

轴流压气机反流状态的实验研究

空军工程学院 李 军*
西北工业大学 朱俊强 刘 红 刘志伟

【摘要】 依据实验测量结果, 本文给出了一单级轴流压气机在反流状态下气动参数沿径向的分布情形, 分析了在反流状态下压气机中气流流动的特点。

主题词: 压气机 气动力试验 流动参数测量

分类号: V231.3

1 前 言

轴流压气机反流特性的获得是进行压缩系统过失速性能数值分析和失速主动控制系统设计的重要基础, 然而, 在一般情况下可用于稳态测量的反向流动状态是难以获得的, 所以已有的实验和理论研究非常有限。据文献报道, 只有 Ghamache 通过在排气段加装鼓风和整流系统使压气机产生稳定反流的方法, 实验研究了一台压气机的反流性能^[1]。显然, 这种方法需要一定的投资和较大的设备改造。本文充分利用一单级轴流压气机在高转速失速后所出现的“稳定的反(倒)流状态”这一特殊现象^[2], 成功地测量了压气机反流状态下的参数分布。在此应指出: 对于该特殊现象的转换机理目前还不清楚, 本文对反流状态的测量分析也只是初步的, 希望这结果能对压气机反流特性的理论研究有所帮助。

2 实验方法

实验设备为一单级轴流压气机, 设计转速 15200 r/min, 平均总压比 1.25, 平均绝热效率 0.90, 轮毂比 0.61, 转子叶片平均半径 0.12m, 该处稠度和安装角分别为 1.165 和 41.5°。

首先将压气机转速增至高转速范围(大于 12800 r/min), 缓慢地关小节气门进行节流使压气机失速, 压气机进入失速后将经历两次喘振循环, 随后即在压气机中形成稳定的反向流动, 在该状态下, 调整节气门位置和压气机转速都不能解除此现象, 只有停车才能退出, 有关该过程的动态记录可参考文献[2]。为与压气机正常特性相比较, 将压气机转速保持为相对转速 0.33 和 0.535 的常用转速进行实验, 通过节气门位置来改变反流流量的大小。

实验包括动态和稳态参数测量。动态测量系统由内置压力传感器的动态三孔针、PRE-STON 放大器和计算机组成, 测量的目的是确定在反流状态下是否存在周向不均匀的失速流场结果表明该压气机在所测的反流状态下并未出现失速团, 所以文中未列出动态测量结果。稳态测试系统由稳态三孔针、压力扫描阀、信号调理器和计算机组成, 其目的是获得气流参数

的分布规律,为此,将三支稳态三孔探针分别置于压气机的进口截面①、转子和静子间截面②以及出口截面③上,每个截面上沿径向按等环面积布置了 7 个测量点。在同一流动条件下,又在每一截面沿周向的 3 个位置上进行了测量,以了解气流参数在周向的分布情况,实验测量结果表明,气流参数在周向的不均匀度较小,因而,文中只讨论了气流参数沿径向的分布。

3 实验结果及分析

气流的轴向速度分量在各截面的沿径分布如图 1 所示(图中纵坐标 R 为任意径向位置半径与叶尖半径之比,下同)。可以看出,在不同的轴向位置上,轴向速度沿径向的变化是不同的。在截面③上,气流沿轴向反向流入静子叶片,分布比较均匀,而且由于速度分布的均匀性,实验中即以该截面的参数来计算反流流量的大小。通过静子叶片排以后,在截面②上轴向速度沿径向发生了很大的变化,在平均半径以下靠近轮毂的区域,轴向速度增大,而在平均半径以上的区域,轴向速度减小,所以可认为气体的大部分流量由平均半径以下的流道通过。当气流反向流过动叶时,在截面①上可以看出是叶尖区域的轴向速度较高,而在靠近轮毂的区域则大大减小。甚至在最靠近轮毂的位置上出现气流的正向流动(在图中表现为速度值为负)。

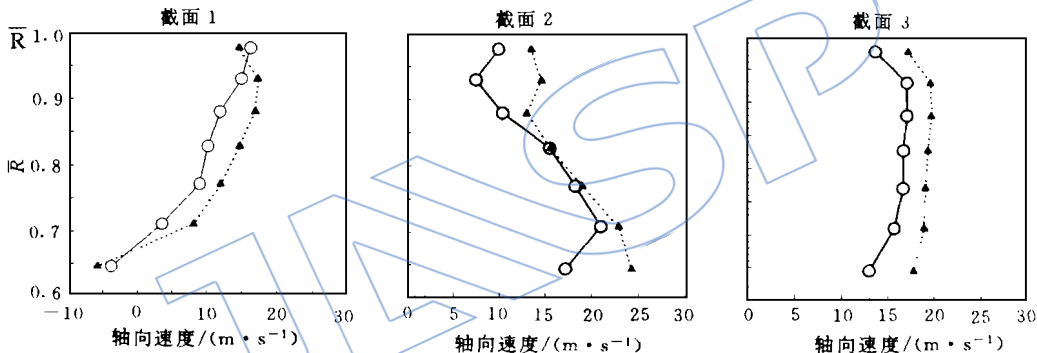


图 1 轴向速度沿径向的分布(实线、虚线分别表示流量系数为 -0.1538 和 -0.1781)

气流的切向速度分量在转子进出口截面的沿径分布如图 2 所示(注:切向速度以转子旋转方向为正)。可见,在截面②上,由于静子叶片的反向导流作用,气流具有一定的切向速度,当反向流过动叶时,由于转子叶片对气流做功,在截面①上就表现为气流的切向速度大幅度地增加,且方向相反。从图中可知,切向速度在叶尖的变化最大,表明叶尖的加功量最大。

虽然进入转子的绝对速度在轮毂区域较大,但是由于转子旋转的牵连速度的作用,其相对速度仍然是越靠近叶尖速度越大;当气流反向流出动叶时,气流相对速度的径向变化有些复杂,但在靠近轮毂区域的相对速度值较小是很明显的。篇幅所限,相对速度分布图未列出。

当气流反向流过压气机的转子叶片时,由于气流的轴向速度较正常流动时为小,更为尤其是转子叶片出口截面②的叶片角度为负,所以气流反向流入转子叶片时的冲角很大,为 $130^\circ \sim 160^\circ$;而且沿径向的分布是由叶根向叶尖逐渐增大,如图 3 所示。

图 3 示出气流反向流出转子叶片时的落后角沿径向的分布。值得注意的是,在靠近叶根处,落后角出现绝对值比相同径向位置的转子叶片的前缘角(以额线计)还要大的负值,说明此时气流的相对速度方向已朝向正流方向,这与轴向速度在叶根处出现负值是一致的。

由图 4 可知,当气流反向流过静叶排时,其静压沿径向的变化比较小,基本上可认为是均

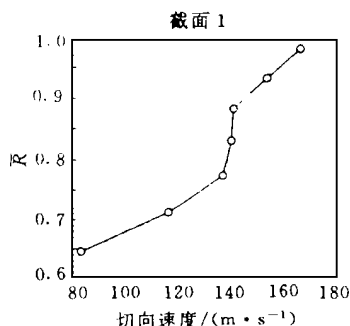
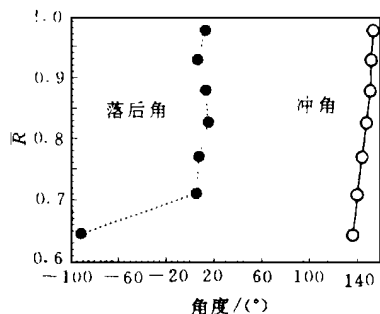
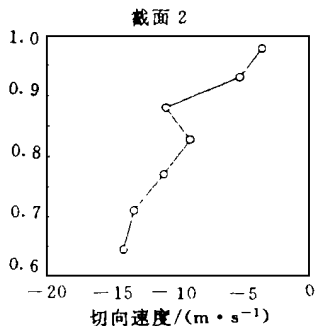


图2 切向速度沿径向的分布(流量系数为-0.1781)

图3 冲角和落后角沿径向的分布
(流量系数为-0.1781)

匀分布的。而当气流反向流过转子叶片排时则在径向产生较大的压力梯度。

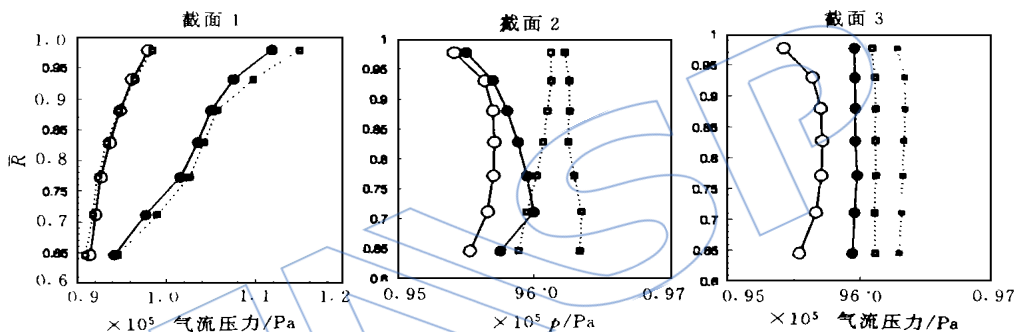


图4 气流压力沿径向分布(实线、虚线分别表示流量系数-0.1538和-0.1781,实心与空心符号分别表示总、静压)

当气流反向流过静子叶片时,由于存在损失,所以总压降低。而当气流反向流过转子叶片时,气流的总压除了在叶根处的很小范围内有所降低外,在其它的区域都是增大的,而且以叶尖的总压增大的程度最大。气流的总压增大是由于压气机对气流做功的结果,但结合静压的变化来看,压气机所加入的机械功主要是用于增大气流的速度(尤其是切向速度,见图2)。当流量系数变化时,气流总压和静压的沿径向分布没有大的变化。

4 结 论

本实验测量证明:在反流状态下,气流参数在静子出口截面(以正常流动方向计,下同)分布较均匀,而在转子进口截面变化剧烈;气流反流的冲角均很大,因而造成大的损失;即使是反向流动,压气机仍然要对气流做功;在反流状态下气流流动具有明显的三维特征。

参 考 文 献

- 1 Gamache R N. Axial Compressor Reversed Flow Performance. AD- A160773
- 2 李军. 轴流压缩系统不稳定形态的研究: [硕士学位论文]. 西北工业大学, 1991

(责任编辑 王震华)

blade cross- sectional stiffnesses with finite element method on the basis of the two- dimensional linear model. The warping effect and deformation characteristics are incorporated in the formulation. As a result, a software was been developed, which consists of 3 nodes, 4 nodes, 6 nodes, 8 nodes elements. The effectiveness of the program has been verified by means of comparison with NABSA's analytical results.

Key Words Helicopter blades Cross section Stiffness Finite element methods

APPLICATION OF TWO- VARIABLE SELF- STUNING FUZZY CONTROL BASED ON FUZZY REASONING WITH FOUR INPUTS IN AEROENGINE CONTROL

Fang Zhongxiang, Li Huacong, Wu Qihua, Zhang Jiazhen, Chen Fuqun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Self- stuning technicalization was introduced into the fuzzy control algorithm based on the fuzzy- reasoning with four inputs. A new two- variable self- stuning fuzzy control algorithm was synthesized based on the fuzzy- reasoning with four inputs. Then a two- variables self- stuning fuzzy controller with four inputs has been designed. The research focuses on the algorithms and the property of this controller, as well as its application in aeroengine control by computer simulation. The results show that this method is feasible for the aeroengine control system.

Key Words Fuzzy control theory Aircraft engines Automatic control Simulation

EXPERIMENTAL RESEARCH OF REVERSE FLOW IN AXIAL- FLOW COMPRESSOR

Li Jun

(1st Dept. Air Force Engineering College, Xi'an 710038)

Zhu Junqiang, Liu Hong, Liu Zhiwei

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT The experiments of reverse flow in a single- stage axial- flow compressor were completed. The parameters, such as velocities, static and total pressure, incidence and deviation, were measured at three sections: the inlet section of rotor, the section between rotor and stator, the outlet of stator. The pressures and temperatures of the flow are measured with a steady acquisition system. The experimental results show that, uniform flow parameters are obtained at the outlet section of stator, but the parameters in the inlet section of rotor vary obviously at the radial direction. The incidences of the reverse flow are very large, so there exists a great loss. Therefore, the temeptrature rises as the gas flow through the compressor reversely.

Key Words Compressors Aerodynamic tests Flow parameter measurement