

多级低速压气机静子通道内流场测量

林显巧, 胡 骏, 王佳宇, 李 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 为了揭示多级低速压气机静子通道内部流场结构, 深入了解引起静子总压损失的机理, 提出了使用2种探针(2根4孔探针和6根不同长度的L型5孔探针)同时测量静子进口截面及静子通道内截面的方案, 并以某4级低速轴流压气机的第3级静子为对象, 开展了静子进、出口截面及通道内截面的流场测量。结果表明: 在静子通道内的流场结构及涡的发展过程中, 叶尖区域的角区分离不断发展是造成静子通道内总压损失的主要原因; 验证了该测量方法在多级低速压气机静子通道内流场测量方面具有工程应用价值。

关键词: 低速轴流压气机; 静子; 流场测量; 角区分离; 探针

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.012

Flow Field Measurement in Multi-stage Low-speed Compressor Stator Passages

LIN Xian-qiao, HU Jun, WANG Jia-yu, LI Jun

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

Abstract: In order to reveal the flow field structure in the the multi-stage low-speed compressor stator passages and understand the mechanism of the total pressure loss of the stator, two kinds of probes (two four-hole probes and six L-type five-hole probes with different lengths) were proposed to measure the inlet section of the stator and the internal section of the stator passage at the same time. The flow field measurement of the stator inlet, outlet section and the inner section of the passage were carried out by taking the 3rd stage stator of a 4-stage low-speed axial compressor. The results show that the development of the corner separation in the tip region is the main cause of the total pressure loss in the stator passage during the development of flow field structure and the vortex in the stator passage. The application value of the measurement method in the flow field measurement is verified in the multi-stage low-speed compressor stator passage.

Key words: low-speed axial compressor; stator; flow field measurement; corner separation; probe

0 引言

由于固有的强逆压力梯度、强非定常、高度3维性等特点, 多级高压压气机的设计研发很困难。要想进一步提高高压压气机的设计水平, 则需要对其内部的详细流场结构有准确的认知。然而高压压气机后面级处于高压高温的环境中且具有尺寸小、转速高的特点, 开展其内部流场的详细测量难度大, 周期长, 成本高^[1], 因此通常采用低速模拟试验的方法来模拟高压压气机被模拟级的主要流动特征。

针对高压压气机的低速模拟, 美英等国家做了大

量工作, 技术较为成熟。GE公司的Wisler^[2-3]对E³高压压气机出口级进行低速模拟, 推动了E³高压压气机的发展; 英国的Lyes等^[4-6]对5级高压压气机C147的第4级开展了低速模拟试验, 证实了试验的可靠性。在国内, 南京航空航天大学提出用于高压压气机低速模拟的“模拟准则”^[7-8], 并通过多轮低速模拟试验验证了该“模拟准则”的正确性^[9-11]。低速模拟试验是揭示高压压气机内部流场结构和总压损失机理, 检验高压压气机设计成功与否的关键环节, 而低速压气机内部流场的测量技术与测量水平又是决定低速模拟试验能否成功的关键因素, 因此发展能够准确获得低

收稿日期: 2018-09-06

作者简介: 林显巧(1994), 男, 在读硕士研究生, 研究方向为叶轮机械气动热力学; E-mail: 461059751@qq.com。

引用格式: 林显巧, 胡骏, 王佳宇, 等. 多级低速压气机静子通道内流场测量[J]. 航空发动机, 2019, 45(6): 66-70. LIN Xianqiao, HU Jun, WANG Jiayu, et al. Flow field measurement in multi-stage low-speed compressor stator passages [J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 66-70.

探针对模拟级静子进口(模拟级转子出口)进行测量容易产生安全隐患,故静子进、出口截面的流场测量统一使用位移机构带动 4 孔探针来完成。

静子出口截面周向布置 19 个测点,径向布置 18 个测点,总测点数为 342 个,如图 5 所示。由于端壁区域的流场变化较剧烈,为了获取端壁处的流场细节,对上下端壁附近的测点区域进行加密。考虑到安全因素,探针需与转轴留有一定间隙,因此径向测点分布为 6.7%~98.9% 叶高,周向测量范围为 1 个静子叶片栅距。根据文献[8]中的结论,下游静子的势扰动可能引起转子出口稳态测量值的周向不均匀,在测量转子出口(静子进口)的流场时,不只是测量 1 条径向线,也按照图 5 的测点分布进行测量。

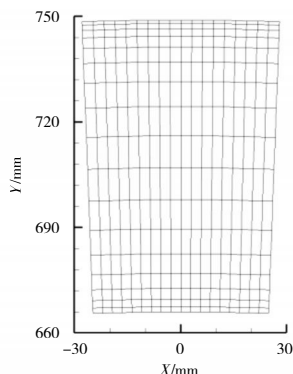


图 5 静子进出口截面测点分布

由于探针的偏航角和俯仰角标定范围皆为 $\pm 30^\circ$,且偏航角和俯仰角在 $\pm 12^\circ$ 的范围内,探针的精度更高^[1],为了减小探针与气流之间的夹角,获取更准确的测量值,探针在安装时需要给定预偏角。通过 2 维通流设计结果可知,在设计点时,转子出口的绝对气流角沿径向的分布值均在 55° 附近,因此给定探针的预偏角为 55° 。同理,在测量静子出口截面时,给定探针的预偏角为 25° 。

2.2 静子通道内不同截面的流场测量

与静子进、出口截面测量类似,静子通道内的测量通过位移机构带动 5 孔探针进行。对于每个轴向测量截面,分布 342 个测点(19×18),上下端壁测点区域也进行加密。由于静子通道两侧静子叶片的限制及 L 型 5 孔探针的探头具有 3mm 的直径,静子通道内各轴向截面的测量范围会比进口截面的测量范围小。静子通道内各测量截面的相对轴向弦长位置见表 1,

表 1 静子通道内测量截面的相对轴向弦长位置

截面	相对轴向弦长位置 /%	截面	相对轴向弦长位置 /%
S_1	30	S_4	75
S_2	45	S_5	92
S_3	61	S_6	103

各测量截面在静子通道内的分布如图 6 所示。从图中可见,静子通道内的测量区域占据静子通道的 70%。

在课题组此前的低速试验过程中,静子通道内截面与静子进口截面的数据不是在同一次试验中测得,因而会出现 2 个测量截面所处状态点不完全一致的情况(包括流量系数和转速等参数存在微小偏差),在计算总压恢复系数等需要 2 个截面数据得出的参数时,需要通过修正方法去修正一些截面的参数,给结果带来误差。

因此,为了更为准确地获取静子通道内各轴向截面的总压恢复系数分布,与文献^[11]不同,在对静子通道内每个轴向截面进行测量的同时,也对静子进口截面进行测量。在测量过程中,2 种探针在不同叶片通道内,前后探针之间不会相互干扰。

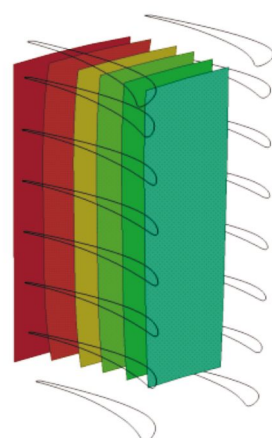


图 6 第 3 级静子通道内测量截面分布

3 试验数据分析

3.1 进、出口截面流动参数径向分布分析

将 4 孔探针测得的静子进、出口截面同一径向位置各测点的流场数据进行周向质量平均处理,得到各参数沿径向的分布。

在设计流量系数下静子总压损失系数沿径向的分布如图 7 所示。图中红色线为试验测量值,蓝色线为 S_2 设计值。从图中可见,静子的损失主要集中在叶尖 60% 相对叶高以上的区域,在该区域试验值均高于设计值;而对于 60% 相对叶高以下的区域,总压损失系数变化平缓,试验值与设计值较为贴合。静子叶尖损失大与一定程度的分离有关,试验所获得的扩散因子分布如图 8 所示。从图中可见,静子叶尖的扩散

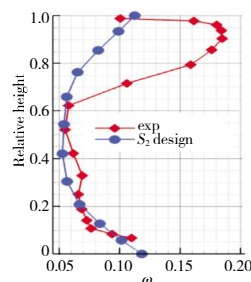


图 7 第 3 级静子总压损失系数径向分布

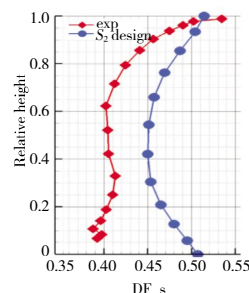


图 8 第 3 级静子扩散因子径向分布

因子明显高于根部,这是造成叶尖损失较大的原因。 S_2 设计的扩散因子大致呈现“C”型分布,两端数值与中径处较为接近,对比试验结果, S_2 设计过高估计了根部的扩散因子。

在设计流量系数下静子攻角试验值与 S_2 设计值的径向分布的对比如图9所示。从图中可见, S_2 设计时静子叶尖和叶根采用负攻角设计,而试验测量值只在60%相对叶高以下区域与设计值比较吻合,在60%相对叶高以上由于进口存在一定的流动堵塞而使气流轴向速度有所减小,攻角增大,从而使损失增大。

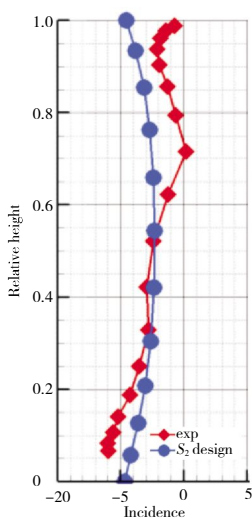


图9 第3级静子攻角径向分布

3.2 静子通道内试验数据分析

马赫数在静子通道内不同测量截面的分布及马赫数在各测量截面的径向分布曲线分别如图10、11所示。从图中可见,在大部分区域流体的流动情况都比较好,从进口到出口能够体现静子减速增压的作用。从第3个截面(61%相对轴向弦长位置)开始,在静子叶片吸力面与外机匣所形成的角区附近出现了尺度较小的低速区,且该区域的马赫数变化梯度较大,表明在此位置静子吸力面的角区分离已经形成。随着向下游的发展,低速区的范围不断增大,在出口截面上低速区的范围发展到最大,低速区的范围约占叶高的40%。角区的分离流在离开静子通道后会与尾迹、主流进行掺混,造成更大范围的低速区,带来很大的总压损失。

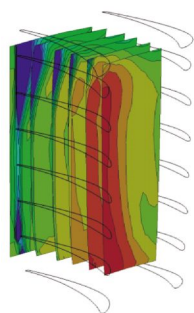


图10 第3级静子通道内各测量截面的马赫数分布

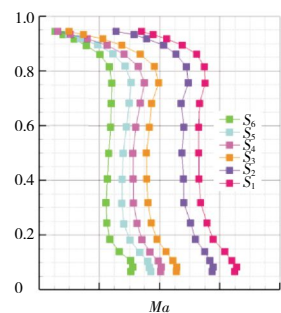


图11 第3级静子通道内各测量截面马赫数径向分布

定义轴向涡量

$$\Omega = \frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \quad (1)$$

式中: V_x 、 V_y 分别为空气的绝对速度在水平和竖直方向上的分量。

在设计流量系数状态下试验测得的低速压气机第3级静子叶片通道内各截面轴向涡量分布如图12所示。从图中可见,在测量截面的上方区域出现1个通道涡,随着向下游的发展,该通道涡的影响范围逐渐增大,涡核紧贴外机匣。由于静子叶片吸力面附面层逐渐增厚,同时受到逆压力梯度影响,从第3个截面开始,吸力面与外机匣形成的角区发生流动分离,形成1个与通道涡旋向相反的角涡。随着向下游的推进,该角涡不断与主流发生掺混,尺度随之增加,并且不断排挤附近的通道涡,使通道涡向叶中吸力面区域发展,增大了通道涡的径向范围。在角涡推动通道涡的过程中,由于2个涡的旋向相反,在2个涡的接触面上会有很强的能量耗散,造成很大的总压损失。

根据静子进口截面测量所得到的总压径向分布及静子通道内各轴向截面测量得到的总压,给出设计点流量系数状态下静子通道内各截面的总压恢复系数分布,如图13所示。总压恢复系数能直接反映流场中的总压损失,静子通道内的60%相对叶高以下区域流动状态较好,因而呈现很好的总压恢复能力。从第1个截面开始,叶尖就出现1个总压损失区,随着向下游发展,总压损失区的径向范围越来越大,这与图12中通道涡的发展趋势一致。对于静子通道内每个轴向截面,总压损失区的径向范围会比高涡量区的略大,这是因为上通道涡、上端壁附面层会与主流掺混,增大总压损失区的范围。从第3个截面开始,叶片吸力面与机匣构成的角区出现了蓝色的高损失区,其

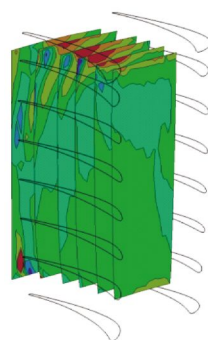


图12 第3级静子通道内各测量截面的轴向涡量分布

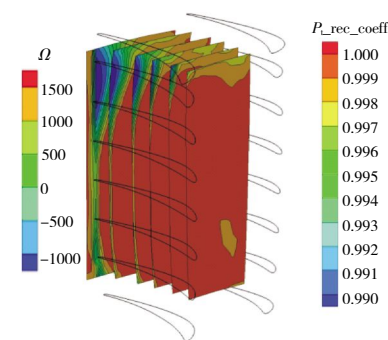


图13 第3级静子通道内各测量截面的总压恢复系数分布

发展过程与图10中分离区域的发展过程一致,说明叶尖角区分离的不断发展是造成叶尖区域总压损失的主要因素。

从图10、12、13中可见,从第3个截面开始,叶片吸力面与机匣构成的角区发生分离,随着向下游发展,角区分离流与主流之间不断掺混,造成低速区、高损失区的径向范围不断增加;在出口截面上,低速区和高损失区的范围达到最大,径向范围为60%相对叶高以上;在60%相对叶高以下区域,静子通道内流体流动状态良好,没有低速区、高涡量区、高损失区,这与图7示出的静子径向总压损失分布一致。

4 结论

本文使用2根4孔探针和6根L型5孔探针完成了多级低速压气机第3级静子进、出口及通道内截面的流场测量,得到如下结论:

(1)模拟级静子通道内损失主要集中在叶尖区域,角区分离的不断发展是造成总压损失增大的最主要因素。

(2)静子通道内截面的测量揭示了流场的结构及涡的发展过程,证明了本文提出的测量方法在多级低速压气机静子通道流场测量方面具有工程应用价值。

参考文献:

- [1] 陈懋章. 中国航空发动机高压压气机发展的几个问题[J]. 航空发动机, 2006, 32(2):5-11.
CHEN Maozhang. Some issues in the research and development of aeroengine HP compressor in China[J]. Aeroengine, 2006, 32(2):5-11. (in Chinese)
- [2] Wisler D C. Loss reduction in axial-flow compressors through low-speed model testing [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Powers, 1985, 107(2):354-363.
- [3] Wisler D C, Halstead D E, Beacher B F. Improving compressor and turbine performance through cost-effective low-speed testing [R]. ISABE 1999-7073
- [4] Lyes P A, Ginder R B. Low-speed compressor tests of swept bowed blade designs[R]. ISABE 1999-7048.
- [5] Lyes P A, Ginder R B. Experimental evaluation of the high-to-low speed transformation process for a highly loaded core compressor stage [R]. ASME 1998-GT-334.
- [6] Lyes P A. Low speed axial compressor design and evaluation: high speed representation and endwall flow control studies [D]. Cranfield: Cranfield University, 1999.
- [7] 王志强. 高压压气机低速模拟方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
WANG Zhiqiang. Research on the method of low-speed model testing for high pressure compressor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [8] 张晨凯. 多级轴流压气机内复杂流动结构的实验和数值研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
ZHANG Chenkai. Experimental and numerical investigations on complex flow structures of multistage axial flow compressors [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [9] 王志强, 胡骏, 王英锋, 等. 高压压气机低速模拟试验 [J]. 航空学报, 2012, 33(5):828-838.
WANG Zhiqiang, HU Jun, WANG Yingfeng, et al. Low speed model testing for high pressure compressor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(5):828-838. (in Chinese)
- [10] Zhang C, Wang Z, Yin C, et al. Low-speed model testing studies for an exit stage of high pressure compressor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(11):112603(1-11).
- [11] 王志强, 胡骏, 罗钜, 等. 多级轴流压气机静子通道三维流场测量 [J]. 推进技术, 2012, 33(3):371-376.
WANG Zhiqiang, HU Jun, LUO Ju, et al. Investigation of three-dimension flow in a multi-stage compressor stator [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3):371-376. (in Chinese)
- [12] Gilarranz J L. On the use of five-hole probes in the testing of industrial centrifugal compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1):91-106.
- [13] Lakshminarayana B, Suryavamshi N, Prato J, et al. Experimental investigation of the flow field in a multistage axial flow compressor [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2014, 2(4):247-258.
- [14] 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. Application of spherical five-hole probe in compressor test [J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(4):352-354. (in Chinese)
- [15] 张晓东, 姜正礼, 赵旺东. 五孔探针在涡轮导向器出口流场测量中的应用 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4):44-48.
ZHANG Xiaodong, JIANG Zhengli, ZHAO Wangdong. Application of 5-hole probe in measurement of turbine nozzle outlet flowfield [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4):44-48. (in Chinese)

(编辑:刘 静)