

文章编号: 1000-8055 (2005) 02-0182-04

尾流撞击效应的一些探讨

刘 焱, 陆亚钧

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力国防科技重点实验室, 北京 100083)

摘要: 通过采用外部声激励的方式, 在低速轴流压气机内研究非定常尾流撞击效应对压气机流场结构以及平均气动性能的影响。主要包括: 低速轴流压气机实验台的流场调试; 流场的稳态、动态测量; 实验数据的处理和分析。实验结果表明: 当发生尾流撞击耦合效应时, 压气机内部流动的时空结构以及平均气动性能均得到较大提高。

关键词: 航空、航天推进系统; 尾流撞击效应 轴流压气机 非定常分离流动

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

Discussion of the "Wake Strike" Effects on Flow Field in Axial-Flow Compressor

LIU Yan, LU Ya-jun

(National Key Laboratory of Aircraft Engines,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Influence of the wake impact effect on the flow field and its average performance in a low speed axial-flow compressor was investigated by using external acoustic excitations. Main focus is on the flow field calibration, the steady and dynamic performance measurement and the analysis of the experimental data. The results indicate that the time-space structure and the average aerodynamic performance can be improved greatly when the couple of wake impact effect is occurred.

Key words: aerospace propulsion system; wake impact effect; axial-flow compressor; unsteady separated flow

在进行尾流撞击试验中, 叶栅的流场中常常包含有流动分离甚至大尺度分离旋涡, 主流区和尾流区的掺混等现象。三维, 粘性, 非定常, 是任何实际流动所具有的基本特征。N-S 方程实际描述了牛顿流体的这些性质。

叶轮机内的流动是固有的非定常流动: 一方面, 压气机内的高逆压力梯度和流体的粘性导致了非定常大尺度分离区的产生; 另一方面叶轮机内存在相对旋转的叶排, 而且叶片要承受高气动负荷完

成加功, 这样空间流动参数的不均匀会导致时间上的非定常。在过去几十年里, 人们做了大量的工作, 通过各种方法对流场进行控制^[1], 以提高流动性能。在外流的机理研究中, 目前已经可以对非定常流动效应加以控制和利用。但是在叶轮机械内流方面, 由于尾流撞击效应这一非定常流动前沿问题本身的复杂性和研究条件的限制, 在国际上还没有研究得较为透彻。本文对低速轴流压气机内的尾流撞击效应进行了初步的探索。

收稿日期: 2004-03-11; 修订日期: 2004-05-19

作者简介: 刘焱 (1980-), 男, 江苏镇江人, 北京航空航天大学航空发动机气动热力国家重点实验室硕士生。

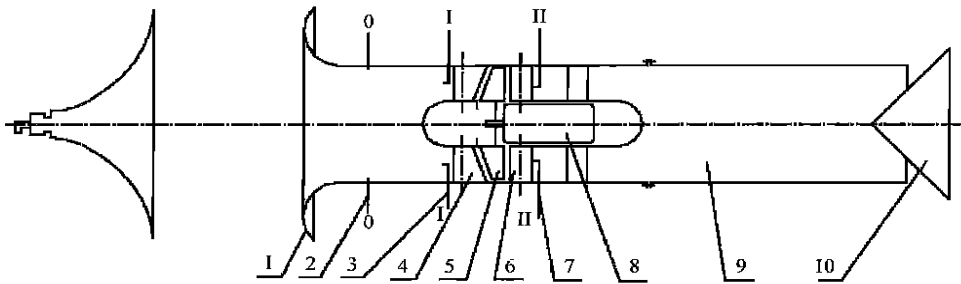


图 1 实验台结构简图
Fig. 1 Platform construction diagram

1 尾流撞击压气机实验台的总体设计思路

在实验中可知，对于一个具体转动叶排来说，转角 $\Delta\beta$ 是随攻角而变化的，从实现最大的对气流加功来看，自然希望选取 $\Delta\beta_{max}$ ，但从攻角特性上可以看到，在最大转角时，所对应的损失系数已经急剧增大了，这会导致叶栅效率急剧下降，因此，在选取攻角特性上的额定点时应该对增压加功和效率两方面都兼顾到，同时，还应使叶栅有一定的偏差设计工况的裕度。尾流撞击压气机实验台就是采用一系列的试验方案，在保证效率及一定裕度的同时，选取较大的转角 $\Delta\beta$ ($\Delta\beta > \Delta\beta^*$)。

尾流撞击压气机实验台的构成如图1所示：1. 流量测量管，由双扭线型面形成的进口集流器，用于流量测量；2. 流量管壁面静压孔，用于测量 P_0 ；3. 压气机进口总压梳，用于测量 P_1^* ；4. 进口导叶；5. 压气机转子；6. 压气机静子；7. 压气机出口总压耙，用于测量 P_2^* ；8. 异步交流电动机，作为压气机实验台的动力源；9. 排气管道；10. 节流堵锥，用于控制实验压气机的出口反压和流量。

2 数据采集与处理

2. 1 流场调试

2. 1. 1 计算流量系数

为了保证测量的正确性和准确性，在进行实验之前，需要对实验台尤其是测试系统进行全面调试。本实验参照航空工业标准的要求，该标准规定了压气机气动热力学的性能实验方法，提出了对实验设备、主要性能参数的测试方法与测试精度的要求。

测直径的算术平均值计算。用附面层探针测量附面层位移厚度，确定流量系数 $K_D = 0.995$ 。

2. 1. 2 由总压耙测压比

由总压耙测压比，如图2所示，可以测得一个栅距内共25个点的压力值，这样一来，就可以了解一个栅距内的压力分布。再将这25个点的压力值进行平均就可以得出该位置的平均压力，这样一来，可以提高测量的精度。当改变测量位置的时候，分别得到从叶尖到叶根（91.1%叶高，72.8%叶高，53.6%叶高，33.2%叶高，11.5%叶高）的压力分布。如图3所示。

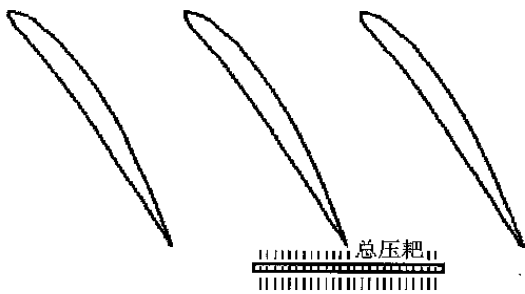


图 2 总压耙位置
Fig. 2 The position of the Total pressure rake

由于叶尖和叶根处的气流有损失，所以在叶尖和叶根处的压力需要乘以修正系数0.98，故5个测量点的压力平均为： $P_2^* = 103\ 641\ \text{Pa}$ ；求出压比为： $\pi^* = 1.015\ 7$ 。

由上可以知道，总压耙的第13测量点正对着尾迹区，但由于落后角的关系，一般来说，总压耙的第14或15测量点会出现压力的突跃式下降；在11.5%叶高处，由于测量点处于叶根附近，在叶根区的气流的干扰的作用下，总压耙的第17测量点附近出现压力的突跃式下降，这基本上与理论上的设计值相符合，这证明了总压耙测量压力分布的有

效性,这也证明了由总压耙测量出来的数据计算尾流撞击压气机试验台的流量系数的正确性。

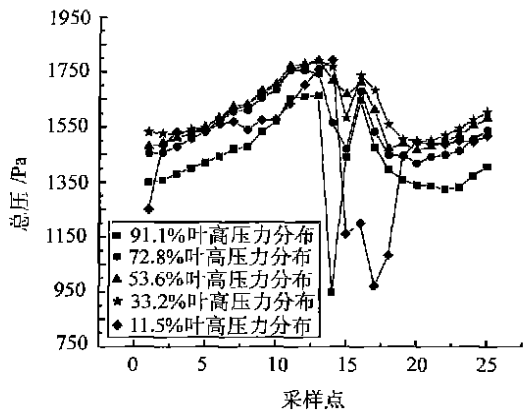


图3 总压分布

Fig. 3 The distribution of the total pressure

主流区的压力分布不均匀则是由于^[2]: 本实验采用的较大的转角 $\Delta\beta$ ($\Delta\beta>\Delta\beta^*$), 而 $\Delta\beta=\theta+\alpha_i-\delta$, 对于给定的叶栅 (θ 不变), 攻角 α_i 较大, 故在叶片表面气流较易于分离; 而且由于较大的转角 $\Delta\beta$ 导致对气流的加工量大, 从而增压的幅度更高, 也就导致了更高的逆压梯度, 从而导致附面层的进一步增大, 故使叶片表面气流更易分离。所以叶片分离的影响导致了主流区的压力分布不均匀。

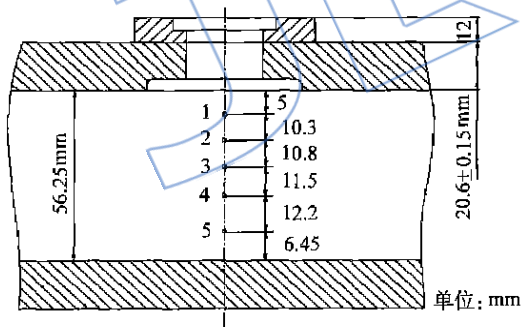


图4 动态压力传感器径向测点示意图

Fig. 4 Radial mensuration diagram of dynamic pressure sensor

2. 2 压气机动态特性实验^[3~5]

为了获得转子后的轴流压气机实验台的尾流涡脱落的特征频率, 本实验利用Kulite 动态压力传感器对低速轴流压气机台进行动态测试, 通过对流场进行动态频谱分析, 准确捕捉轴流压气机实验台的特征频率。本实验采用对各工况、各截面进行动态采集, 对比各工况、各截面下的特征频率特点。

实验中将 Kulite 动态压力传感器安装在转子的后方叶尖、叶中和叶根 3 个位置 (图 4 所示第 1, 3, 5 点); 分为 7 个流量状态 (流量分别为 2.45 kg/s, 2.48 kg/s, 2.51 kg/s, 2.66 kg/s, 2.95 kg/s, 3.60 kg/s, 4.02 kg/s) 共 21 个测量状态。实验后将压力值数据进行了 FFT 分析, 得出尾流涡脱落的特征频率。

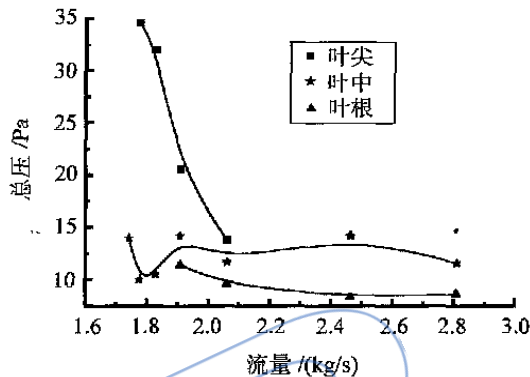


图5 $f=1\ 056\ \text{Hz}$ 时在不同截面的峰值总结

Fig. 5 Peak summa of different section when $f=1\ 056\ \text{Hz}$

由于越靠近失速流量分离越严重, 流场中的流动越复杂, 分离涡的强度也越大, 流场中的特征频率越明显, 所以流场中的特征频率应该随流量减小而增加。由图 5 得, $f=1\ 056\ \text{Hz}$ 的特征频率规律比较明显, $1\ 056\ \text{Hz}$ 的峰值基本随流量的减小而增大, 这点叶尖最为明显, 近失速流量时在叶尖处的峰值达到 34.6 Pa, 在重复的实验过程中可以发现: 特征频率并不是一成不变的, 但基本在 $1\ 050\ \text{Hz}$ 上下波动。所以, 本实验在下面非定常激励实验中所加激励频率为 $1\ 050\ \text{Hz}$ 。

2. 3 压气机非定常激励实验

本实验采用气动喇叭作为非定常的激振源。气动喇叭需要 2~5 个大气压的气源来产生声功率。需要说明的是, 气源只是用来做激振的作用, 并没有气流参与做功而改变进口的流场。经过以上实验的验证, 选取 $f=1\ 050\ \text{Hz}$ 作为激励频率; 激励强度取功放电流 $I=1\ \text{A}$; 气源压力取 3 个大气压; 使用总压耙测量。通常, 对流动的控制主要是针对近失速或者是过失速情况进行的, 本文主要研究对近失速工况进行控制, 因此, 激励实验对小于设计点流量工况下的流场特性进行研究。如图 6、图 7 所示, 可以看出效率增加的最大值为 1%; 压力提高了 35 Pa; 失速裕度提高了 3.8%。

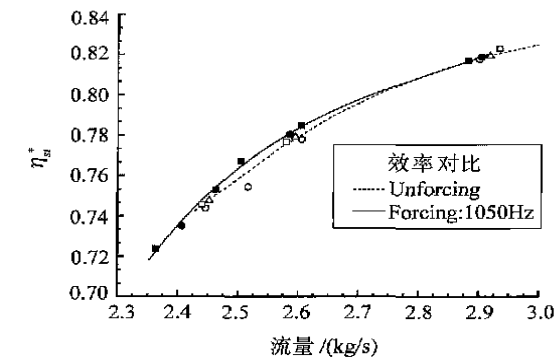


图6 激励前后效率特性对比曲线

Fig. 6 Contrast curve of efficiency characteristic after powering

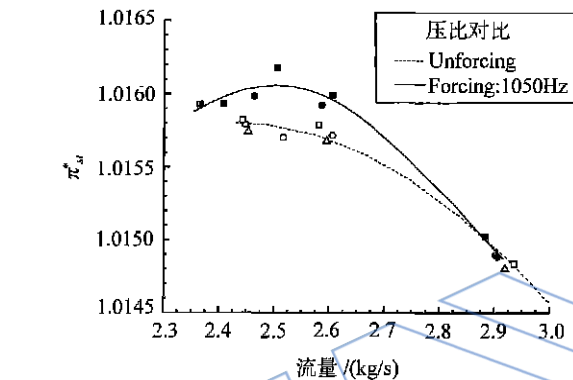


图7 激励前后压比特性对比曲线

Fig. 7 Contrast curve of pressure charactestic after powering

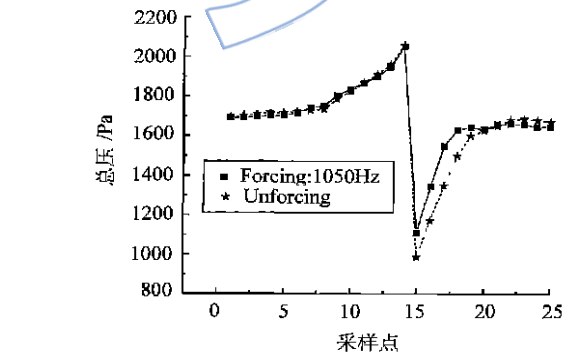


图8 激励前后近失速点叶尖压力分布

Fig. 8 Tip pressure distribution in stall after powering

在近失速工况下，叶片尾迹区产生较大的分离，施加非定常激励后，正效果比较明显，特别是对叶尖的流动改善十分显著，如图8所示，尖部的分离明显缩小，此时声激励对流场改善也比较明显。

3 结 论

本实验基于前人的经验,在单级低速压气机实验台上做了尾流涡脱落频率的捕捉与初步的声激励实验。在实验中遇到了各种各样的问题,经过努力,目前基本已经将这些问题解决,完善了实验台的测试系统,为在尾流撞击实验台开展进一步的实验提供了一些有益的经验。

在对低速轴流压气机内的尾流撞击效应进行的探索中，在近失速工况附近捕捉到了大尺度分离；非定常激励频率为1 050 Hz 时，总压耙的测量取得了明显的正效果,其中稳态特性中的效率增加值为 1%；压力提高了 35 Pa；失速裕度提高了 3.8%，在近失速点和小流量情况下，用总压耙测得在静子后分离流的区域和强度明显降低。

尾流撞击压气机实验台作为机理研究的平台，着眼于验证通过理论分析和CFD 计算得出的一些推理，同时在于发现一些目前尚不被重视的现象。从比较简单的稳态特性入手测量,再由浅入深的进行动态特性的测量,以及捕捉尾流撞击效应的非定常激励测量,显示了非定常控制的巨大潜力,使流场的无序状态得到了改善,使叶栅性能得到提高,对改良压气机的气动性能起到了很大的帮助。

参考文献:

[1] 任汝根,周盛. 叶轮机械中的非定常流动 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 1991, 16A: 4 (4): 1~24.

[2] 彭泽琰,杜声同,郭秉衡. 航空燃气轮机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1989.

[3] 侯安平,周盛. 亚音压气机平面叶栅流动非定常频谱特性试验研究 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.

[4] 侯安平,周盛. 亚音压气机平面叶栅内流动的声激励研究 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.

[5] 邱亚希,陆亚钧. 静止环形叶栅波涡干涉机理的实验研究 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.