

跨音速轴流压气机研究中 应用的各种测量方法

中国科学院力学研究所 梁锡智

近年来跨音速轴流压气机获得了更广泛的应用, 预计未来这种压气机在国防及国民经济的各个领域内的使用会更加普遍。为了完善压气机内流场计算的三元流动设计方法, 缩短压气机的研制周期, 必须仔细地研究压气机内的流动过程。为此建造了包括各种测量手段的特殊试验台。本文对这些测量方法做一概略介绍。

一 常规测量方法

所谓“常规”的测量方法, 就是使用总压, 总温、方向、静压测针放入到气流中, 测量放入点气流参数的变化, 或在压气机外壁及内壁开有测量气流静压的测量孔。〔1〕〔2〕〔3〕〔4〕给出了各种探针的结构型式及其校正方法。

由于放入气流中探针对气流参数的影响程度到底怎样, 还缺乏系统的理论和实验研究。〔5〕中提出了探针对气流参数影响的理论修正方法。这种修正方法是在叶栅计算中考虑叶栅出口有一个圆柱探针测杆对流场扰动的影响及对没有放入测头时流场计算值之间进行比较, 比较的结果就得出测杆对流场的影响量。这样做显然也得到了一些对比结果, 但这仅限于叶栅内的流动是位势流, 流体流过叶栅与测杆时没有分离的情况。实际上, 流线围绕探针测杆的绕流经圆柱后就会分离。所以要修正探针测杆对叶栅中测量参数的影响, 还需做大量的理论和实验工作。

由于放入气流中的探针测杆对气流参数的影响, 因此在压气机常规测量技术中, 探针位置的布置, 测点的数目, 各种测量数据的使用, 试验程序, 就必需仔细考虑。上述各项中的一项处理不当, 就会使试验结果产生极大的误差。国内和国外的研究试验结果表明, 由于在试验中压气机流道内放入过多的测头, 而使流动发生阻塞, 压气机的压比、效率、失速余度也有很大的下降。为此我们对上述几项分别加以说明:

1. 压气机通道部分测点位置的选择

在压气机试验中通常在通流部分的下面截面进行测量:

- 1) 进口导叶前, 在没有进口导叶时在第一级动叶前。
- 2) 整台压气机的出口。

3) 每一叶片排的后面。

在美国NACA及英国N.G.T.E.早期的单转子及单级的试验研究中选用的探针的轴向位置在转子前缘前缘 $\frac{1}{2}$ 吋(12.7毫米),在转子后缘后缘 $\frac{1}{2}$ 吋,在静子后缘后缘 $\frac{1}{2}$ 吋^[6]。近来级的测量位置为0.65—0.67静子弦长^{[7][8]}。

沿半径或栅距测点的数目由研究的目的决定,在压气机仔细测量时,在径向和周向就要有比较多的测点。测点在径向位置的布置,对于固定仪表一般采用等距的布置,等环面的布置,或者采用沿设计流线布置测点。对于小轮毂比的压气机进口级($\bar{d} = \frac{D_{内}}{D_{外}} <$

0.4)一般沿设计流线位置布置9—12个测点。对于大轮毂比的压气机级 $\bar{d} > 0.5$ 沿通道高度可布置3—5个测点。

大量的测量结果表明:没有必要增加沿通道高度的测点数目。为了求得基元叶片的性能将等距或等环面布置的测点上测得的数据插值到流线上,然后插值到叶栅的前后缘。

在压气机级和压气机出口周向沿圆周等距的选择2—3测量点。在研究压气机进口畸变时,在每一象限内都布置周向测点。压气机级和压气机出口的测头应放置在通道中间,要预先考虑到静叶的出口方向,使测头不要落入到叶片尾迹中。

压气机出口温度场是不均匀的,有些压气机沿径向温差25—35℃,周向温差10—20℃。因此应在周向及径向装有足够的测点,然后取其平均值,这样得出的压气机总性能的误差才比较小。

压气机工作轮后的温度由于与静叶后的滞止温度相等而且工作轮后测量值按时间的平均值与按栅距的平均值之间的不协调而测不准。因此在做级的试验时,可以不测量。而在单转子试验时,可使测点的轴向位置离工作轮稍远处测量。

2. 压力、温度、扭矩传感器

压气机试验台采用电子计算机操作和控制时,就要求将压力、温度、角度等测量值变为电信号。因此,每一个测头上都有一个特殊的转换器,这个转换器的特性是预先校准的。^{[9][10]}

为了减少数据处理电子计算机的字长,最好选择校正系数只有两个未知数的传感器。这些传感器是:

1) CEC压力传感器(Consolidated Electrodynamics Corp.),这种传感器是电阻应变丝片式传感器,指示精度 ± 0.1 毫巴(± 10 毫米水柱高),测量范围到3.5巴。

2) 电子扭力计:用来测量扭矩,并将测量值变为电信号。测量精度 $\pm 0.25\%$ 。

3) 装有PTC—元件的热电偶(Positive Temperature Coefficient正温度系数),标准电阻100欧,用它来测量压气机进口和出口的温度变化。正温度系数热电偶的电阻值,随温度系数的增加而增加。

4) 装有NTC—元件的热电偶(Negative Temperature Coefficient负温度系数元件),这种热电偶装在测头上和轴承上。负温度系数元件的电阻值随温度的增加而降

低，并且有线性的特性线。

利用装有测量压力和温度的复合测头来测量压气机内流场参数。这种复合测头做成两种型式。用于测量亚音速的球形测头及测量超声速用的尖壁形测头^[9]。

这种复合测头可用电机带动沿周向（叶栅栅距）及径向移动，在电机轴上的刻度盘上，装有显示位置的装置。用这种测头可以得到气动和热力参数的资料。如：M数，气流角、速度、总压、静压、总温及静温。

使用这种复合测头时在压气机机匣上必须有移位机构的足够安装空间。

静压孔的应用：用壁面静压孔测量压气机通道内外壁面静压的变化既不扰动气流又做起来简单方便，并且对于校正压力测头测量的是否正确及判断压气机各级的工作情况有很重要的参考价值。正因为这样，在压气机试验研究中大量的使用壁面静压孔。

静压孔的孔径一般在0.5—1毫米之间选取。不推荐孔径小于0.5毫米，因为这样小的直径容易被气流中的灰尘阻塞。也不要大于1毫米，因为这会使静压测量有比较大的误差。直径在0.5—1毫米时，测量压力值比实际压力值大约相差1%（由速度头引起的）

$$P = P_1 + 0.01 \frac{\rho c^2}{2}$$

P—实际压力值， P_1 —测量压力值，c—气流速度。

当静压孔径由0.15毫米增加到1.5毫米时，由速度引起的误差变化由0增加到1.1%。在此之后静压孔径增加到3毫米而误差增加不大。

静压孔径应满足 $h/d > 3$ 的条件（h—测量处壁厚，d—静压孔孔径。）

测量静压值的误差随着M数的增加而增加，对于孔径为0.88毫米的静压孔，M数由0增加到0.8，误差增加二倍。

〔11〕中图102给出压力测量误差与孔的进口边缘尺寸和形状的关系。

在压气机研究中除在各测量平面开有内外壁静压孔外，为估计静压在叶片通道内及轴向的变化及周向不均匀性，还开下面三种静压孔：

1) 沿静止叶栅栅距的中心线（即近似中心流面）上，轴向投影的等距位置上开有5—10个静压孔（最好外壁及内壁均开此静压孔）以决定静压在叶栅通道内的变化，了解叶栅负荷情况。

2) 沿静止叶栅栅距，在出口测量平面上周向等距的开有5—10个静压孔，以决定静压在一个栅距内的变化。结合中心线静压孔可以了解由叶片到叶片的静压变化情况。

3) 沿压气机级的外壁开有54个静压测点，在压气机级转子后内壁处有46个静压测点。用这种静压的轴向变化，来分析压气机通道内气体的流动情况。

3. 测量数据可靠性判断

常规测量数的可靠性决定于每个测量参数的精确度，正确决定被测参数的精确度是很不容易的。因为压气机中的测头受径向流动、脉动流动的影响，气流周向不均匀的影响，气流紊流度的影响。

实验研究指出：气流紊流度愈大，测头对气流的不灵敏角越小，测量误差越大。压

气机内气流的紊流度与压气机的工作状态有关，在接近失速状态压气机的紊流度增加，而在其他状态压气机内的紊流度大约为0.1，这时反引起1%的动压头的误差。

为了判断压气机内测量参数之间的可靠性，在压气机试验过程中对各测得参数进行比较性校准。

在试验过程中比较压气机级进出口截面（对多级压气机为压气机进出口）用总压，静压，方向测头测得的积分流量：

$$G = 2\pi \int_{\text{叶根}}^{\text{叶尖}} \rho V_r r dr$$

与压气机试验器进口测量管测得的流量进行比较：

$$(G_{\text{测}} - 2\pi \int_{\text{叶根}}^{\text{叶尖}} \rho V_r r dr) / G_{\text{测}} \leq \pm 5\%$$

流量的相对比值，如果在此范围内，可以认为总压，静压，方向测量是有一定可靠性的。

另外比较转子出口切向分速度与圆周速度（将径向及周向的各测点测量值进行平均）乘积所得之功：

$$L_1 = \frac{u}{g} (V_{2\theta} - V_{1\theta})$$

及静子出口温升（将径向及周向的各测点测量值进行平均）计算之功：

$$L_2 = \frac{K}{K-1} R (T_{02} - T_{01})$$

及测扭器所测之机械功：

$$L_3 = M\omega$$

这三种功的相对比值：

$$\frac{L_2 - L_1}{L_3} \leq \pm 5\%$$

经过上面流量及功的各种测量值的比较在所允许的范围内，这时可以认为常规测头测得的温度、压力、气流方向等参数的测量数据是可靠的。

二、特殊测量

1. 脉动压力的测量：

用常规测量的测头测得的只是流体参数的时间平均值，为测得快速变化的压力必须应用小惯性的压力传感器—热线风速仪，晶体传感器，电容式传感器，电感式传感器等。

如用热线风速仪测量转子后叶片的尾迹，这时，热丝传感器应放置在离转子后缘 $\frac{1}{8}$ 弦长处。

在美国NACA的早期跨音速压气机研究中，采用石英压电晶体传感器来测量瞬时的

静压值来决定激波的形状和位置^[12]，从而建立起简化和复杂的计算激波损失的流动模型。这种模型在后来的跨音速压气机的设计中得到了广泛的应用^[13]。

随着测试技术的发展，做成了小型晶体压力传感器。如：瑞士产的Kistler Model “603A”型或“701”型。这种传感器的直径为5.6毫米，频率反应为130千赫，线性度±0.3%，使用温度范围-150°~+200℃。

由于传感器的小型化，在压气机转子顶部的机匣处，可以放入9个测头，这些测头与机匣内壁平齐。9个测头中的8个用来测量瞬时的静压值，而其中的一个是放置在盲孔中，测量由压气机振动而引起示波器波形的变化，做为其余8个测头的比较信号^[14]。这样，就代替了早期在转子机匣外壁处装四个测头的试验方法，使测得激波形状和位置的方法更精确。

通过试验研究已经证明，用动态压力传感器可以测得叶片顶部的静压分布，因而可以在激波产生的地方获得压气机不同工作状态时的激波形状和位置。

由于三元流动的影响，晶体传感器尺寸对静压精度的影响，环壁附面层对静压的影响，这些因素还不确定；因此获得的数据还不能做定量的分析，只能做定性的比较。即使这样，已经提供了叶片排内通道激波对叶片排背压的影响，激波与附面层相互作用，叶片进口形状使进口M数减到最小的能力，这样一些叶片排内跨音速流动的知识。

除晶体传感器外，还使用两种形式的半导体传感器，半导体传感器与晶体传感器比较除尺寸小外，还可用来测量绝对压力值。

半导体传感器与温度有很大的关系，这就影响了灵敏度。由于半导体传感器对温度变化具有滞后性，因此用温度修正就很困难。在压气机试验时采用的半导体传感器，直径1.6毫米，用它来决定局部静压的变化。

在试验过程中这两类信号都输入到多线示波器中，为了使这些高频信号能够在电子计算机中处理，应用一个特殊的装置，这个装置推迟信号的传递，并按时间将信号拉长。

2. 旋转失速的测量：

对压气机不稳定工况的研究，有助于了解压气机失速和喘振的机理并能寻求扩大失速余度的方法。

为求得压气机内失速的类型，是全叶高的失速还是部分叶高的失速，通常前者对应着突变失速，后者对应着渐近失速。在通道叶高的10%、50%、90%处放置三支热丝风速仪。在实验过程中一旦失速类型判定后，就将热丝放入到同样径向位置上。只需两支测头就能决定失速区的数目及失速区的传播速度。为此两支测头应该这样布置，使其周向之间的夹角满足以下不等式：

$$\frac{2\pi}{i} > \varphi$$

i—失速区的数目

φ—两支测头之间的夹角

由于目前旋转失速试验中，还未观察到大于12个失速区的流动，因而推荐〔14〕，

两个传感器之间的差值 $\phi = 22^\circ - 23^\circ$ 。

如果有大于12个失速区的流动，热丝风速仪的频率响应不够，必须用高频特性的仪表来研究失速现象。

一般由示波器中得到的两个测头相对应的频率常数间隔，得出失速区的数目：

$$i = \frac{2\pi}{\phi} \cdot \frac{Z_1}{Z_2}$$

Z_1, Z_2 是示波器中显示的两传感器对应的频率常数。

得到失速区后，就可以得到失速区的传播速度：

$$W_{失} = \frac{2\pi}{ifz_2}$$

f —示波器振子的脉冲频率

只要两支测头安装角合理，就可以得到在压气机失速时，失速区的数目和失速区的传播速度。

三 光学与激光测试技术

光学测量方法的优点是对气流没有任何影响，可以得到气流状态的全部情况或某一定区域内的流动情况，不象其它测量方法那样只能测出某些点的气流参数。并且对于流体可以进行连续的观察。

光学方法通常有阴影法，纹影法，干涉法。

1964年多普勒激光器首次应用在流体的测量上^[16]。1973年激光测速的方法就应用在低速压气机的研究上^[16]。1976年激光测速应用到高速压气机的研究中。这种激光测速器测量速度的范围由8~600米/秒。应用它测出了风扇的激波图形和各个叶高处的速度值。测得的数值与特性线法及时间相关法计算的结果能很好的符合。^[17]

参 考 文 献

- [1] Koch, C. C., and Smith, L. H., Jr., Experimental Evaluation of outer case blowing or bleeding of single axial flow compressor, part I—performance of plain casing insert configuration with undistorted inlet flow and boundary layer trip, NASA CR-54588 (1968).
- [2] Koch, C. C., and Smith, L. H., Jr., Experimental Evaluation of outer case blowing or bleeding of single stage axial flow compressor part II—performance of blowing insert configuration No. 1, NASA CR-54589, (1968).
- [3] Koch, C. C., and Smith, L. H., Jr., Experimental Evaluation of

outer case blowing or bleeding of single axial flow compressor part IV - performance of bleed insert configuration No 3 NASA CR - 54590 (1968).

- [4] Seyler, D.R., and Gostelow, J. P., Single stage experimental evaluation of high mach number compressor rotor blading, Part 2 - performance of rotor 1B, NASA CR - 54522, (1967).
- [5] Von loan Ispas und Heinz prümper, Aachen Theoretische und experimentelle untersuchungen des störeinflusses einer meßsonde auf die profiedruckverteilung in einer turbomaschine VDI-Z, 119, No 1 - 2 (1977), 103 - 116.
- [6] Francis, C. schwenk, ect., Eeperimental invenstigation of an axial -flow compressor inlet stage operating at transonic relative inlet mach numbers II - blade - row performance of stage with transonic rotor and Subsonic stator at corrected tip speeds of 800 and 1000 feet per second. NACA. RME53G17.
- [7] Charles, J. Paine, Design and test of small, high - pressure ratio, axial compressor with Tandem and swept stators SAE paper 720713.
- [8] Charles, J. Paine, Design and development of small highly loaded, two - stage, transonic axial compressor SAE paper 720712.
- [9] Gallus Heinz E., Bohn Dieter, Breichhauses Klaus - Dieter, Einsatz verschiedener meßtechniken in einer axialen überschallverdichterstufe VDI-Z, 119, No.1-2(1977), 89 - 98.
- [10] Greitzer E. M., Surge and rotating stall in axial flow compressors Part I experimental results and comparison with theory pap ASME 1975 NoGT-10
- [11] Н.Ф. Пешехонов, Приборы для измерения, Температуры И направления потока в компрессорах оборонгиз(1962).
- [12] Miller. G. R., and Hartmann, M. J., Experimental shock configurations and shock Losses in a transonic - compressor rotor at design Speed NACA RM E58 A146(1958).
- [13] Miller, G.R., Lewis, George W., Jr., and Hartmann, Melvin Jr., Shock Losses in transonic compressor blade rows, Journal of Engineering for power, Trans ASME, Series A vol.83, July(1961), 235.
- [14] В. Н. Ершов, Неустойчивые режимы Турбомашки вращающийся ср-нь, Машиностроение(1966).
- [15] Yeh, Y., and Cummins, H, Z., Localized Fluid flow measurements with He-Ne laser spectrometer applied physics letters, Vol. 4, (164)

176.

- [16] Wisler, D. C., and Mossey, P. W., Gas velocity measurements within a compressor rotor passage using the laser Doppler velocimeter, Journal of engineering for power, Trans. ASME Series A vol.95 Apr (1973), 91.
- [17] Wisler, D. C., Shock wave and flow velocity measurements in high speed fan rotors using the laser velocimeter, Journal of engineering for power, Trans, ASME Series A Vol.99, No 2 (1977), 181.
- [18] Wennerstrom, A. J. and Johnson, E. G., Carman, C. T., Experimentally determined shock configurations in a high-solidity supersonic rotor AD 687837.