

强化紊流脉动对气动喷嘴喷雾浓度场及燃烧温度场的影响

北京航空航天大学 邹正平* 黄学民 王洪铭

【摘要】 主要研究气动喷嘴出口气流紊流脉动对喷雾浓度场及燃烧状态温度场的影响。在实验中采取措施加强气动喷嘴出口气流的脉动强度,以便进行比较;并利用 PDA(粒子动态分析仪),热电偶等测试手段对试件出口冷态雾场及热态温度场进行测量。结果表明,强化气流的紊流脉动促进了喷雾浓度均匀分布,有利于燃烧温度均匀分布及提高燃烧效率。

主题词: 气动喷嘴 温度分布 喷雾燃烧

分类号: V231.4 TK12

气动喷嘴出口后,其液雾浓度场分布涉及到多方面的因素,如喷嘴的设计及制造、安装等方面的误差^[1,2]。此外 Crowe、Lazaro 等人曾对粒子在自由剪切流中扩散和掺混的过程进行了研究^[3,4],认为在自由剪切层中,紊流旋涡对粒子的掺混和扩散过程起主要作用。本文从控制雾化气流的紊流脉动强度着手,研究其对油雾浓度及燃气温度分布的影响,以便为气动喷嘴的设计提供一些改进的思路,使气动喷嘴出口后液雾浓度场、燃气温度场更为均匀。

1 测试系统、试件模型

在试验中采用了如图 1 所示的测试系统。利用鼓风机提供雾化所需的气体,利用油泵把

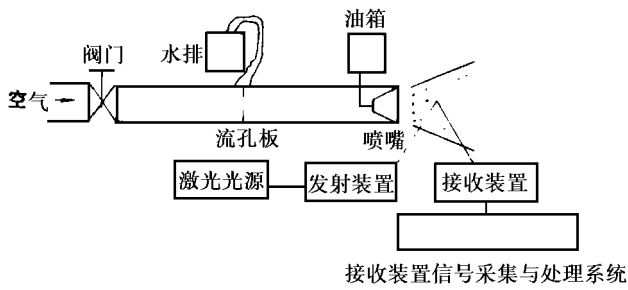


图 1 实验系统示意图

液体自油箱泵入气动喷嘴试件中。分别使用流孔板、液体转子流量计测量雾化空气流量及液体流量。利用 PDA 对冷态雾场特性进行测量,燃烧试验的燃气温度场则由热电偶进行测量。

1995 年 7 月收到;1995 年 10 月收到修改稿。 * 本文系航空科学基金资助项目

** 北京航空航天大学 404 教研室 100083

试验中设计了 3 种总体结构相同,但具有不同紊流脉动强度的试件,试件的结构如图 2 所示。其工作过程如下:雾化空气到达喷嘴后,分别经旋向互异的内、外环旋流器进入掺混区,在文氏管出口处两气流交汇,相互作用,形成一强剪切,强掺混的区域。而液体则首先通过离心喷嘴进第一次雾化。所产生的小雾滴与内旋流器的旋流气体掺混,并跟随气流运动。大液滴则因为其惯性力大而打到文氏管内壁,在内旋气流的作用下展开成液膜,沿着壁面向出口流动。当它流到文氏管出口边缘时,正好进入内、外环旋转气流交汇所产生的强剪切区,从而液膜雾化、掺混。这就是第二次雾化。

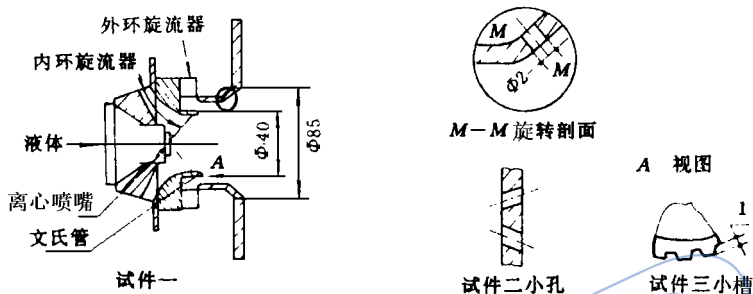


图 2 试件结构示意图

为了提高雾化气流的紊流脉动强度,试件 2 在试件 1 的基础上做了微小改动。在外旋流器壁上,周向均匀地钻出多个切向的微小斜孔,相邻的小孔其方向互异。这些小孔用来产生多个小股射流,对外旋流加强扰动,使外旋气流的紊流脉动加强。因小孔的总有效面积只占外旋流器通道有效面积的 6% - 8%,所以小孔群的存在对内、外环旋流器的流量分配影响很小。而试件 3 则在试件 2 的基础上,于其外环旋流器内壁上加一层厚度为 1 mm 的柱面,并在此柱面上铣有多道小槽,以进一步增加文氏管出口气流的紊流强度。小槽的增设所带来通道面积的堵塞极微。以上方案 2、方案 3 引起的旋流器旋流数的改变及内外旋流流量的改变很小。

2 试验结果及分析

在冷态试验中采用水做为雾化介质,测量位置分别位于距文氏管出口 50 mm、70 mm、120 mm 三个截面。空气与水的流量分别为 $\dot{m}_{\text{气}} = 0.093 \text{ kg/s}$, $\dot{m}_{\text{液}} = 0.023 \text{ kg/s}$ 。热态试验中用航空煤油做为燃料,其测量位置为距文氏管出口 75 mm、175 mm 处,煤油流量为 0.009 kg/s ,空气流量同前。测量结果分别如图 3 - 图 6 所示。

图 3 给出了 3 个试件在同一气流量及液体流量下,平均速度沿径向的分布状况。因为各试件的平均速度分布较为类似,故这里只给出第 3 截面(即距文氏管出口 120 mm 处)的分布曲线图。由图可看出,3 个试件的平均轴向、切向速度分布 u 、 v 大致相同,其差别很小。由旋流数 S 的定义可知,它等于气流的动量矩/(特征半径与轴向动量的乘积), S 可表达为

$$S = \frac{\int_0^R (v \cdot r) \rho u 2\pi r dr}{\int_0^R R \cdot \rho u^2 2\pi r dr}$$

即 3 个试件结构的变化对旋流数的影响不大。

图 4 给出了不同试件流场的轴向均方根脉动速度分布图。因为其径向脉动速度随试件结构的改变其变化规律与轴向脉动速度相同,故不再给出。各试件中,试件 3 的均方根脉动速度

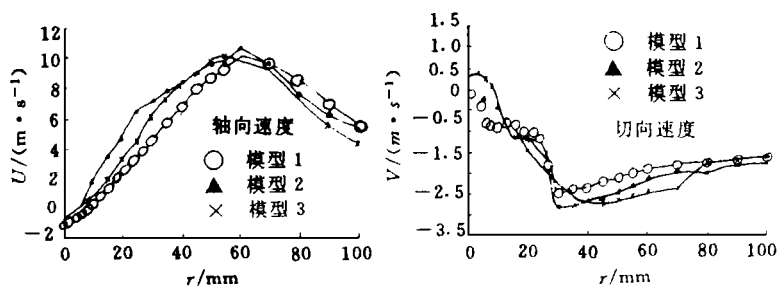


图 3 平均速度分布

最大, 试件 1 最小。说明本实验中所采用的加强紊流脉动的方案是可行的。

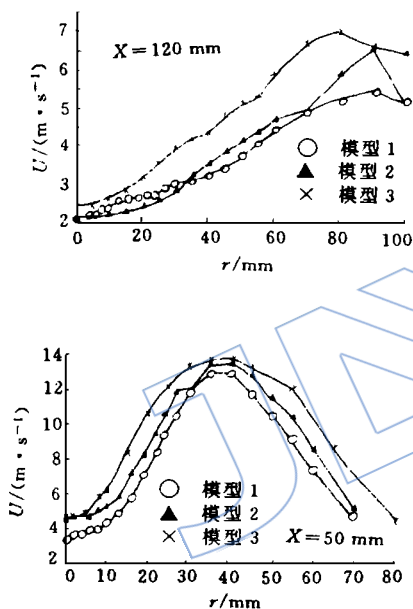


图 4 脉动速度分布图

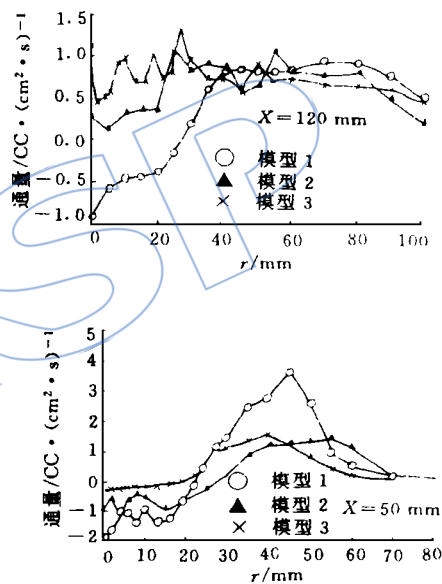


图 5 液体体积通量分布

图 5 给出了液体体积通量 flux 的分布图。液体体积通量 flux 的定义为单位时间、单位面积所通过的液体体积, 其单位为 $\text{CC}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 。它可用来表示单位体积的液雾浓度分布。从图 5 看出, 在第 1 截面, 由于回流区的存在, 导致靠近轴心位置的液雾回流, 使得体积通量为负值, 随半径的变化, 其值变化较大。这是因为 1 截面处在掺混区域, 距文氏管出口较近, 流出的液膜还处于破碎为大液滴、大液滴雾化为小液滴的雾化阶段, 来不及扩散, 导致有的地方液雾集中, 而有的地方较为稀薄, 故其浓度变化较大。而在第 3 截面, 液雾体积通量随半径变化较为平缓, 分布较均匀。这是因为第 3 截面已处于流动的扩散区, 液雾距出口较远, 得到较为充分的掺混和扩散, 从而导致体积通量分布趋于均匀。这 3 个试件尽管都服从上述的规律, 而试件 2 和试件 3 与试件 1 相比, 距喷嘴 50 mm, 其液雾浓度分布就比较均匀, 没有明显的浓度峰值。越往下游, 其分布越均匀。造成这个结果的原因, 是因为紊流脉动分速较大。

图 6 给出热态燃烧试验的温度分布状况。由图看出,随轴向距离增大,温度分布越来越均匀,其温度呈上升趋势。这说明液体浓度分布越来越均匀,与空气的掺混也越来越充分,越来越多的燃料参加燃烧,使燃烧完全度提高。为了对比,只列出试件 1 和试件 3 的温度分布图。

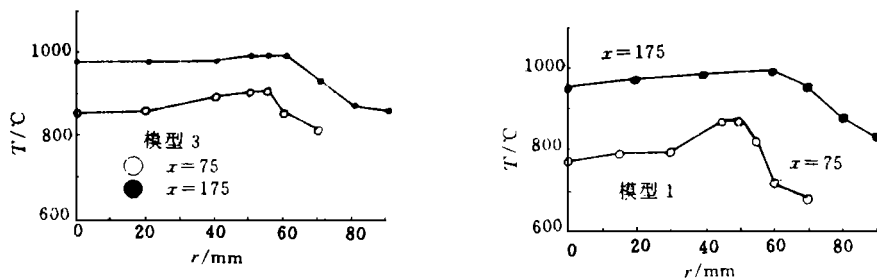


图 6 温度分布

对 3 个试件的试验结果进行比较,可以发现,试件 3 的液雾浓度分布从一开始就比较均匀,而试件 1 就相对较差。出口液雾分布主要取决于以下几个因素:(1)离心喷嘴的特性;(2)文氏管尾缘的液膜雾化特性;(3)文氏管下游的流场特性。3 个试件方案的离心喷嘴没有变化,它们的内环旋流器是相同的,故(1)、(2)因素的影响是相同的。本试验中各试件由于外环旋流器的变动使文氏管下游流场中紊流脉动特性变化较大,则气流的紊流脉动强度加大,使液雾浓度分布更加均匀。试件 2、试件 3 的气流脉动强度增加,使气流脉动涡团所包含的能量增大,导致文氏管后大雾滴受到较强的气涡团剪切变为较小的雾滴;导致紊流气流的扩散系数加大,对雾滴的扩散输运能力加强,雾滴可以扩散到更大的空间,使液雾在较近的下流截面达到均匀分布。气流脉动强度增加,对混合气的燃烧也有利,因而其燃烧强度也加强了,在较近的下流截面,温度分布趋于均匀,而且温度较高,燃烧效率有所提高。

结论 试验结果表明:加强气流的紊流脉动有利于液雾浓度均匀分布;有利于提高燃烧效率,提高温度分布均匀度。在要求出口温度均匀分布的燃烧室中,其气动喷嘴的设计,应采取加强气流紊流度的措施。本试验可为设计更均匀的出口燃气温度场,发展更短的先进燃气轮机燃烧室提供一种思路。

参 考 文 献

- 1 Rosfjord T J, Russell S. Influence on Fuel Spray Circumferential Uniformity. AIAA- 87- 2135
- 2 Stringer F W, Irwin A N. Design Feature Influencing the Distribution of Fuel within the Spray from an Airblast Fuel Injector. 92- GT- 235
- 3 Crowe C T, Chary J N, Trout T R. Partial Mixing in Free Shear Flows. Energy and Combustion Sci. 1986, 14: 171- 194
- 4 Lazaro B J, Lashears J C. Particle Dispersion in the Developing Free Shear Layer. J. of Fluid Mechanics, 1992, 235: 143

(责任编辑 杨再荣)

Key Words Dynamic pressure Sensors Calibration

EFFECTS OF REINFORCED TURBULENCE ON SPRAY DISTRIBUTION AND TEMPERATURE PROFILE BEHIND AIRBLAST ATOMIZER

Zou Zhengping, Huang Xuemin, Wang Hongming

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

ABSTRACT

The effects of turbulence intensity on liquid spray distribution and temperature profile behind airblast atomizer have been investigated. Three test model airblast atomizers with different turbulence intensity were experimented: the base line model, the one with lots of small air injection in outer swirler channel and the another with turbulence treatment on the outer swirler wall. The measurements were done by PDA (Particle Dynamic Analyser) to map out the spray and flow characteristic on cold condition, and thermocouple was used to acquire the temperature profile during combustion test. The cold tests show that the secondary atomization, spray and air mixing process can be promoted by the model with reinforced turbulence structure, and more uniform spray distribution can be achieved in the nearer downstream section. The combustion tests show that more even temperature profile and higher combustion efficiency can be obtained. It is because that turbulence fluctuation can effectively promote liquid atomization and spray transportation, and also enhance the burning rate of mixture evidently.

Key Words Air- blast atomizers Temperature distributions Spray combustion

APOLOGY: * This paper was replaced by another paper of same authors in final redaction of JAP Vol. 11 NO. 2 1996, but the substitution of abstracts wasn't carried out. The supplement of the paper is as follows.

PREDICTION OF INCIPIENT SEPARATION INDUCED BY 3- D SHOCK/BOUNDARY LAYER INTERACTION

Zhang Yangjun and Chen Naixiang

(Dept. of Hydraulics, Tsinghua University, Beijing 100080)

Tao Deping and Zhou Sheng

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

ABSTRACT

The flow separation induced by three- dimensional shock/boundary layer interaction has an important effect on performance of a transonic rotor. A method is proposed to predict the incipient separation generated by 3- D shock/boundary layer interaction. The numerical results indicate that the secondary flow generated by the shock/boundary layer interaction is a key factor for the incipient separation. When inlet relative Mach number exceeds 1.5, the strong shock wave/boundary layer interaction may induce the flow separation in tip area of transonic fan.

Key Words Three- dimensional flow Separated flow
Shock wave- boundary layer interference