

含潜入喷管发动机尾部流场冷流模拟^{*}

韩新波, 陈步学, 蔡体敏, 冯希顺

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了揭示含潜入喷管的固体火箭发动机尾部流动特征, 按照几何相近和气动相似原则设计了通道为矩形的二维冷流实验模型, 利用相位多普勒粒子分析仪 (PDPA) 对燃烧室尾部气流的时均速度和湍流脉动速度进行了测量。实验结果表明气流在潜入喷管入口上游发生分离, 再附点位于喷管前端部外侧, 背壁空腔内形成一个较为稳定的回流区, 流场的轴向和横向湍流强度都比较大。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 潜入式喷管; 尾流; 冷流

中图分类号: V435

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)03-0034-04

Cold gas simulation on aft-end internal flow for solid rocket motor with submerged nozzle

HAN Xin-bo, CHEN Bu-xue, CAI Ti-min, FENG Xi-shun

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: To reveal aft-end internal flow feature of a solid rocket motor with submerged nozzle, a two-dimension cold-flow test model with rectangular channel was designed. The cold gas simulation was based on geometric similarity and aerodynamic analogy. Mean and fluctuating velocity field was measured using phase doppler particle analyzer (PDPA). It showed that the flow separates at upstream of the submerged nozzle and reattaches on the tip of the nozzle nose. A relatively steady recirculation zone formed in the aft-end cavity. Both axial component and radial component of turbulence intensity were quite high.

Key words: Solid propellant rocket engine; Insert nozzle; Wake; Cold flow

1 引 言

含潜入喷管的大型固体火箭发动机燃烧室尾部流场非常复杂, 背壁空腔内会形成强烈的涡流, 影响该区域的药柱燃烧、壁面烧蚀及残渣沉积。研究这一区域的流动规律, 对于合理选择喷管型面、潜入深度、装药设计和热防护设计, 有着十分重要的意义。固体火箭发动机燃烧室内的高温高压条件, 使发动机内流场的直接测量难以实现, 因而冷流模拟实验很有必要, 国外许多大型发动机的实际设计过程中都利用缩比模型进行过冷流模拟^[1~3]。

激光多普勒测速属于非接触式测量, 不会干扰和

破坏流场, 具有测速范围广、测量精度高、可测反向流速等优点, 国外许多学者都利用激光测速技术对矩形通道发动机内的二维流场进行过研究^[4,5], 但均未涉及背壁空腔内的回流区。本文设计了燃烧室和潜入喷管通道为矩形的冷流模型, 利用相位多普勒粒子分析仪 (PDPA) 对燃烧室尾部流场进行了测量。

2 测试系统与实验装置

2.1 测试系统

流场测量采用美国 AEROMETRICS 公司生产的 PDPA, 由 5W 氩离子激光发生器、光纤驱动器、激光发射器、光接收器、光电倍增管、多普勒信号分析

* 收稿日期: 1999-06-02; 修订日期: 1999-08-09。

作者简介: 韩新波 (1975—) 男, 博士生, 研究领域为发动机测试、监控与故障诊断。

仪和计算机等组成。PDPA 测速原理是利用跟随气流运动的示踪粒子散射光的多普勒频移来获得流场速度信息,测速精度为 1%。光路采用双光束-双散射模式,系统配置了 40 MHz 的频移装置,可以测量反向速度和高端流度,测量结果由计算机输出,包括时均速度、湍流脉动速度和速度直方图。为了提高信噪比,光路布置采用前向散射,收集角为 15° ,每一测点的采样数取为 2 000 个,以便减少高端流度造成的随机误差。

2.2 实验模型

冷流模拟应遵循相似理论,对于发动机喷管潜入段的稳态不可压湍流流场,作到完全相似要求同时保证雷诺准则和欧拉准则,这就要求燃烧室压力很高,在目前一般的实验装置上难以实现,实验中主要保证雷诺准则。实验中燃烧室工作压力取 0.25 MPa,燃烧室内的雷诺数约为 5.5×10^4 ,流动进入自模化状态^[6,7]。尽管受到气源供气量和冷流模型承压强度的限制,模型缩尺较大,工作压力较低,但在自模化的条件下,其内部流场结构和真实发动机是相近的。

模拟发动机工作后期的流动状态,此时背壁区的装药已经燃尽,不能向主流产生加质,模型结构如图 1 所示。燃烧室和潜入喷管通道设计为矩形,通道厚度保持 20 mm,以喷管入口面为坐标原点,长度方向为 x 轴,横向为 y 轴,侧向为 z 轴,通道内的流动为 xy 平面内的二维流动,流动参数沿通道侧向 z 不变化,测量在通道中心 ($z = 0$) 的 xy 平面内进行。模型侧壁采用有机玻璃平板,为了增强透光性,在燃烧室尾部镶嵌了氟化玻璃作为测量窗口。气流入口处设有扩张段,燃烧室内设有匀流板,保证气流均匀地进入实验段。通道上设有测压孔并安装传感器,保证实验过程中燃烧室压力不变,流动处于稳定状态。为了便于流场测量,模型中采用潜入深度较大(为 43 mm)的喷管。燃烧室通道宽度为 100 mm,喷管喉宽为 5.3 mm,圆形后封头半径为 50 mm,潜入喷管外表面采用直线,前端部为半径 6 mm 的过渡圆弧^[8,9]。

2.3 实验装置

由空气压缩机、40 m³/1.0 MPa 储气罐、调压阀、固体粒子播放装置、实验段和排气段等组成,如图 2 所示。冷空气由高压气罐提供,经过调压阀减压并播入示踪粒子后,进入实验模型。示踪粒子采用粒径小于 10 μm 的 Al_2O_3 细粉,储罐中的粒子在两道高压气流形成的旋转流场中悬浮,由伸入主流中的细孔射入主流,播放率由调节阀控制。

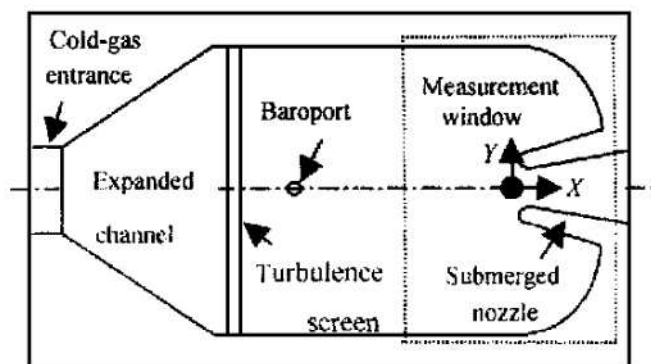


Fig. 1 Experimental configuration

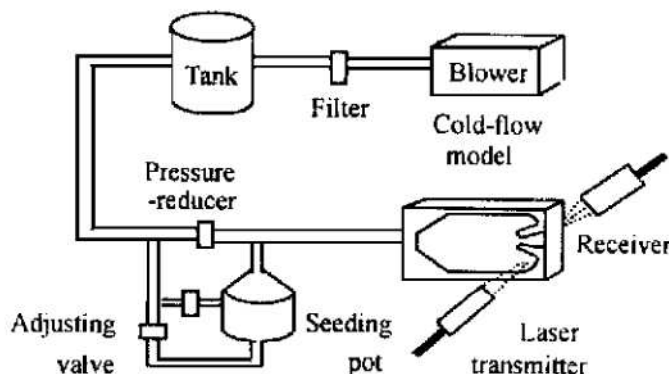


Fig. 2 Schematic of experimental apparatus

3 实验结果

燃烧室内流场测量时计算机显示的速度直方图基本呈正态分布,表明对于燃烧室内的低速流动示踪粒子跟随性较好,时均速度测量值可靠。

由于燃烧室尾部气流速度和湍流强度高、气流参数变化剧烈,矩形通道内的流动会偏离平面二维流动^[10],因而实验中首先检验流动参数沿侧向 z 是否有变化。在 xy 平面内选取 4 个有代表性的测点(侧向位置 z 变化): A 位于轴线上, B 位于背壁上游的主流中, C 和 D 位于背壁区,测得的轴向时均速度 u 和横向时均速度 v 沿侧向 z 分布如图 3 所示。轴线附近气流速度沿侧向基本不变,波动不超过 5%。而在背壁上游和背壁区中气流速度沿侧向则有较大波动(相对值可达 10%~20%),说明模型或模型内的流场略微不对称。但总体来说,通道中心平面 ($z = 0$) 的二维速度场 (u, v) 仍是矩形通道内实际流场的良好近似。

燃烧室尾部流场的时均速度分布如图 4 所示,测点间距 $\Delta x = 2.5 \text{ mm}$, $\Delta y = 2 \text{ mm}$,壁面附近测点适当加密。从图中可以看出,喷管潜入对燃烧室尾部内流场有显著影响。气流在喷管入口上游壁面 $x = -10$

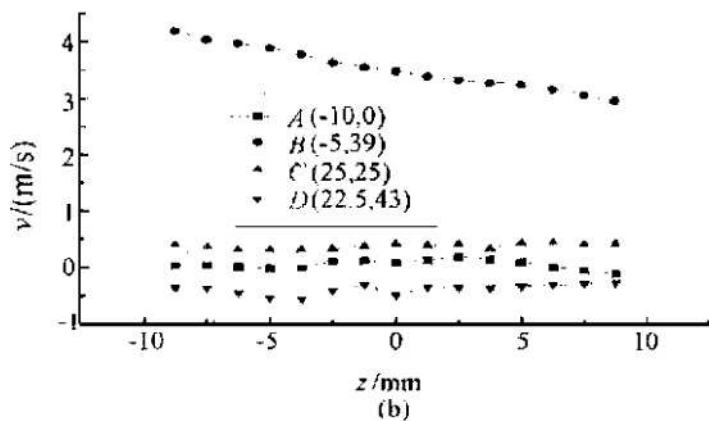
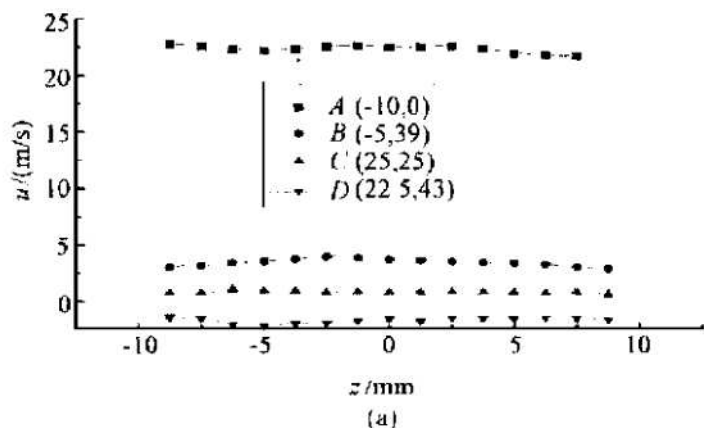


Fig. 3 Change of the mean velocity (u , v) vs lateral position z

mm 处发生分离,再附点位于潜入喷管前端部外侧 $x = 7.5$ mm 处,背壁空腔内形成回流,回流中心位于 29 mm, 27 mm 处,最大回流速度约为 2 m/s,与主流速度相差一个量级。回流区中有大尺度速度脉动,流场测量的不确定性增大,要得到稳定的时均速度值,必须采用足够长的积分时间。本次实验采样数为 2 000,时均速度波动不大,说明旋涡还是比较稳定的。主流在轴线附近加速进入喷管,在壁面附近向下偏转进入背壁空腔,然后沿喷管前端部过渡圆弧折入喷管。主流和回流之间存在分离区。

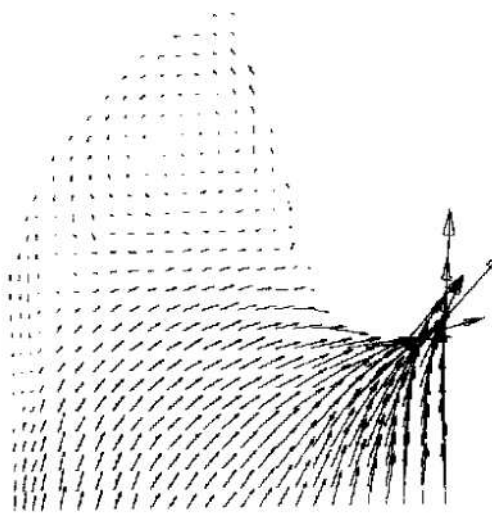


Fig. 4 Aft-end flow-field velocity vectors

以喷管外表面的气流再附点为界,其右侧和后封头附近气流速度和湍流强度低,意味着气流对壁面的对流传热小,其热防护设计可以简化。相反,喷管前端过渡圆弧段气流速度和湍流强度高,流线偏折大,热环境恶劣(对于两相流还会产生严重的粒子冲刷),因而必须加强热防护设计。

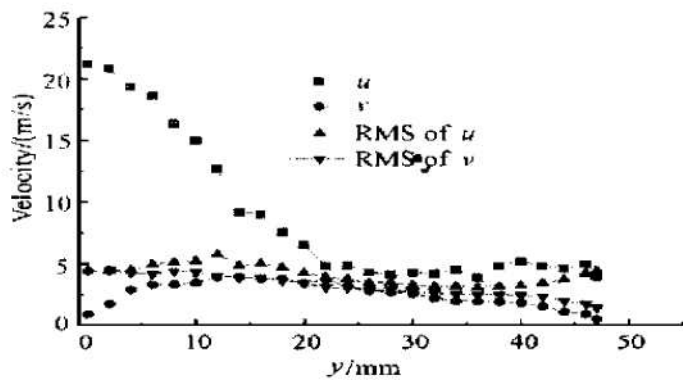
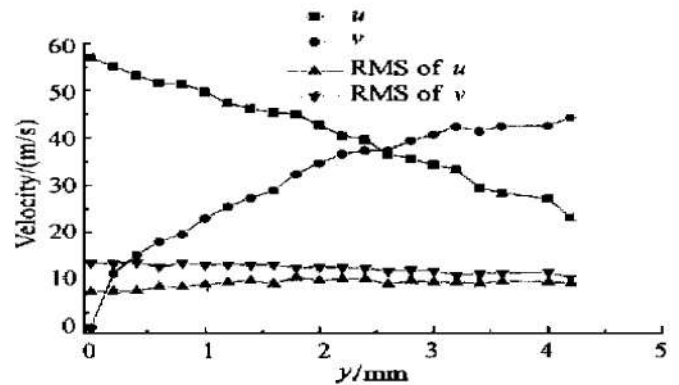
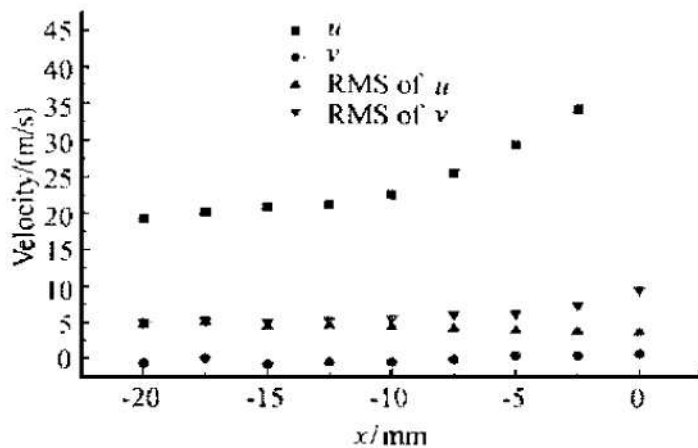
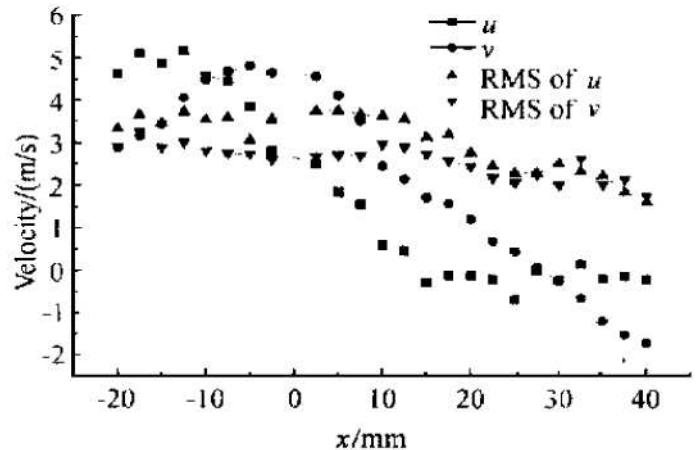
燃烧室尾部流场的湍流脉动速度分布表明,受喷管潜入的影响,气流轴向和横向湍流强度都比较大,数量级接近,以喷管入口面最大轴向速度 $U_{\max}$ 为标准的相对湍流度最大可达 25% 左右。

喷管入口上游 $x = -20$ mm 处气流时均速度和湍流脉动速度分布如图 5 所示。轴向时均速度 u 在轴线附近加速,在壁面附近减速,而在中间 ($y = 30$ mm 附近) 出现最小值,说明该区域气流最先受到喷管潜入的影响而减速,轴向脉动速度的分布说明该区域湍流强度最小。横向时均速度 v 在轴线和壁面附近较小,而在喷管前端外侧 ($y = 12.5$ mm 附近) 最大,说明该区域气流最先转向喷管入口,轴向脉动速度的分布说明该区域湍流强度最大。壁面附近轴向湍流强度增大,横向湍流减小,这正是边界层的特点。

喷管入口面 $x = 0$ 处气流速度分布如图 6 所示,和非潜入喷管相比,气流的横向时均速度很大,在壁面附近大于轴向速度,这是由于喷管潜入使大量气体沿喷管前端过渡圆弧折入喷管。从轴线到壁面轴向湍流脉动速度略有增大,横向脉动略有减小,轴向脉动小于横向脉动。

轴线上气流速度分布如图 7 所示,在气流向喷管入口流动的加速过程中,轴向湍流脉动速度减小,横向脉动增大,轴向脉动小于横向脉动。

在与轴线平行的截面 $y = 29$ mm 处气流速度分布如图 8 所示,该截面贯穿了主流区、分离区和回流区。主流的时均速度和湍流脉动速度较高,进入分离区后气流时均速度减小,脉动速度略有增大,回流区内气流时均速度较低并出现负速度,脉动速度逐渐减小。从图中可以看出,回流区内气流时均速度和脉动速度较主流均有较大波动。

Fig. 5 Mean velocity and RMS vs y at $x = -20$ Fig. 6 Mean velocity and RMS vs y at $x = 0$ Fig. 7 Mean velocity and RMS vs x at $y = 0$ Fig. 8 Mean velocity and RMS vs x at $y = 29$

4 结 论

(1) 含潜入喷管发动机尾部流场的时均速度和湍流脉动速度分布表明, 气流在潜入喷管入口上游发生分离, 再附点位于喷管前端部外侧, 背壁空腔内形成一个比较稳定的回流区, 回流区气流速度与主流相差一个量级。流场的轴向和横向湍流强度都比较大, 数量级接近。

(2) 以分离流动的再附点为界, 其右侧的喷管外表面和后封头热防护设计可以简化, 而喷管前端过渡圆弧段热防护设计必须加强。

(3) 发动机尾部二维流场冷流模拟实验结果可为发动机设计提供参考, 也可作为数据库校验发动机内流场数值模拟的精度, 还为进一步研究喷管潜入度、背壁形状等因素对流场的影响, 完成发动机尾部三维流场的测量打下基础。

参 考 文 献

[1] Waesche R H W, Sargent W H. Space shuttle solid rocket motor aft-end internal flows [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989 (6).

[2] Thompson B E, Bouchery O, Lowney K D. Flow through a submerged nozzle [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995 (6).

[3] Foster W A, Jenkins R M, Hengel J E. et al. Direct measurements of internal flow velocities in Astar-slot model [R]. AIAA 97-2716.

[4] Traineau J C, Hervat P, Kuentzmann P. Cold-flow simulation of a two-dimensional nozzleless solid rocket motor [R]. AIAA 86-1447.

[5] Couton D, Plourde F, Doan-Kim S. Cold gas simulation of a solid propellant rocket motor [R]. AIAA Journal, No. 12, 1996.

[6] 徐 挺. 相似理论与模型实验 [M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1982.

[7] 肖育民, 蔡体敏. 关于潜入式 SRM 冷流模拟试验中相似与模拟问题的探讨 [J]. 推进技术, 1996, 17 (3).

[8] 王光林, 蔡 峨. 固体火箭发动机设计 [M]. 航空专业教材编审室, 1985.

[9] 何洪庆, 姚 娜, 何国强, 等. 喷管潜入段二维内相冷流实验 [J]. 推进技术, 1999, 20 (3).

[10] 杜斯特 F 等著. 激光多普勒测速技术的原理和实践 [M]. 沈 熊等译. 北京: 科学出版社, 1992.

(责任编辑: 盛汉泉)