

扰流柱排内部流场的实验研究

西北工业大学 苏红桢** 刘松龄 陈辅群 许都纯

【摘要】 在小型风洞上, 测量了叉排型扰流柱排内部的流场分布, 得到了叉排型扰流柱排内部流场速度、旋涡和压力的详细分布情况, 发现奇数和偶数测量截面上的速度分布规律不同, 在奇数截面上可以观察到通道涡, 在偶数截面的端壁附近存在马蹄涡。

主题词: 扰流器 涡 流场
分类号: O357.1

文献[1]对单排扰流柱的局部换热系数作了实验测定, 文献[2]测定了三排叉排型扰流柱排的内部换热系数。这些实验采用奈升华技术, 测定圆柱表面或壁面上的换热系数, 而对扰流柱排内部的换热及流动都未作测量。Krishnamoorthy 在 1991 年把交错扰流柱排与其相邻的带肋通道合并一起作了研究^[3]。本文实验专门建造了小型扰流柱排风洞, 目的就是要得到扰流排内部的流场分布, 为进一步研究扰流柱排内部的换热情况提供依据。

1 实验装置和测量

实验装置是特别设计建造的矩形截面吸气式风洞, 截面尺寸为 $300\text{ mm} \times 30\text{ mm}$ 。整个装置分为进口段、收缩段、发展段、实验段和恢复段五部分(图 1)。收缩段收缩比为 $10:1$, 型面为维托辛斯基曲线。发展段为长 1 米的矩形通道, 离进口 200 mm 处上下壁面横向装有两根直径 6 mm , 长 300 mm 的小圆柱, 迫使边界层变为紊流状态, 在实验段进口达到充分发展的紊流速度分布。

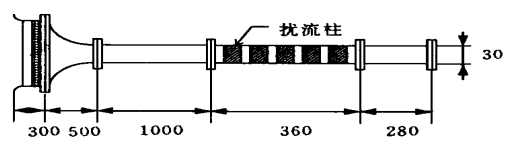


图 1 实验装置侧视图(单位/mm)

实验段是在矩形通道内对称放置了叉排的扰流柱排(图 1 和图 2 所示), 因而确定测量区域如图 2 中矩形区域所示。为便于实验测量, 实验段上盖板设计为可以沿 z 方向自由移动 30 mm , 盖板上开有测量孔, 用于确定 x 方向的测量位置, 盖板设计有两块, 更换盖板可以改变 x 方向的测量位置, 探针坐标架可以沿 y 方向自由移动。 x 方向各测量截面的位置如图 1 中虚线所示, y 方向有 9

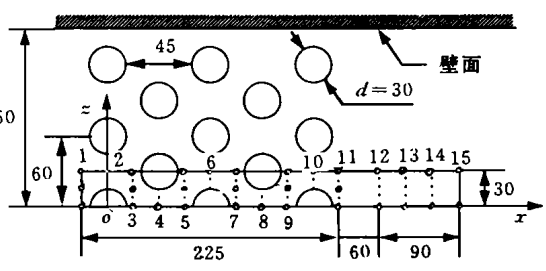


图 2 实验段扰流柱排分布(单位/mm)

个测点, 分别为 $y_i = 1.2, 2, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15$ mm 的位置, z 方向 11 个, 每 3 mm 一个, 这样共有 900 个测点。为测出扰流柱排壁面上的压力分布, 测量区域的下壁面开有 31 个静压孔, 分布如图 2 所示。

实验采用直径 2.3 mm 的五孔针测量扰流柱排内部的流场, 五孔针感受的压力通过差压变送器转变为电信号送给计算机, 由计算机内的数据采集板经过 A/D 转换得到相应的压力值, 然后根据五孔针校验曲线对 5 个压力进行处理, 得到测量点速度的大小和方向, 压力测量误差为 1%。

以雷诺数表示实验工况, 本文实验 Re 数定义为: $Re = (w/A_{\min}) \cdot (d/\mu) = \rho V_{\max} d / \mu$ 。其中 w 为质量流量, $A_{\min}$ 为通道最小截面面积, d 为扰流柱直径。 $V_{\max}$ 为最小截面上的平均流速, 其数值可由测得的速度分布计算得到。本文实验工况为 $Re = 50000$, 速度分布的实验结果主要表现在 x 方向各个截面上。

2 实验结果与分析

2.1 扰流柱排内部的速度分布

0 截面位于扰流柱排上游, 是实验段进口位置, 该截面上 3 个不同 z 方向位置处测出的速度分布基本一致(图 3), 最大偏差小于 3%, 速度方向基本上沿 x 方向, 其分布接近 1/7 分布律, 说明实验段进口流动已经达到充分发展的紊流。

1 截面位于第一排扰流柱前 22.5 mm, $z = 0$ mm 是下游扰流柱的正前方, 气流被滞止, 因而速度分布在 $z = 0$ mm 最小, 而在 $z = 30$ mm 达到最大, 如图 4(a)。可以看到气流方向已有较大的偏转, z 向分速度 v_z 在 $z = 0$ mm 和 $z = 30$ mm 处均为 0, 而 $z = 15$ mm 附近最大。从 y 方向看, v_z 在靠近下壁面($y = 0$ mm)处较大, 而在 y 方向中心区域较小。

2 截面是通道的最小流通截面, 面积是实验段进口的一

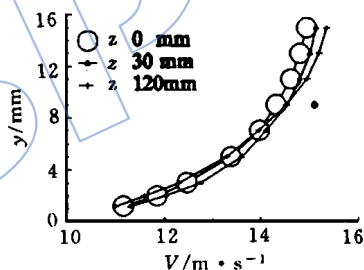


图 3 0 截面速度分布

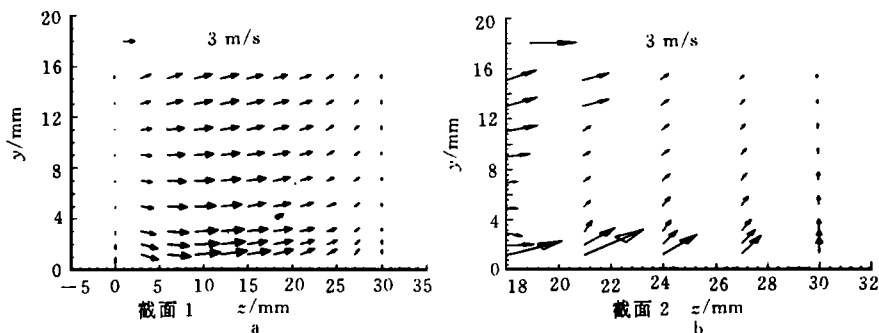


图 4 截面速度矢量分布

半, 流动速度高。 $z = 30$ mm 是下游扰流柱的正前方, 气流被滞止, 因而速度最小, 随着 z 值的减小, 速度增大, 在靠近扰流柱表面附近达到最大(图 4b), 在 $z = 30$ mm 处, v_z 为 0, 其它位置

v_z 较大。从 y 方向看, 在靠近下壁面附近有较大的 v_y 。

从 3 截面到 10 截面, 按所在截面是奇数或是偶数, 速度分布呈一定的规律。如图 5 中分别表示 5 截面和 8 截面的速度等值线分布。

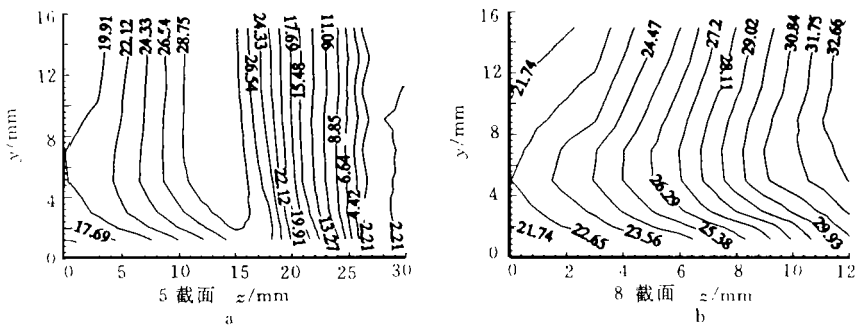


图 5 截面速度等值线分布图

奇数截面处于 x 方向前后两个扰流柱的中间位置, 流通面积最大, 受上游扰流柱尾迹区和下游扰流柱前驻点的影响, 该截面上速度分布是在 z 方向中间位置 ($z = 15 \text{ mm}$ 附近) 速度达到最大。在上游扰流柱的尾迹区, 速度很小, 稍离开尾迹区则速度增加很快, 速度梯度较大。处在下游扰流柱驻点前方的位置, 速度较小, 速度梯度也不大。由于流动方向变化, 该截面 v_z 较大, 且在 $z = 15 \text{ mm}$ 附近最大, 而在两侧为 0。偶数截面处于 z 方向两个扰流柱之间, 流通面积最小, 因而该截面上速度高, 分布规律基本与 2 截面的分布规律相似。

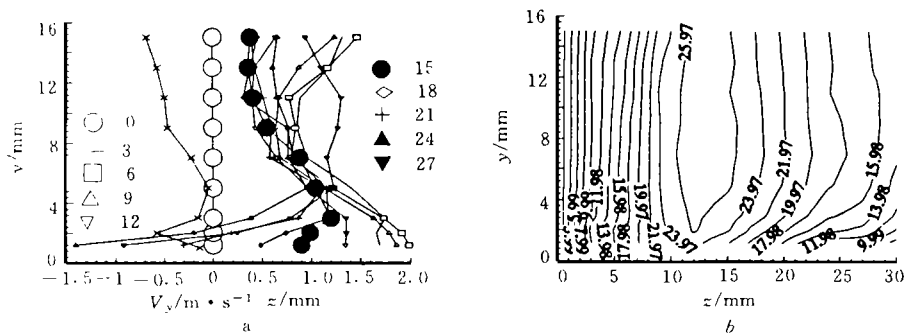
2.2 扰流柱排内部旋涡分布

扰流排内部的流动至少可形成 3 种涡, 扰流柱的尾迹区会产生卡门涡街, 由于整个通道内侧向的压力差而形成通道涡, 由于存在端壁边界层, 在扰流柱前缘会形成马蹄涡, 并沿柱面向下游发展。马蹄涡和通道涡产生于端壁效应, 有很强的三维特性, 在短扰流柱排中, 这两种涡更具有重要性。

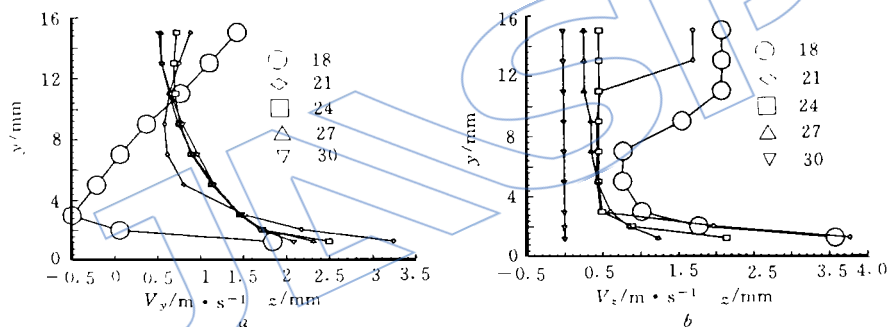
通道涡在奇数测量截面上表现得最明显。图 4(a) 所示的 1 截面速度矢量图上, 由于通道的变化使气流发生了偏转, 因此该图所示的速度矢量是气流偏转与通道涡相互叠加的结果, 没有直接表现出涡的形状, 但是从图上可观察到, 壁面附近 z 向分速 v_z 比远离壁面的 v_z 要大, 而且在 $z < 6 \text{ mm}$ 是 y 方向的分速度 v_y 方向向下, 而在 $z > 15 \text{ mm}$ 时 v_y 方向向上, 说明该截面存在逆时针旋转的大尺度的通道涡, 这是由于 z 方向的压差造成的。

在 7 截面也可以看到类似的情况, 7 截面 y 向分速度分布图上 (图 6a), 在 $z = 3 \text{ mm}$ 和 $z = 6 \text{ mm}$ 处, 靠近下壁面 v_y 方向向下, 而在 $z = 24 \text{ mm}$ 和 $z = 27 \text{ mm}$ 处, 壁面附近 v_y 方向向上; 该截面速度等值线图上 (6b), 壁面附近的等值线明显弯曲, 这些说明 7 截面存在顺时针旋转的通道涡, 在扰流柱的尾迹区 $z = 0 - 10 \text{ mm}$ 范围内等值线基本保持垂直, 说明该区域通道涡的影响比较小。

从 2 截面速度矢量图 (图 4b) 以及 2 截面 y 方向分速度分布图 (图 7a) 和 2 截面 z 方向分速度分布图 (图 7b) 可以观察到, 在靠近扰流柱表面 $z = 18 \text{ mm}$ 和 $z = 21 \text{ mm}$ 处, v_z 在靠近壁面 ($y = 1.2 \text{ mm}$) 处较大, 离开壁面逐渐减小, $y > 7 \text{ mm}$ 后 v_z 又逐渐增加; 壁面附近 ($y < 5 \text{ mm}$),

图 6 7 截面 y 方向分速度 (a) 7 截面速度等值线分布图 (b)

在 $z = 18 \text{ mm}$ 时, v_y 方向向下, 而 $z = 21 \text{ mm}$ 时 v_y 方向向上, 说明该区域存在逆时针旋转的旋涡, 这就是扰流柱根部的端壁效应产生的马蹄涡。在 $z > 21 \text{ mm}$ 的范围内没有观察到涡的影响, 可见 2 截面马蹄涡的尺度在侧向是 $0.2d$, 垂直方向可达 $0.3 - 0.4d$ 。

图 7 2 截面 y 方向、 z 方向分速度分布图

在 4 截面的速度矢量图上也可以观察到扰流柱根部的马蹄涡, 只是在垂直方向涡的影响区域略为减小了。在其它偶数测量截面上同样可以观察到马蹄涡的存在。

2.3 壁面压力分布

根据壁面静压孔 (测量位置示于图 1) 测出的静压, 以及五孔针测出的静压绘成测量区域下壁面静压分布图, 如图 8 所示。图中未画出扰流柱的分布, 只是显示压力的分布趋势, 以实验段进口前距离 $6d$ 处壁面静压作为参考值 p_c , 以第一排扰流柱中心作为 x 方向的 0 点, 图上 $x = 0, 45, 90, 135, 180 \text{ mm}$ 处即是测量区各个扰流柱的中心位置, 也是偶数测量截面, $x = -22.5, 22.5, 67.5, 112.5, 157.5, 202.5 \text{ mm}$ 分别是奇数测量截面位置。

从图上可以观察到, $z = 0, 15, 30 \text{ mm}$ 三条压力分布线都呈锯齿形, $z = 0 \text{ mm}$ 分布线和 $z =$

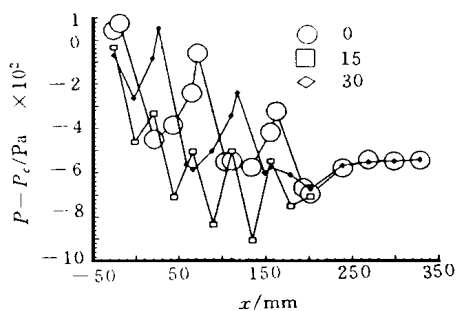


图 8 测量区域壁面静压分布

30 mm 分布线上 5 个极大值点是测量区 5 个扰流柱, 正前方的滞止压力; $z = 15$ mm 分布线上 5 个极小值点是偶数测量截面上扰流柱表面的压力, 前面 5 个极大值点是奇数测量截面上的点。由 3 条曲线可以看出各测量截面上 z 方向的压力分布情况: 偶数测量截面上, 靠近扰流柱表面压力低, z 方向对称面上压力高; 奇数截面上, 处于下游扰流柱正前方的区域压力高, 处于上游扰流柱的尾迹区压力低, 而且压差主要在尾迹区之外。 z 方向的压力差造成壁面附近的侧向流动, 形成通道涡。奇数截面上由于压差方向与气流偏转方向基本一致, 因此表现出较强的通道涡, 而在偶数截面上, 压差方向与气流偏转方向不一致, 再加上马蹄涡的影响, 使得通道涡表现不明显。图上 $x > 205$ mm 即是恢复区, 恢复区内压力保持不变。

3 结 论

(1) 叉排扰流柱排内奇偶截面上速度分布规律不同, 奇数截面上在 z 方向中间位置有最大速度, 偶数截面上速度最大值在靠近扰流柱表面的区域。(2) 由于端壁效应, 在侧向压力差作用下, 扰流柱排内会形成通道涡, 奇数截面上通道涡的影响表现得更明显, 但在尾迹区影响不大。(3) 偶数测量截面的扰流柱端部可以观察到马蹄涡, 马蹄涡的尺度比通道涡小得多。

致谢 本文实验是在 Rolls-Royce 公司资助下完成的, 在此表示衷心的感谢。

参 考 文 献

- 1 Saboya F E M, Sparrow E M. Local and Average Transfer Coefficients for One-Row Plate Fin and Tube Heat Exchanger Configurations. J. of Heat Transfer, Trans ASME, Series C, 1974, 96: 265-272
- 2 Saboya F E M, Sparrow E M. Experiments on a Three-Row Fin and Tube Heat Exchanger. J. of Heat Transfer, Trans ASME, Aug. 1976, 520-522
- 3 Krisnamoorthy V, Pai B R, Sreenoth G S. Heat Transfer Study of a Turbine blade Cooling Passage with Ribs Pin Fins and Lateral Ejection Holes. 101th Int Symposium on Air Breathing Engines, Nottingham, England, Sept 1-6, 1991

(责任编辑 杨再荣)

straight blade cascades.

Key Words Compressors Cascade flow Solidity

THREE- DIMENSIONAL FLOW FIELD INSIDE A COMPRESSOR ROTOR TIP REGION

Ma Hongwei and Jiang Haokang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

An experimental study of the three- dimensional flow field inside the tip region of a low- speed, large- scale axial- flow compressor rotor has been completed. With the help of a rotating four- coordinate probe traverse mechanism, the measurements were conducted with a five- hole conical probe in both design condition and near stall condition. The results indicate that the tip leakage vortex plays a decisive role in the tip region flow in the design condition, leading to substantial flow loss and blockage in the passage. In near stall condition, flow separation occurs on the blade suction surface while radial migration of the boundary layer on the suction surface is strong, which makes more low- energy fluid accumulate at the corner between the casing annual wall and the suction surface. A corner vortex is induced by the tip leakage flow, and the low- energy fluid migrates to the pressure side due to the effect of the leakage vortex. Strong flow mixing among the corner vortex, the leakage vortex, the boundary layer on the casing wall and the main flow occurs at median part of the passage, which leads to substantial deficiencies of relative total pressure and relative velocity.

Key Words Compressors Rotors Three- dimensional boundary layer

SWEEP FINITE ELEMENT SOLVER FOR 3- D VISCOUS COMPRESSIBLE FLOW IN RECTANGULAR NOZZLE

Zhao Guiping and Shen Huili

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

ABSTRACT

A numerical anlysis method of three- dimensional compressible viscous flow has been developed for a rectangular exhaust nozzle in which the shape of the circular- to- rectangular duct changes abruptly and its flowfield is very complex. Therefore, the sweep finite element method proposed by the second author in 1983 is employed since the governing equations are directly used to establish the element equation. In this paper, a hexahedral element of 27 nodes is adopted for spacial discretization, and applied to a C- D nozzle flowfield and several transition duct and nozzle flow fields. The results are in good agreement with the experimental data, and indicate the effectiveness and accuracy of the method.

Key Words Finite element methods Jet nozzles Three- dimensional flows

EXPERIMENTAL STUDY ON PIN FIN ARRAY FLOW FIELD

Su Hongzhen, Liu Songling, Chen Fuqun, Xu Duchun

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

ABSTRACT

An experimental study was performed to investigate the staggered pin fin array flow field in the specially constructed small wind tunnel. The experimental result gives the detailed distributions of the flow field parameters. The analysis reveals that the

velocity distribution on the odd measuring plane is different from that on the even measuring plane. Channel vortex can be observed on the odd measuring plane, and horseshoe vortex is caught on the even measuring plane.

Key Words Spoilers Vortex Flow fields

A MAW UPWIND SCHEME FOR 3- D CONVECTION TERM

Wang Xu and Yan Chuanjun

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

ABSTRACT A new mass- weighted (MAW) upwind interpolation scheme, the control- volume finite- element method, is adopted for three dimensional convection term based on tetrahedral element, and its subcontrol volumes and surfaces on each element are symmetrical. This feature not only guarantees the positive coefficients in the discretization equation, but also is easy to be fulfilled in the computer program. The scheme has been applied successfully to some three dimensional convection- diffusion problems and some three dimensional viscous, incompressible fluid flow problems.

Key Words Finite element methods Weighted Three- dimensional probleme

SURVEY PAPERS

A SURVEY ON APPLICATION OF TBC FOR AEROENGINE HOT SECTIONS

Yang Xiaoguang, Gen Rui, Xiong Changbin

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT This paper gives a detailed survey about application of Thermal Barrier Coating (TBC) technology to aeroengines. First of all, thermal barrier coating system and coating technology are examined to identify the state of art of the coating technique, then characteristics of Plasma Spray Coating are compared with those of Electric Beam- Physic Vapor Deposition Coating. Meanwhile, the coating failure mechanism, coating interface strength and life prediction method are also surveyed. According to the thermal barrier coating researches at home and abroad, the authors offer some suggestions to promote the Chinese thermal barrier coating research and application.

Key Words Aircraft engines Heat insulation layer Ceramics

MECHANICAL BEHAVIORS OF TBC IN AEROENGINE HOT SECTION

Xiong Changbing and Yang Xiaoguang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A systematical study on the mechanical behaviors of Thermal Barrier Coating (TBC), the thermal compatibility of TBC with basic material of turbine blade, and the interface residual stress caused by various TBC materials. The change of the blade working temperature leads to crack, separation and scars between TBC and substrate, that results in TBC failure, so the blade cannot work normally. It is discovered from the experiments that addition of trace elements Zr- Y- Nb- AL in the thermal barrier coating as the