

潜入喷管背壁区流场影响因素实验研究*

韩新波, 陈步学, 蔡体敏

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 应用相位多普勒粒子分析仪 (PDPA) 对含潜入喷管、通道为矩形的固体火箭发动机冷流模型内流场进行测量, 研究了雷诺数和背壁空腔形状对背壁区流场的影响。结果表明, 随着雷诺数增大气流分离点向下游移动, 回流速度增大, 椭圆形后封头、直线形喷管背壁构成的背壁区回流速度比圆形后封头、台阶形喷管背壁大。对于潜入深度大的喷管, 气流在燃烧室壁面分离, 背壁区形成强旋涡; 而潜入深度小的喷管, 分离点会后移至后封头上, 在背壁区后部形成弱旋涡。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 潜入式喷管; 喷管气流; 流场校测试验

中图分类号: V435 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)05-0031-03

Effects of Reynolds number and aft-end cavity configuration on aft-end SRM internal flow-field

HAN Xir-bo, CHEN Bur-xue, CAI Ti-min

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

Abstract: Internal flow-field in a cold flow model of solid rocket motor with rectangular channel and submerged nozzle was measured using phase doppler particle analyzer (PDPA). The effects of Reynolds number and aft-end cavity configuration on aft-end flow-field were studied. It is showed that the separation point of the flow moves downstream and recirculation velocity increases with Reynolds number increasing. Recirculation velocity of the aft-end cavity with ellipse aft-dome and line back surface is higher than that with round aft-dome and sidestep back surface. For large submergence, the flow separates at combustion channel and a strong vortex forms in the aft-end cavity. However, for little submergence the flow separates at aft-dome and a weak vortex forms in the rear of the cavity.

Key words: Solid propellant rocket engine; Insert nozzle; Nozzle flow; Flow field calibration test

1 引言

含潜入喷管的固体火箭发动机工作的后期, 当背壁附近的装药燃尽后空腔内会形成强烈的回流, 影响该区域绝热层烧蚀并造成流动损失。背壁区流场与主流雷诺数和背壁空腔形状有关, 文献 [1] 认为保证发动机冷流模拟具有相似性的临界雷诺数需达 10^4 ; 文献 [2] 通过水洞实验发现显著的主流雷诺数增加会带来后封头局部速度的增加; 文献 [3] 认为在雷诺数较高、潜入度较大和喷管背壁为凹弧面的条件下, 背壁区域易形成旋涡。但以上结论主要是通过流场显示方法得到的, 没有定量的测量数据。本文在文献 [4] 潜入喷管背壁区流场激光多普勒测速的基础上, 研究了雷诺数、喷管背壁形状、

后封头形状和潜入深度对背壁区流场的影响。

2 实验

实验系统和实验条件见文献 [4]。为了研究喷管背壁形状、后封头形状和潜入深度对背壁区流场的影响, 设计了 5 种喷管, 如表 1 所示。

Table 1 Aft-end cavity configuration for each model

Type	Aft-dome	Back surface of nozzle	Depth of submergence/mm
1	Ellipse	Line	45
2	Ellipse	Sidestep	45
3	Circle	Line	45
4	Circle	Line	32
5	Circle	Line	18

* 收稿日期: 1999-11-10; 修订日期: 2000-02-12。基金项目: 国家重点实验室基金资助项目。

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。

实验中喷管流动达到临界状态,测得的燃烧室通道气流轴向平均速度保持不变(约为 8.9 m/s),对于不同喷管波动不超过 2.5% 。

2.1 雷诺数

对于潜入喷管背壁区的稳态不可压湍流流场,雷诺数是影响流动状态的主要因素, $Re = \rho d_c \mu = \rho d_c \mu = \rho d_c \mu / (\mu RT)$,在实验条件下通过改变模型工作压力 p 来调节雷诺数。采用1号潜入喷管,工作压力分别为 $0.17, 0.25, 0.33\text{ MPa}$,对应的雷诺数为 $3.7 \times 10^4, 5.4 \times 10^4, 7.1 \times 10^4$,背壁区的速度分布如图1所示,气流的分离点、再附点、回流中心和最大回流速度如表2所示。气流在燃烧室壁面发生分离,再附点位于喷管背壁,背壁区内形成速度很大的回流,当 $Re = 7.1 \times 10^4$ 时最大回流速度达到 6.0 m/s ,是燃烧室通道轴向平均速度的 67% ,说明背壁区的回流属于强旋涡,Waesche^[1]认为这与喷管入口和燃烧室后部壁面间随机产生的涡流有关。

随着雷诺数的增加,气流分离点向下游移动,再附点和回流中心位置无明显变化,同时回流速度明显增大。Waesche^[2]通过水洞实验也发现显著的主

流雷诺数增加会造成背壁区局部速度的增加,认为这与主流速度增加相一致。而在风洞实验中,测得的主流平均速度不变,喷管入口上游主流速度分布变化也不大,说明背壁区旋涡增强与主流速度变化无关,而是由雷诺数增加本身引起的。这可解释为随着雷诺数的增加,流体微团的掺混更加强烈,回流能从主流中获得更多能量,使得回流速度增大;同时,边界层也能从主流获得更多能量,使它抵抗分离的能力更强,因而分离点向下游移动。

一般认为保证发动机冷流模拟具有相似性的雷诺数为 10^4 ,该临界值是通过主流的速度分布或流场显示验证的^[1]。本次实验中雷诺数达到了该临界值,但雷诺数变化对背壁区流场仍有影响,说明对于含潜入喷管的发动机尾部的分离流动,雷诺数达到 10^4 不能保证完全相似,要提高冷流模拟精度还必须适当增加雷诺数(增大实验压力或模型尺寸),这会增加实验的难度。实际发动机中的雷诺数量级为 10^6 ,其背壁区回流速度可能与主流更加接近,这会对后封头和喷管背壁产生严重的烧蚀,并造成较大的流动损失。

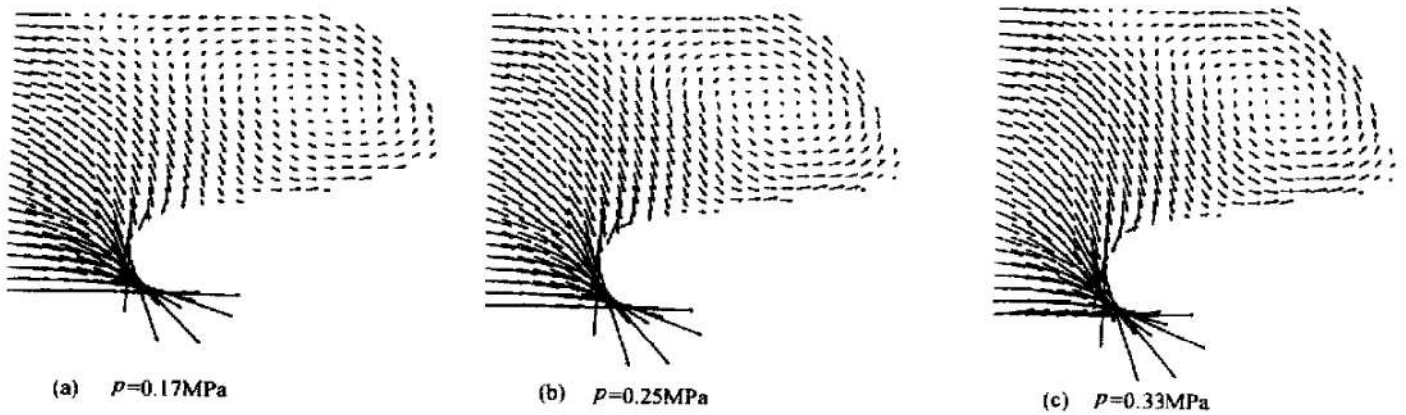


Fig. 1 Aft-end flow-field for nozzle 1

Table 2 Characteristic parameters of recirculation zone

Nozzle	Pressure/ MPa	Re	Separation point/ (x/mm)	Reattachment point/ (x/mm)	Center of vortex/ mm	Max. reflux velocity/ (m/s)
1	0.17	3.7×10^4	- 7.5	7.5	27.5, 32	4.5
	0.25	5.4×10^4	- 5.0	7.5	30, 32	5.6
	0.33	7.1×10^4	0	7.5	27.5, 34	6.0
2	0.25	5.4×10^4	- 2.5	10	27.5, 32	4.4
3	0.25	5.4×10^4	- 10	7.5	30, 28	3.1
4	0.25	5.4×10^4	20	12.5	—	1.4

2.2 喷管背壁形状

2 号喷管背壁为台阶形, 压力为 0.25 MPa 时背壁区的速度分布如图 2 所示。和 1 号喷管相比, 气流分离点和再附点的位置均向后移动, 回流区域变小, 回流中心位置无明显变化, 回流速度降低, 为 1 号喷管的 79%。说明台阶形喷管背壁对背壁区气流旋涡的形成有阻碍作用, 这和文献 [3] 中的凹弧形背壁有利于旋涡形成的结论是类似的。目前很多固体火箭发动机潜入喷管背壁设计为台阶形, 这有利于减少烧蚀和流动损失。

2.3 后封头形状

3 号喷管后封头为圆形, 压力为 0.25 MPa 时背壁区的速度分布如图 3 所示。和 1 号喷管相比, 气流分离点和再附点无明显变化, 回流中心略向后下方移动, 旋涡强度明显减弱, 只有 1 号喷管的 60%。这说明背壁回流与背壁区形状密切相关, 3 号喷管背壁区比 1 号喷管狭窄, 不易形成强烈的旋

涡。

2.4 潜入深度

4 号喷管潜入深度为 32 mm, 压力为 0.25 MPa 时背壁区的速度分布如图 4 所示。背壁区流场与 3 号喷管明显不同, 主流不在燃烧室壁面分离, 而是沿后封头进入背壁区, 并在后封头上 (20 mm, 34 mm) 处发生分离, 背壁区后部形成小范围的回流, 最大回流速度只有 1.4 m/s, 且稳定性较差, 使流场测量的不确定性增大。实验中还发现, 用于示踪的 Al_2O_3 粒子在后封头和喷管背壁结合处出现了严重的粘接, 也说明该区域气流速度很低。

5 号喷管潜入深度为 18 mm, 压力为 0.25 MPa 时测得的流场与 4 号类似, 不同的是回流区范围更小, 强度更弱, 仅局限于后封头和喷管背壁结合处。由于回流区太小, 稳定性差, 难以得到准确的后回流区数据。

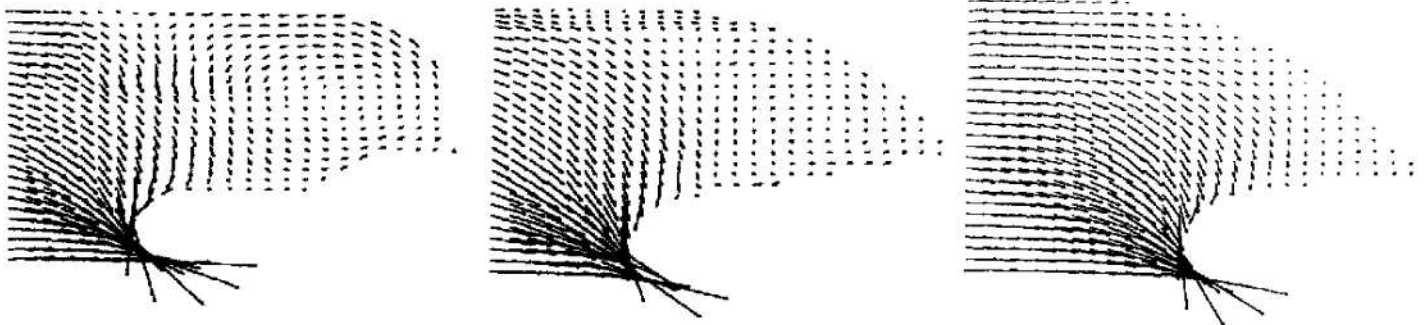


Fig. 2 Aft-end flow-field for nozzle 2 Fig. 3 Aft-end flow-field for nozzle 3 Fig. 4 Aft-end flow-field for nozzle 4

3 结 论

(1) 随着雷诺数增大, 气体微团的掺混更加强烈, 使气流分离点向下游移动, 回流速度增大。

(2) 台阶形喷管背壁对背壁区回流的形成有阻碍作用, 使背壁区回流强度减弱, 回流区域变小, 这有利于减少烧蚀和流动损失。

(3) 圆形后封头构成的背壁区比椭圆形后封头狭窄, 背壁区回流强度明显减弱。

(4) 对于潜入深度大的喷管, 气流在燃烧室通道壁面分离, 背壁空腔内形成稳定的强旋涡; 对于潜入深度小的喷管, 分离点会后移至后封头上, 在背壁区后部形成稳定性较差的弱旋涡。

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] Waesche R H W. Effects of grain and aft-dome configuration on aft-end SRB internal flows [R]. AIAA 89-2421.
- [3] 黄志柱, 何国强, 吴心平. 潜入喷管背壁流场模拟显示 [J]. 推进技术, 1991 (1).
- [4] 韩新波, 陈步学, 蔡体敏, 等. 含潜入喷管发动机尾部流场冷流模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21 (3).

(责任编辑: 盛汉泉)