

文章编号: 1007-3124(2003)02-0010-05

# 塞式喷管气体动力学过程冷流实验研究

李 江<sup>1</sup>, 马家欢<sup>2</sup>, 潘文欣<sup>2</sup>, 翟曼玲<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学航天工程学院, 陕西 西安 710072; 2. 中国科学院力学研究所, 北京 100080)

**摘要:**开展了塞式喷管气体动力学过程的冷流实验研究。实验对不同压比条件下塞式喷管塞体表面的压力分布进行了测量,对塞体长度、侧板影响、底部特性以及二次流影响进行了研究。通过冷流实验揭示了塞式喷管的气体动力学过程和流动特性,得到的结论主要有:(1)有无侧板对塞体边缘压力分布影响比较明显,对中心线压力分布影响很小,无侧板的情况下喷管性能会有一定损失。(2)尾迹开放状态下,底部压力随环境压力变化,由于底部涡的影响,底部压力低于环境压力;尾迹闭合状态下,底部压力不再随环境压力变化。(3)尾迹闭合状态下,在底部加入二次流会有比较明显的增压效果;尾迹开放状态下,二次流对短喷管增压效果不明显,但对长喷管有一定的增压效果。

**关键词:**塞式喷管;冷流实验;气体动力学

\* 中图分类号:433.9<sup>+</sup>1 文献标识码:A

## Cold flow experimental study of plug nozzle

LI Jiang<sup>1</sup>, MA Jia-huan<sup>2</sup>, PAN Wen-xin<sup>2</sup>, ZHAI Man-ling<sup>2</sup>

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi an 710072, China; 2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract:** The cold flow simulation experiments are carried out to show the gas dynamic mechanism of plug nozzle. The pressure distributions on the surfaces of plug nozzles are measured with different nozzle pressure ratios. The influences of plug length, side plates, base flow and base bleed on plug nozzle performance are studied. Some valuable conclusions are summarized as following: 1) The effect of side plates on pressure distribution along the plug edge is more notable than that along the centerline. The performance of plug nozzle is decreased without side plates. 2) Under the open wake condition the base pressure drops with the decreasing of ambient pressure. The base pressure is slightly lower than ambient pressure due to the base vortex. In the case of close wake condition the base pressure do not change any more with the decreasing of ambient pressure. The base pressure of long plug is lower than that of short one. 3) Experiments show that net gain of nozzle performance can be achieved by diverting a small percentage of primary flow to the nozzle base. This base bleed increases the nozzle base pressure obviously under close wake condition. Under open wake condition this effect is obvious only to the long plug.

**Key words:** plug nozzle; cold flow experiment; gas dynamics

## 0 引 言

塞式喷管的最大优点就是具有高度补偿特性,此

外还有结构短、重量轻等优点,所以具有很好的应用前景。然而塞式喷管的气体动力学过程比钟型喷管要复杂得多,影响喷管性能的因素也比较多。图 1 为

\* 收稿日期: 2002-06-17

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(19882006)

作者简介: 李 江(1971-),男,陕西蓝田人,副教授. 研究方向: 航空宇航推进理论与工程.

塞式喷管流动示意图,塞式喷管由一个截短的塞形体和其周围并排的若干主喷管构成。来自主喷管的燃气喷流绕塞形体表面及其末端拐角作半受限膨胀流动,底部形成回流区,外侧自由膨胀边界持续膨胀到当地环境压力。在低空,较高的环境大气压限制了喷流外边界的过度膨胀,使其有效膨胀比与当地的最佳膨胀比接近,避免了过膨胀损失;而在高空时,较低的

环境压力允许喷流膨胀到更大的膨胀比,避免了欠膨胀损失,这正是塞式喷管具有高度补偿能力的缘由。国外在塞式喷管气体动力学过程方面已经开展了很多理论和实验研究工作<sup>[1~3]</sup>,国内在塞式喷管方面的研究工作刚刚起步,有关塞式喷管气体动力学过程的研究开展得还很不够,因此深入开展这方面的研究是非常有必要的。

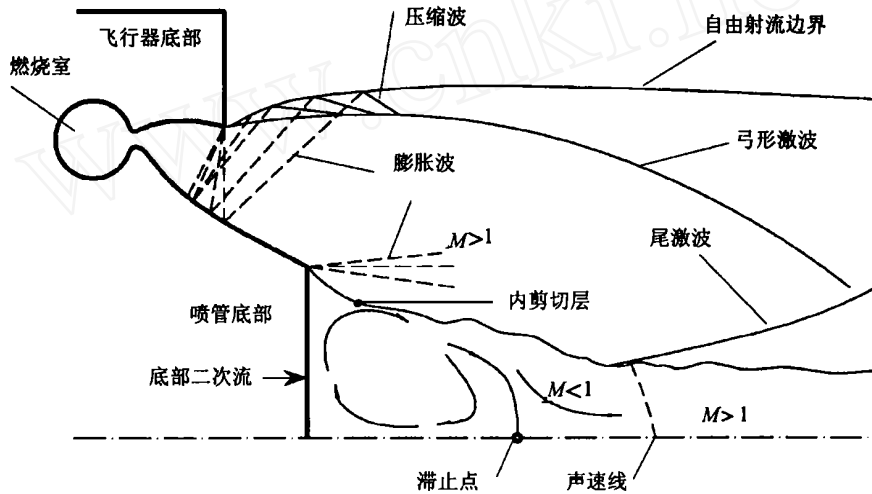


图 1 塞式喷管流动示意图

Fig.1 Sketch of flow field of plug nozzle

# 1 实验系统

## 1.1 实验设备

实验采用的工作气体为压缩空气,实验设备主要包括两部分:一部分是气源,提供实验的工作气体来模拟塞式喷管的燃气,另一部分是背压模拟设备,模拟不同高度下的背压条件。对力学所的 JF-8A 激波风洞进行改造来满足实验的要求,去掉风洞的喷管,将风洞高、低压段连通,整体作为气源与模型相通,实验模型安装在风洞的实验段,风洞的真空罐和抽真空系统用于提供不同的背压条件。

## 1.2 实验模型

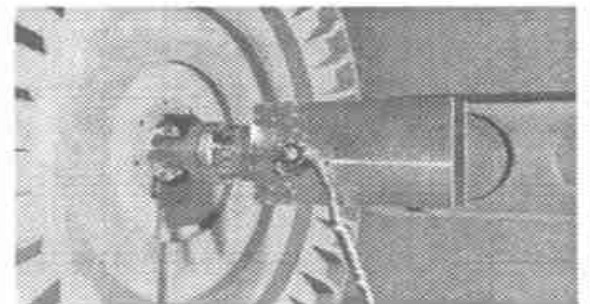
实验采用的塞式喷管模型为线型点膨胀的结构形式,基本设计参数为:

设计压比	200	总压	0.7 MPa
喉部尺寸	7mm	横向长度	100mm
双喉部面积	1400mm <sup>2</sup>	流量	2.7 kg/s

这里压比 (NPR) 定义为总压与背压之比。塞式喷管型面设计方法采用文献 [4] 的方法,图 2 是实验模型照片。为了对比不同塞体长度对喷管性能的影响



(a) 无侧板



(b) 有侧板

图 2 实验模型

Fig.2 Photos of plug nozzle models

响,设计了两种塞体长度的喷管:20%喷管和35%喷管,这里的塞体长度百分比是指截短以后的塞体占全长塞体的百分比。为了研究侧板对喷管性能的影响设计了有侧板和无侧板的两种结构形式。底部二次流的加入方式采用在塞体底部均匀开小孔,二次流通过这些小孔加入。二次流的流量用不同孔径的孔板来控制,实验中二次流的流量分别选取主流的0.5%、1%、1.5%、2%和3%。

实验主要测量塞体表面的压力分布,在塞体型面和底部面上布置了很多测点。20%喷管不仅在对称面上布置测点,还选取若干站点沿横向布点,塞体型面分布测点29个,底部15个。为了考察上下面的流动是否对称在下表面放置2个测点。35%喷管的测点都是在对称面上分布,型面24个测点,底部4个测点。

### 1.3 测量系统

测压采用压阻传感器,由于沿塞体型面压力变化比较剧烈,因此根据理论计算得到的表面压力分布分段选择合适的量程。压力信号用SC-28数据采集系统进行采集。

## 2 实验结果及分析

总共进行了55种工况的实验,获得了丰富的实验数据,下面对实验结果进行分析总结。

### 2.1 中心线压力分布

图3是不同压比条件下塞体型面沿中心线的压力分布,从图中可以看出,压比较低的情况下,塞体下游表面压力呈现波状分布,波状变化以前的压力分布与设计状态完全一样,有波动的这一段是由于膨胀波或压缩波在塞体壁面和射流边界之间交替反射造成的,这一段压力的平均值与环境压力基本接近,这部分压力体现了塞式喷管的高度补偿特性。对于截短塞式喷管来说,高度补偿特性是在一定的压比范围内才在塞体型面起作用,大于某个压比以后型面压力分布保持不变,这时高度补偿特性通过塞体底部起作用。

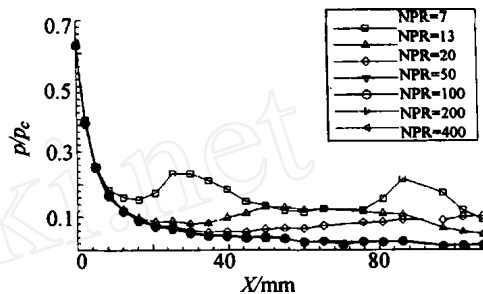
图4为不同压比条件下塞体底部沿中心线的压力分布,从图中可以看出,底部压力沿坐标变化不大,近似呈水平直线。

### 2.2 侧板影响

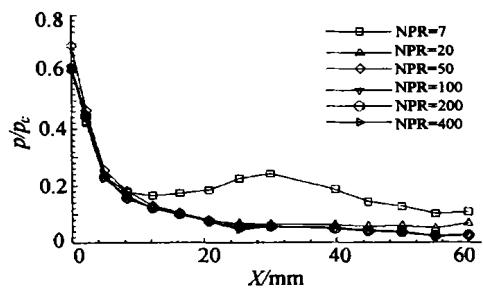
图5为两种典型压比条件下有无侧板中心线压力分布的对比,可以看出有无侧板中心线压力分布很接近,其他压比条件下的情况也基本如此,说明有无

侧板对中心线压力分布影响不明显。

图6为两种典型压比条件下有无侧板塞体边缘压力分布的比较,可以看出,压力分布有明显差别,无



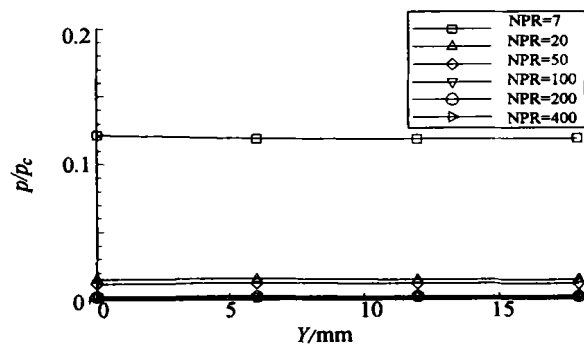
(a) 35%喷管



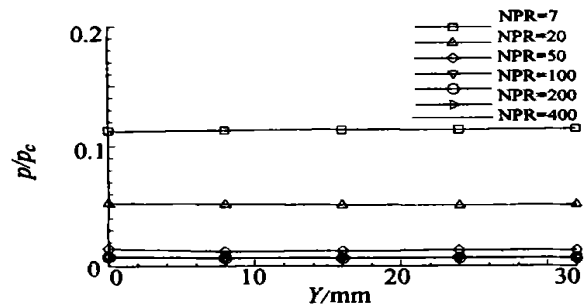
(b) 20%喷管

图3 塞体型面中心线的压力分布

Fig.3 Pressure distribution along symmetrical line of plug profile



(a) 35%喷管



(b) 20%喷管

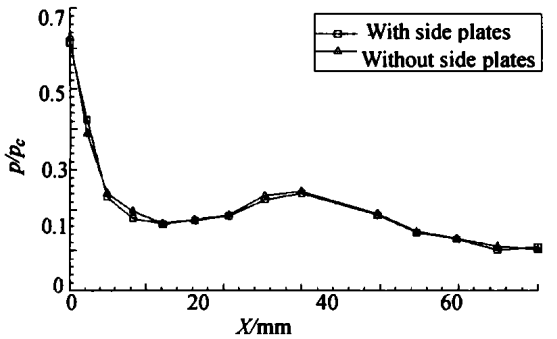
图4 塞体底部中心线的压力分布

Fig.4 Pressure distribution along symmetrical line of plug base

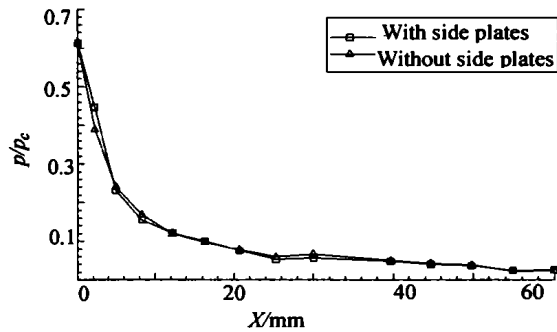
侧板情况下压力总体低于有侧板情况,这会造成推力损失,其他压比条件下的情况也基本如此。

### 2.3 底部特性

图 7 是 20 % 喷管在不同二次流流量条件下的底部平均压力随压比变化曲线,(a) 为有侧板的情况,(b) 为无侧板的情况。有侧板的情况下,当压比小于 100 时,底部压力接近环境压力,随环境压力的降低(压比增加)而降低,这个阶段底部处于开尾迹的状态。当压比大于 100 以后,底部压力基本保持不变,不再随环境压力改变,此时尾迹处于闭合状态。在开尾迹状态,底部二次流加入并没有起到增压效果;当尾迹闭合以后,加入二次流,底部压力有所升高。无侧板情况下底部压力一直随环境压力降低(压比增加)而降低,加入二次流没有任何增压效果,说明无侧板底部无法封闭,二次流起不到增压效果。



(a) NPR = 7

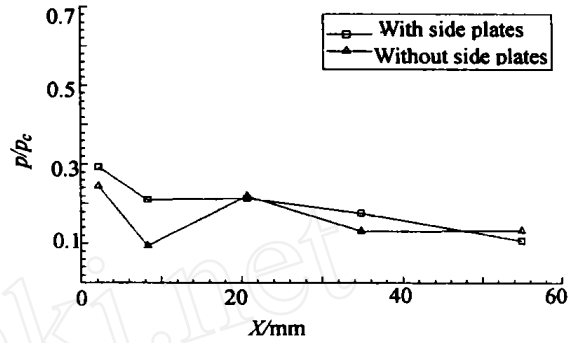


(b) NPR = 200

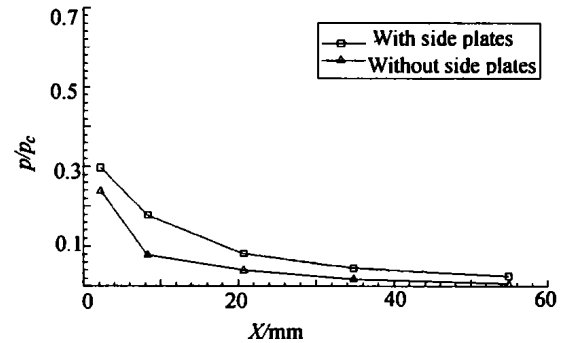
图 5 有无侧板中心压力分布比较

Fig. 5 Pressure distribution along symmetrical line of plug profile with and without side plates

图 8 是 35 % 喷管有无侧板时底部压力随压比变化的曲线,可以看出总体变化规律与 20 % 喷管基本类似。与 20 % 相比,开尾迹状态下 35 % 喷管底部压力更低,另外开尾迹状态下 35 % 喷管加入二次流底部压力有所上升。这主要是 35 % 喷管底部尺寸小,底部涡的作用比较强,造成底部静压下降比较多一



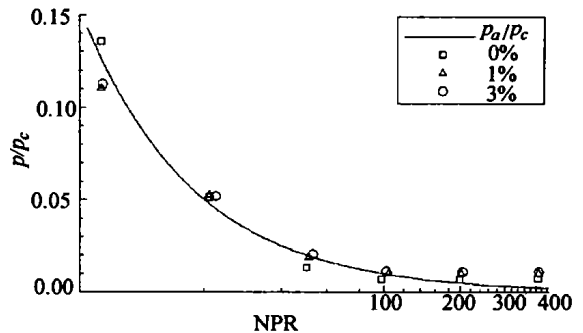
(a) NPR = 7



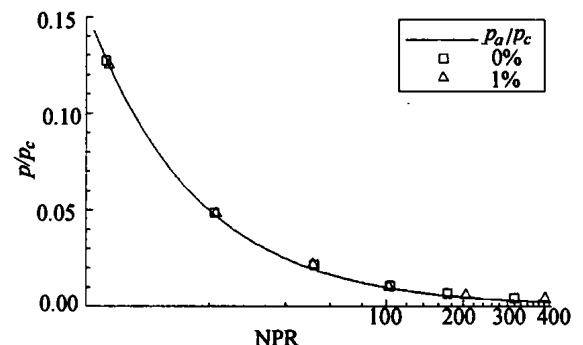
(b) NPR = 200

图 6 有无侧板边缘压力分布比较

Fig. 6 Pressure distribution comparison along the edge line of plug profile with and without side plates



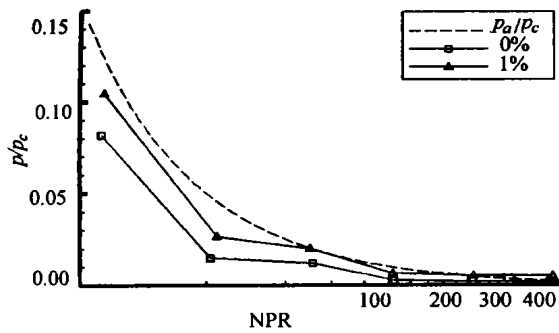
(a) 有侧板



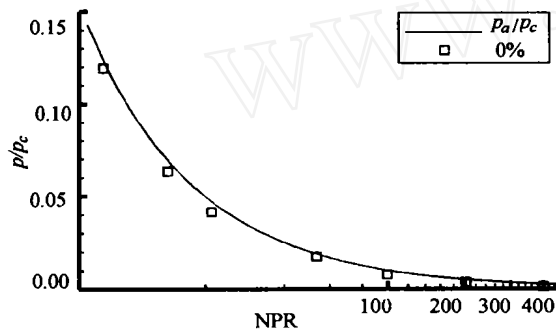
(b) 无侧板

图 7 20 % 喷管底部平均压力随压比的变化

Fig. 7 Average pressure of plug base versus NPR of 20 % length plug



(a) 有侧板



(b) 无侧板

图8 35%喷管底部压力随压比的变化

Fig. 8 Average pressure of plug base versus NPR of 35% length plug

些,加入1%二次流在一定程度上破坏了底部涡,使得底部压力有所恢复。

### 3 结论

(1) 有无侧板对中心线压力分布影响不明显,但

对边缘压力分布影响比较明显。无侧板情况下喷管性能会有一些损失,因此在塞式喷管设计中应该考虑采用某种形式的侧板结构。

(2) 开尾迹状态下,底部压力随环境压力降低而降低,由于底部涡的影响,底部压力略低于环境压力,塞体长的喷管比短的喷管底部压力更低;闭尾迹状态下,底部压力保持不变,不随环境压力变化。

(3) 闭尾迹状态下,加入二次流有比较明显的增压效果;开尾迹状态下,二次流对长喷管有一定增压效果,对短喷管增压效果不明显。

致谢:感谢国家自然科学基金委和国家高科技(航天领域)专家委员会对本项目的支持,感谢朱森元院士、王珏研究员和刘宇教授等人对本项目的关心和支持,同时感谢力学所高温气体动力学开放研究实验室运行组、技术组同志的协助和支持。

### 参考文献:

- [1] HAGEMANN G. et al. Flow phenomena in advanced rocket nozzle-the plug nozzle. AIAA-98-3522.
- [2] IMMICH H. et al. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzles. AIAA-98-1603.
- [3] RUF J H, MCCONNAUGHEY P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream. AIAA-97-3218.
- [4] ANGELINO G. Approximate method for plug nozzle design. AIAA J. 1964, 2(10):1834~1835.