

双侧进气突扩燃烧室冷态两相流场的 LDV 实验研究

清华大学 廖昌明* 沈 熊 周力行

【摘要】 本文用二维 LDV 研究了两种双侧进气突扩燃烧室中三维冷态两相流场。结果表明,这两种燃烧室可在头部产生较强的气相及颗粒相逆流运动,且有一种结构还可使头部气相及颗粒有旋流运动。本研究还表明两相间有速度滑移,气相及颗粒相均有较高的湍流强度。这些特征都有利于点火,火焰稳定及强化燃烧。

关键词: 双侧进气突扩 燃烧室 三维冷态两相流 二维 LDV 实验

1 前 言

双侧进气突扩燃烧室能满足冲压发动机的机弹一体化要求。但现有方案如在进气管内安装旋流器的燃烧室头部回流较弱,因而在点火、火焰稳定及低频振荡燃烧方面存在一些问题。针对这一情况,我们提出了不同的头部形式及进气方案,经过流场显示优化表明:所提出的进气道中安装导向叶片式(工况 A)及中心部分切向进气管式(工况 B)双侧进气突扩燃烧室结构效果较好。这种燃烧室内是强旋流、强回流的三维气—粒两相湍流流动,流动极其复杂,实验研究的难度很大,用接触式探针法难以取得准确的数据。LDV 法是一种比较有效的方法。文献中用 LDV 研究两相流大部分仍限于管流、射流和轴对称突扩流动。最近我们用 LDV 法研究了大速差射流燃烧室及喷腾旋风炉喷腾段的三维湍流两相流动^[1,2]。本文用 LDV 对上述两种双侧进气突扩燃烧室中湍流两相流动进行了实验研究,探讨其中回流区位置及尺寸,气相及颗粒相轴向及切向时均速度场及湍流脉动速度的分布规律,阐明这种湍流流场结构,为分析其对燃烧的影响提供依据,同时也进一步了解旋流及回流湍流两相流动本身的特点。

2 实验装置及测量方法

实验系统见图 1 (图中: 1. 鼓风机, 2. 空气压缩机, 3. 调节阀, 4. TSI 喷雾器, 5. 供粉器 6. 供粉喷嘴, 7. 稳定箱, 8. U 形管, 9. 实验段, 10. 激光发射器, 11. 折光系统, 12. 分光及调偏系统, 13. 发射系统, 14. 接收系统, 15. DISA 二维信号系统, 16. 二通道示波器, 17. TSI 计数器, 18. PDP-11 计算机, 19. 排气软管, 20. 导流叶片, 21. 中心部分切向进气管)。实验段内径 $D = 145\text{mm}$ 、头部长 $L = 280\text{mm}$ 、进气管内径 $D_1 = 89\text{mm}$, 由厚 5mm 的有机玻璃制成。所有测量在头部平面 $AA'BB'$ 中进行。LDV 光学部分的发射及接收系统采用了 DISA 公司的单色三光束二维偏振光系统, 发射系统的焦距是 303mm ; 记录和处理部分是 TSI 计数器及 PDP-11 微型机, 采用前向散射方式。整套光学系统放在一台精密的三维

坐标架上,以便调整测量点位置而不动光学系统。

测量气相场用 TSI 液雾器产生的粒径小于 $2\mu\text{m}$ 的液雾示踪,测量颗粒相速度场用经筛选后粒径为 $61\sim 74\mu\text{m}$ 氧化铝粉。实验段进气管内进气速度为 16m/s 。频移设置为 2MHz ,每个测点取样数为 1000。由于旋流场中粉尘易于在壁面上沉积,需及时清洗光学玻璃窗,以提高信噪比。

3 实验结果及分析

图 2 (a) 是测量所得工况 A 的气相及颗粒相时均轴向速度分布。由图可知:气相轴向速度分布主要是在近壁处及轴线附近小范围内出现了逆流区,而颗粒相轴向速度分布中也出现了相应的逆流区,但其逆流区尺

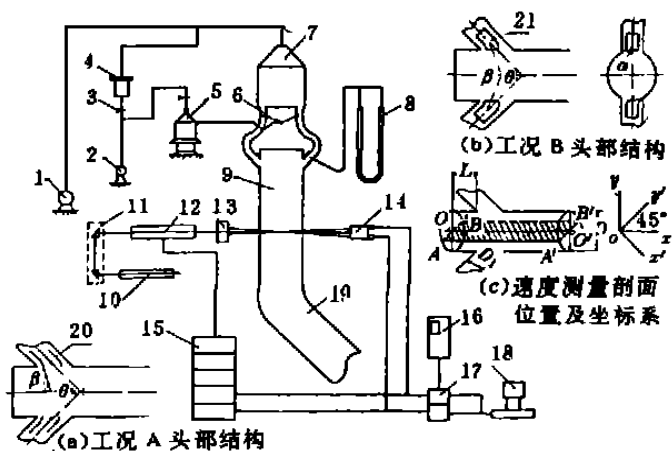


图 1 实验装置及燃烧室头部结构

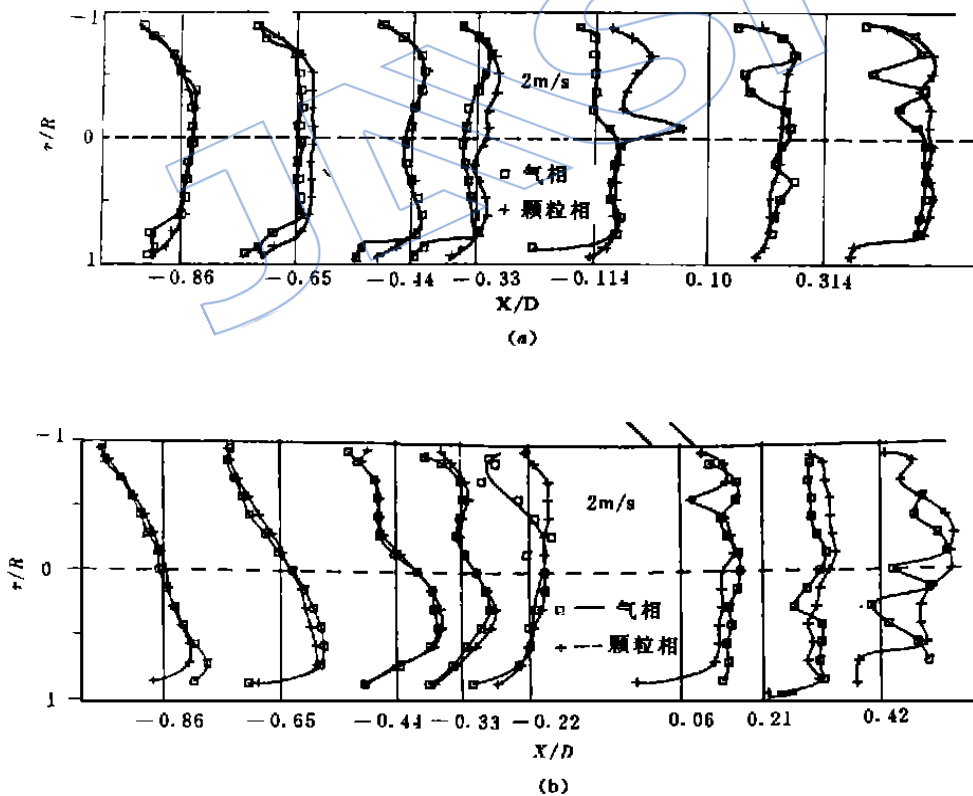


图 2 两相轴向时均速度径向分布 ((a) 为工况 A (b) 为工况 B)

寸及逆流速度一般都小于气相，同时在逆流区中局部地方，颗粒轴向速度超过气相速度。在进气口后方即 $X/D = -0.329$ 处，气相仍有逆流区，而颗粒已没有逆流区。正流区中颗粒轴向速度在进口附近及下游部分都高于气相轴向速度，反映出颗粒的惯性。从测量结果还可看出：随着流动的发展，颗粒相速度有超前于气相速度的趋势，在进气口下游区域颗粒轴向速度沿径向分布比气相轴向速度要均匀些。

图 2 (b) 及图 3 是测量所得工况 B 的气相及颗粒相的轴向及切向时均速度场。由轴向速度分布可见，这时头部逆流区尺寸比工况 A 的大。但由于安装的不对称性，使逆流区偏向一侧。

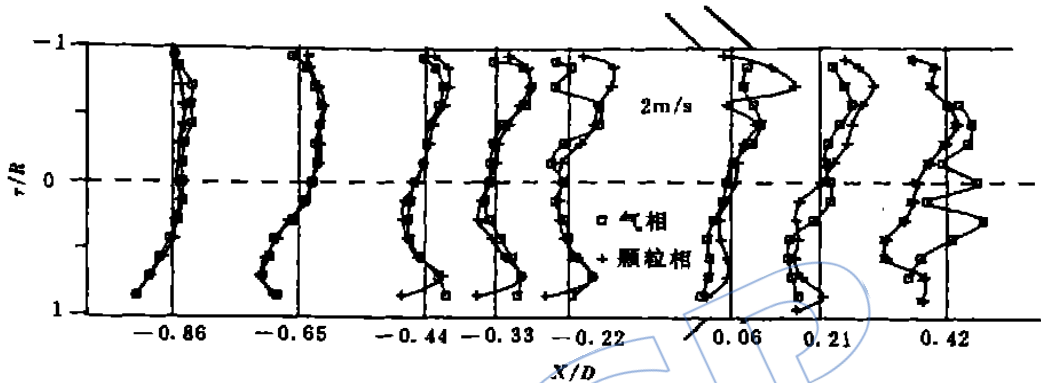


图 3 工况 B 两相切向时均速度径向分布

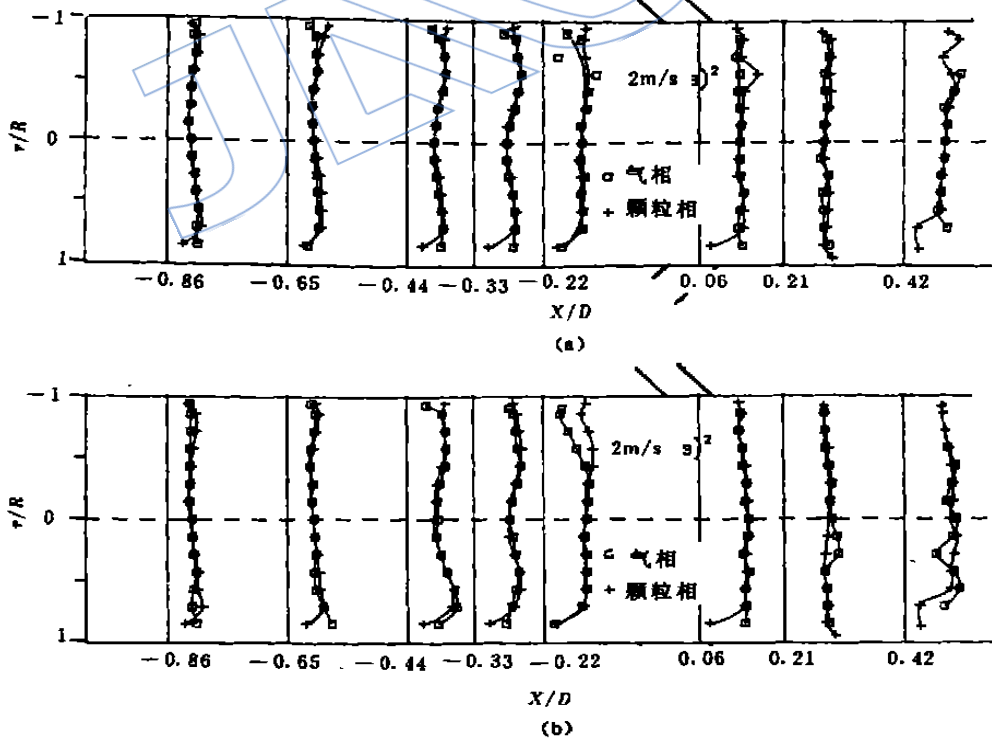


图 4 工况 B 两相脉动速度均方值径向分布 ((a) x 方向分量 (b) y 方向分量)

颗粒轴向速度与气相速度间关系类似于工况 A。由于工况 B 进气内管的切向分量,使燃烧室内形成旋流运动,这可从图 3 的时均切向速度分布看出来。切向速度分布也显示出流场的不对称性,头部中气流旋转的中心线与几何轴线不重合,而是偏于一侧。在进气口附近出现两个反方向的旋转涡,这是由于内管外环空间内直流进气的“切割”作用造成的。在头部回流区内多数地方颗粒切向速度滞后于气相切向速度。两相时均速度在逆流和主流区中有滑移的原因是颗粒的惯性效应,以及颗粒与壁面碰撞后返回气流中造成的。

图 4 是工况 B 的气相及颗粒相在图 1 中 $x'y'$ 坐标系的轴向及切向湍流脉动均方值的测量结果。气相及颗粒相湍流脉动都很强,这十分有利于混合及传热传质。工况 A 的两相脉动情况与工况 B 的两相脉动基本一致。

无论是工况 A 或 B,都是进气口附近射流对撞处流场发生剧烈变化时湍流脉动更强烈,本实验中观测到的气相与颗粒相湍流脉动间差别不大。

总的看来,以上实验结果表明,两种头部进气结构的两相流场特征都有利于点火,火焰稳定及强化燃烧,特别是中心部分切向进气管的结构效果更好。另外研究结果也指出了三维湍流旋流回流两相流动的若干特点,不过后一方面还有待于进一步的深入研究。

4 结 论

(1) 导流叶片和部分切向进气中心管两种方式的双侧进气都能造成头部回流,但后者所产生的回流更强,有利于点火及火焰稳定。

(2) 颗粒速度场定性上类似于气相速度场,但颗粒回流区尺寸及回流区强度均弱于气相。

(3) 两种工况下流场内两相脉动都很强烈,本实验未观测到气相与颗粒相间湍流脉动的明显差别。

(4) 部分切向进气中心管的工况下,燃烧室头部气相及颗粒都有旋流流动,有利于缩短燃烧室长度。

参 考 文 献

- [1] 李荣先,黄晓晴,赵会全,邱泰庆,潘敏,周力行. 大速差射流燃烧室内三维湍流气固两相流的实验研究. 航空动力学报, 1989, 4 (1): 33- 36
- [2] Zhou L, Yuan Q C, Li R X, Huan X Q. Experimental Studies on Recirculating Gas-Particle Flows in a Spouting-Vortexing. Int. Symp. on Coal/Slurry Preparation Utilization, The 23rd Annual Meeting of the Fine Particle Society, Las Vegas, Nevada, 1992

(责任编辑 王洪铭)

axial motion of rollers. Hence, a new effective tool of design and failure analysis is provided for high-speed roller bearings.

EXPERIMENTAL STUDY ON TURBULENT TWO- PHASE FLOW IN A DUAL- INLET SIDE DUMP COMBUSTOR

Liao Changming, Shen Xiong, Zhou Lixing

(Tsinghua University)

ABSTRACT The measurements of turbulent gas-particle two-phase flows in two types of side dump combustors have been made. One of the combustors is of blade-inlet type, the other is of central-tube tangential-inlet type. Experimental investigations have been carried out by using a TSI 2-dimensional LDV system. The time-averaged and RMS fluctuation velocity of gas and particle phases in axial and tangential directions have been measured. It can be seen that strong recirculating flows of two phases exist in the head zone of both combustors, and swirling flows of two phases exist in the tangential-inlet combustor; the time-averaged velocity slip between two phases and the fluctuation velocity of two phases are sufficiently high. These flow characteristics can be favorable to ignition, flame stabilization and combustion intensification.

ACOUSTIC EXPERIMENTS OF TWO SCALED- MODEL PROPELLERS ON THE GROUND

Li Xiaodong, Sun Xiaofeng, Hu Zong'an, Zhou Sheng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT Propeller acoustic experiments have been completed on the ground. The experimental results show that the aerodynamic and acoustic performances of 4 blades ARA-D propeller are better than that of the 3 blades NACA64 propeller. The sound field of propellers has directional properties, and it is dominated by discrete tones, especially the $1 \sim 5 \times \text{BPG}$ tones. So, increase of the blade number and application of the advanced aerofoil will be very effective to improve aerodynamic and acoustic performances of the propeller. The best way for propeller noise reduction and aircraft fuselage noise suppression is a try to reduce the propeller discrete tones, especially the $1 \sim 5 \times \text{BPF}$ tones.

OPTIMAL DESIGN METHOD FOR CHANNEL SIZE OF THRUST CHAMBER COOLING PASSAGE

Chen Jie *(National University of Defence Technology)*

ABSTRACT High combustion chamber pressure engine scheme is to be used in new generation of liquid rocket engine with propellant LOX/hydrocarbon. For this kind of engine thrust chamber cooling is one of key technical problems. An optimal design method for geometric size of regenerative cooling channel is provided. The minimum of cooling pressure loss has been taken as an optimal objective. The results of a typical calculation show that the cooling pressure loss may be decreased 50% by using the optimal method.