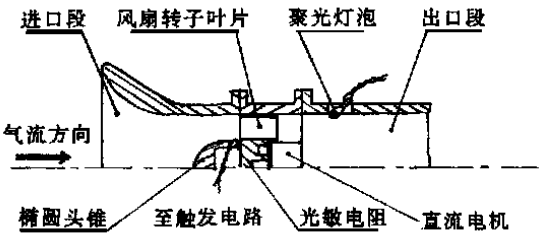


图 2 试验件风扇及触发装置简图

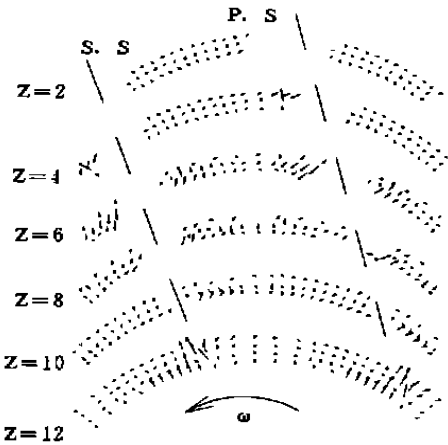


图 3 逆流方向的相对速度矢量图

置,可以看见其两侧存在不小的测量盲区。从图5中看到,在靠近叶尖(93%叶高)处,叶片的前部有较大载荷,由此造成的叶片两侧的压差即为泄漏流动的驱动力;在叶片的中后部,载荷很小,绕过叶端的泄漏也将减弱,主要将变成由叶片对从上游来的包含端壁附面层和叶端泄流的低能流动的刮卷。沿叶尖向下,压力峰和吸力峰都向下游移动,且其强度增强,说明由叶尖的泄漏和刮削所引致的流动结构沿流程向下在往叶展中部迁移,而由叶端部间隙造成的载荷沿叶高的降低在逐步地减小。叶片后部吸力面的相对高速度区说明该处存在分离的趋势。图4从另一个侧面给出与上述相同的结果。

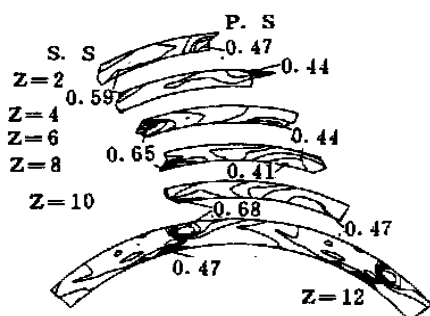


图4 轴向切面上的绝对速度等值线图
(线距 $0.03U_1$)

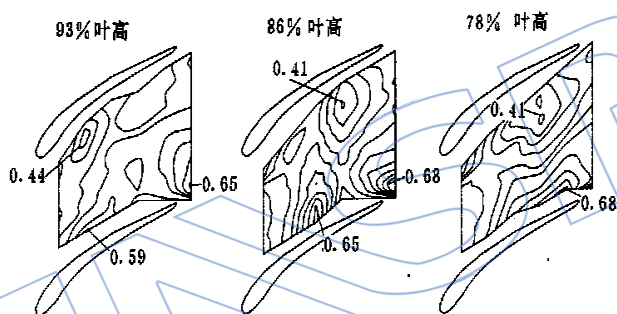


图5 不同叶高处圆柱切面上的绝对速度等值线图 (线距 $0.03U_1$)

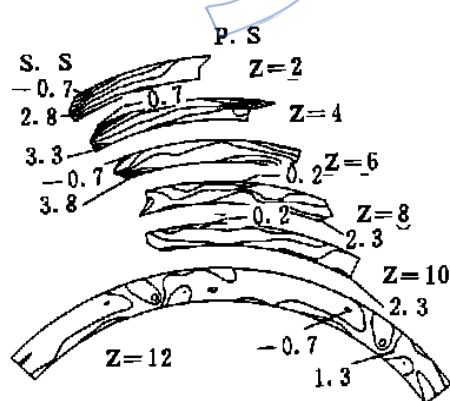


图6 轴向涡旋等值线图 (线距 $0.05U_1$)

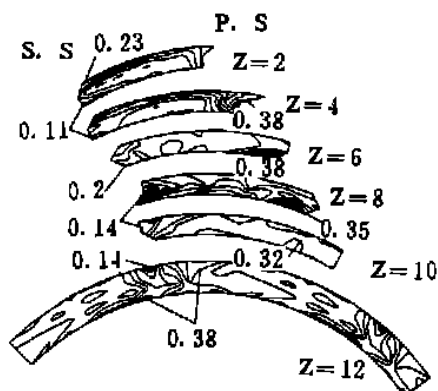


图7 湍流度等值线图 (线距 $0.03U_1$)

图6是在绝对坐标系中的轴向涡量分布图。在叶片槽道内部,轴向涡量分布的总趋势是由下向上,由前至后逐渐减弱,且除靠近壁面区由于粘性和角涡引起的涡量分布的扭曲外,沿周向基本上是均匀的。近外壁处涡强比叶片内部更弱是因为静止端壁的作用。由于掺混和叶

片对气体做功, 这一差别沿轴向逐渐减小。至出口处在主流区流动基本上无旋, 说明该风扇是按等环量设计的。最大涡量应存在于尾迹和压力面侧的叶片中径区。虽然在叶片中径区没有测量数据, 但刮削涡向叶片中部迁移的趋势从其发展的历史 ($Z=4$ 到 $Z=12$ 各站) 来看是明显的。同样图 7 所示的湍流度等高线演化历史表明了高脉动区沿流程+ 扩散和向叶片中径区迁移的过程。在叶片出口截面, 最高湍流度亦发生在尾迹。令人感兴趣的是图 4、6、7 显示了尾迹在湍区的扭曲, 这正与气流角在接近叶尖端区的欠转和靠近叶端壁面时的过转这一典型流动现象相一致。

四、结 论

首次应用组合式的三维 LDA 系统成功地对一个风扇转子流场进行了较为详细的测量, 结果表明这一系统能基本满足测量转子内复杂三维流动的要求。这些结果虽然无法与用其它手段得到的结果进行定量的比较, 但从定性上分析无疑是正确的。此项技术的进一步发展与开发对提高我国叶轮机械流动测量向高水平发展将具有重要的意义。

对小型风扇转子流场的测量揭示了转子叶尖端区流动的丰富结构, 这些结构有些是风扇转子流动所共有的, 也有一些与被测风扇的叶型设计有关。测量所得到的空间旋涡流动结果, 以及这些流动结构沿流程、叶展方向上的变化, 丰富了对叶尖端区流动和损失产生、迁移的认识。这些认识, 单从叶片排进口间隙的测量中是得不到的, 甚至很难据以推断。正是这一点成为 LDA 技术的主要优点, 使它可以与其它先进的测量手段相辅相成, 提供更多更好的了解流动所必需的信息。

参 考 文 献

- [1] Wisler D. C. & Mossey P. W., "Gas Velocity Measurements within A Compressor Rotor Passage Using the Laser Doppler Velocimeter", ASME, J. of Engg. for Power, Vol. 95, No. 2, Apr. 1973, pp91-96.
- [2] Strazisar A. J. & Powell J. A., "Laser Anemometer Measurements in A Transonic Axial Flow Compressor Rotor", ASME J. of Engg. for Power, Vol. 103, No. 2, Apr. 1981, pp430 ~ 457.
- [3] Strazisar A. J., "Application of Laser Anemometry to Turbomachinery Flow Field Measurements", VKI LS, 1985 - 03.
- [4] Strazisar A. J. et al., "Laser Anemometer Measurements in A Transonic Axial- Flow Fan Rotor", NASA TP-2879, 1989.
- [5] 付汉章等, "一种用 2D- LDA 获得旋转叶轮内部及其附近流动数据的特殊处理方法", 第二届流速测量技术及其应用学术讨论会, 泰安, 189 年 11 月。
- [6] 程元中等, "一种组合式三维 LDA 系统", 航空计测技术, 90 年第 3 期。
- [7] 王晓宇, "用于叶轮机械内部流动测量的组合式三维 LDV 系统", 北京航空航天大学硕士论文, 1990 年 3 月。

A LARGE-SCALE AXIAL FLOW COMPRESSOR FACILITY AND DYNAMIC MEASUREMENT TECHNIQUES FOR ROTOR FLOW STUDY

Jiang Haokang, Li Yuchun, Zhang Hong, Xiong Zhang, Xu Lipin, Cheng Maozhang
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A large-scale axial flow compressor research facility designed for relative flow measurements is presented. With the test section outer diameter of one meter and hub/tip ratio of 0.6, the facility has a unique rotating-probe traversing mechanism downstream the rotor blade row and inside the hub, which is capable of traversing five-hole pressure probe, hot wire and other probes across the rotor blade passage. The precise null, tangential, radial and axial motions of the probes are entirely electrical and controlled by an online 386 microcomputer. The data transmission system which transmits signals from rotating frame to stationary frame of reference consists of rotating Kulite pressure transducers and a multi-channel slip ring. In stationary reference frame, where the velocity and pressure at the rotor exit are unsteady with both periodic and random components, high-response probes fixed on stationary probe traverse mechanisms are used for rotor exit flow measurements. Two high-frequency pressure probes (a two-inclined-hole probe and a four-hole conic probe) have been developed and two hot-wire techniques (a single-slant hot-wire and a two inclined hot-wire sensor) have been improved. A self-made computer controlled 16-channel parallel data acquisition and processing system with the maximum sampling frequency of 100KHz per channel, accompanied with a phase-locked ensemble averaging technique, is used for acquiring the data measured by high-response probes. Typical data on the three-dimensional flow structure at the rotor exit and inlet with fine resolution by various probes are presented.

Cai Ruixian Cai Ruixian

3D LDA MEASUREMENT IN AN AXIAL FAN ROTOR

Wang Xiaoyu, Xu Liping
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)
Chen Yuanzhong, Zhu Yan
(*Greatwall Precision Instrument Research Institute*)

ABSTRACT

A stacked three-dimensional Laser Doppler Anemometer (LDA) system has been developed on the basis of a one-dimensional and a two-dimensional LDA systems. This system was successfully used in the measurement of the rotational flow field inside a small axial fan rotor. The measurements reveal rich and complex flow structures near the blade tip region, in particular fine helical vortex structures are obtained, which prove the system a useful tool in turbomachinery flow measurement.