

塞式喷管冷流实验和数值模拟研究*

李江¹, 何国强¹, 马家欢², 潘文欣², 翟蔓玲²

(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: 开展了塞式喷管冷流实验和数值模拟研究。实验模型采用直排的点膨胀构型, 实验测量了两种塞体长度的塞式喷管在不同压比条件下的表面压强分布, 拍摄了典型工况下流场的纹影照片。数值模拟采用二阶 NND 格式求解二维 N-S 方程, 计算得到的壁面压强分布与实验结果吻合较好。通过实验和数值模拟验证了塞式喷管高度补偿特性, 得到的结论为塞式喷管设计和性能预报提供了依据。

关键词: 塞式喷管; 喷管气流; 流动分布; 冷流实验; 数值仿真

中图分类号: V435.23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2003) 06-0491-04

Experimental and numerical study for cold flow of plug nozzle

LI Jiang¹, HE Guo-qiang¹, MA Jia-huan², PAN Wen-xin², ZHAI Man-ling²

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

2. Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

Abstract: The experiment and numerical simulation were carried out for cold flow of plug nozzle. The pressure distributions on the wall surface of the plug nozzle models with two different truncated length were measured under different nozzle pressure ratios and the schlieren photos of typical cases were taken. Second order NND scheme was adopted. The pressure distributions of numerical results agree well with the experimental results. The results validate the altitude compensation mechanism of plug nozzle and would be helpful for plug nozzle design and performance prediction.

Key words: Plug nozzle; Nozzle flow; Flow distribution; Cold flow test; Numerical simulation

1 引言

塞式喷管发动机的最大优点就是具有高度补偿特性, 并有结构短、重量轻等优点, 是单级入轨可重复使用运载器非常理想的动力装置。与传统的拉瓦尔喷管相比, 塞式喷管的气体动力学过程较复杂, 影响喷管性能的因素比较多。其概念在 20 世纪 50 年代就已提出, 60 年代中期研究达到了高潮, 美国在这方面投入比较大, 开展的研究也较全面^[1,2], 包括理论研究、冷态和热态实验等, 为塞式喷管走向工程实用打下了良好的基础。90 年代美国提出的 X-33 演示计划^[3]使得塞式喷管的研究又掀起一股高潮, 日本^[4]、欧共体^[5,6]和我国也开始了这方面的研究工作^[7-11]。目前 X-33 虽然下马, 但美国的直排式塞式喷管发动机技术基本过关, 已经达到了实用的水平,

应该说塞式喷管仍然具有很大的潜力。

目前国内刘宇教授^[9]等人开展的研究工作具有代表性, 他们开展了以固体推进剂为燃料的塞式喷管单元发动机的实验和数值研究, 对燃烧室压强、底部气锥流量、内扩张比、侧喷管倾角及底部压缩角等对塞式喷管性能的影响进行了研究, 数值模拟方法采用特征线法, 对塞体底部、射流边界等进行了简化处理, 轴向推力的计算结果与实验结果进行了比较。本文在对数值算法进行了大量算例考核的基础上, 进行了外流干扰对塞式喷管性能影响的数值模拟研究^[8], 还对塞式喷管底部特性进行了数值模拟研究^[9]。宋明德对一种二维轴对称的塞式喷管开展了无粘和有粘计算^[10], 戴梧叶等开展了塞式喷管流场的二维数值模拟^[11], 并对外流的影响进行了研究。文献^[12]对于高度补偿机理进行了比较细致的分析。

* 收稿日期: 2002-12-27; 修订日期: 2003-02-24。基金项目: 国家自然科学基金资助 (19882006)。

作者简介: 李江 (1971—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: wmywh@sohu.com

本文开展了塞式喷管气体动力学过程的冷流实验和数值模拟研究,实验测量两种塞体长度的塞式喷管在不同压比条件下塞体型面和底部的压强分布,数值模拟采用二阶 NND 格式求解二维 N-S 方程,对计算结果和实验结果进行了分析比较。

2 冷流实验研究

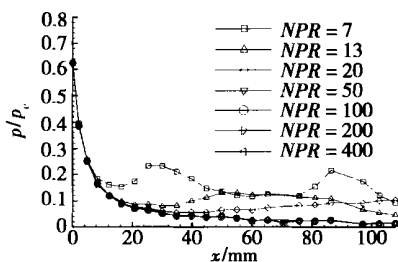
2.1 实验系统

冷流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,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。实验采用的塞式喷管模型为线型点膨胀的结构形式,基本设计参数如下:喷管设计压比为 200;总压为 0.7MPa;喉道面积为 $1.4 \times 10^{-3} \text{m}^2$;质量流量为 2.7kg/s。

压比 (NPR) 定义为总压与背压之比,型面设计采用文献[13]的方法,图 1 为实验模型结构示意图,从中可见,实验采用的塞式喷管模型为点膨胀型,也就是没有内喷管,气流直接从喉部开始做半受限膨胀。喷管上下对称,上下各有一个喉部,喉部尺寸为 7mm。喷管模型为直排式,横向尺寸 100mm,两侧无盖板,底部无二次流。为了对比不同塞体长度对喷管性能的影响,设计了塞体长度为 20% 和 35% 两种喷管。塞体长度百分比是指截短以后的塞体占全长度塞体的百分比。实验主要测量塞体表面的压强分布,在塞体型面和底部面中心线上布置了测压点。测压采用压阻式传感器,压强传感器与信号调理器相连,经过信号调理器放大,输入到 SC-28 数据采集系统进行采集。实验对典型工况拍摄纹影照片以了解流场结构。

2.2 实验结果及分析

图 2 是不同压比条件下塞体型面沿中心线的压强



(a) 35% truncated plug

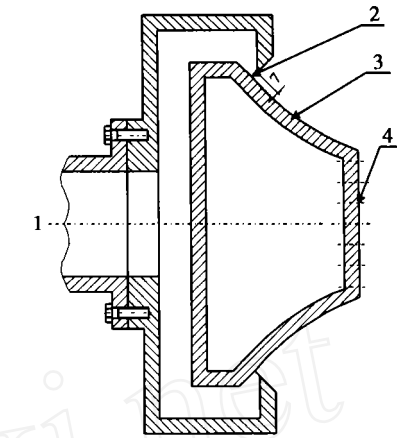


Fig. 1 Schematic diagram for test model

1) Gas source; 2) Throat; 3) Plug wall; 4) Base

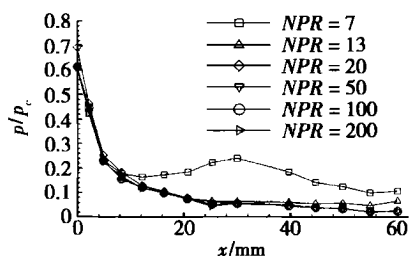
分布。压比较低的情况下,塞体下游表面压强呈现波状分布,这是由于膨胀波或压缩波在塞体壁面和射流边界之间交替反射造成的,这一段压强的平均值与环境压强基本接近。对于截短塞式喷管来说,高度补偿特性是在一定的压比范围内才在塞体型面起作用,大于某个压比以后型面压强分布保持不变,这时高度补偿特性通过塞体底部起作用。图 3 为不同压比条件下塞体底部沿中心线的压强分布,在图中所给出的坐标系下,底部压强沿坐标变化不大。

图 4 为 35% 喷管典型工况的流场纹影照片。图 4(a) 为压比 $NPR = 7$ 条件下,由于环境压强比较高,使得射流紧贴塞体型面流动,图中可以看出射流中的压缩波和膨胀波系。图 4(b) 为设计状态 $NPR = 200$ 条件下,可见射流膨胀的程度更大,射流边界与轴线接近平行,图中可以看到塞体底部的尾激波。

3 数值模拟

3.1 数值方法

针对冷流实验流场进行了数值模拟。将直排式塞式喷管流场简化为平面二维流场,控制方程采用任



(b) 20% truncated plug

Fig. 2 Pressure distribution along the center line of plug contour

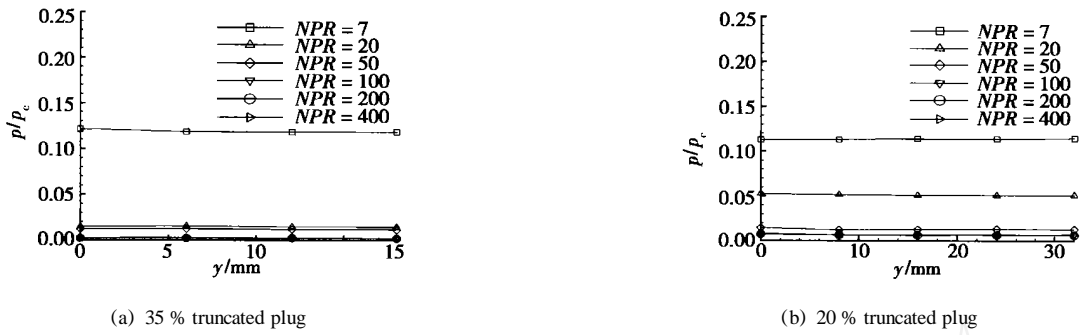


Fig. 3 Pressure distribution along the center line of plug base



Fig. 4 Schlieren photo of the flow filed of 35% plug

意曲线坐标系下的平面二维 N-S 方程：

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) \quad (1)$$

差分格式采用二阶精度的 NND 格式。

3.2 计算结果及分析

计算针对两种典型压比条件： $NPR = 20$ 和 $NPR = 200$ 。图 5 是计算得到的压强等值线图，图 6 和图 7 分别是型面和底部压强分布。可以看出，计算结果与实验结果吻合得比较好，说明目前发展的计算方法具有一定的精度和实用价值，可用于塞式喷管流动分析和性能预报。

4 结论

(1) 实验及数值模拟研究验证了塞式喷管的高度补偿特性。设计状态下气流在塞体表面的膨胀接近理想的普朗特-迈耶膨胀，射流边界与轴线接近平行；低空状态下，比较高的环境压强限制了气流在塞体表面的过度膨胀，上游表面压强分布与设计状态一样，下游呈波状变化，这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，这一段压强的平均值与环境压强基本接近。

(2) 计算得到的型面及底部压强分布与实验结果

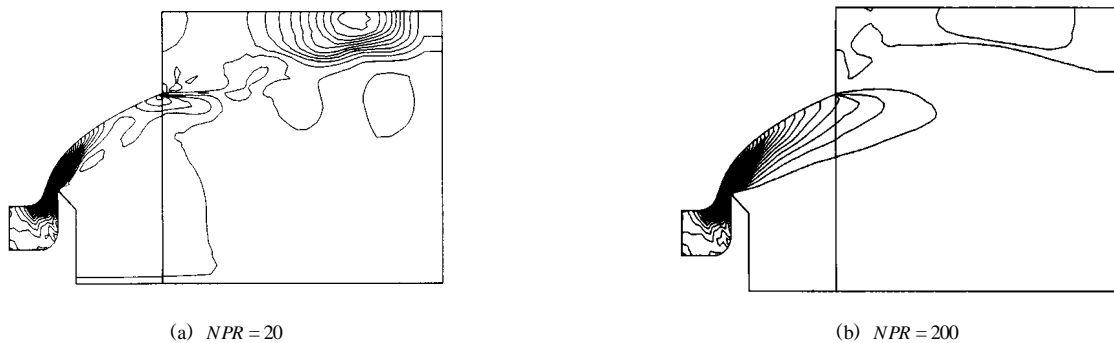


Fig. 5 Pressure contour

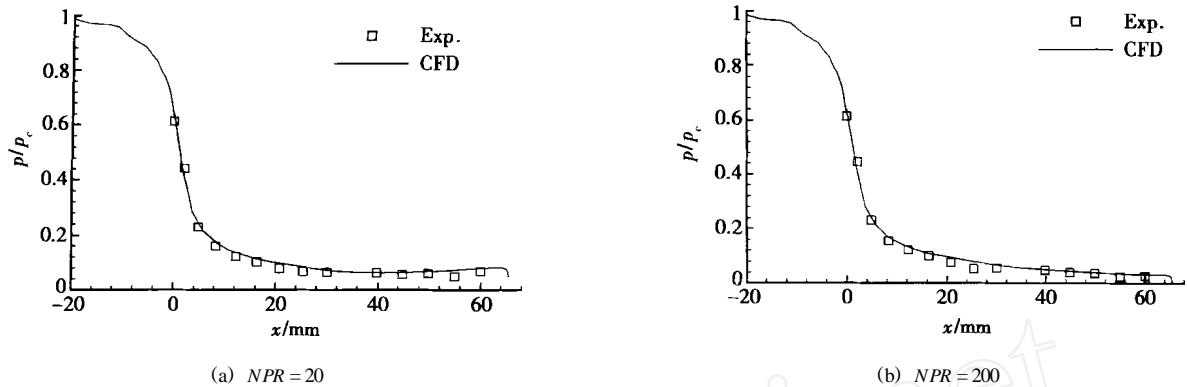


Fig. 6 Comparison of pressure distribution along the plug contour

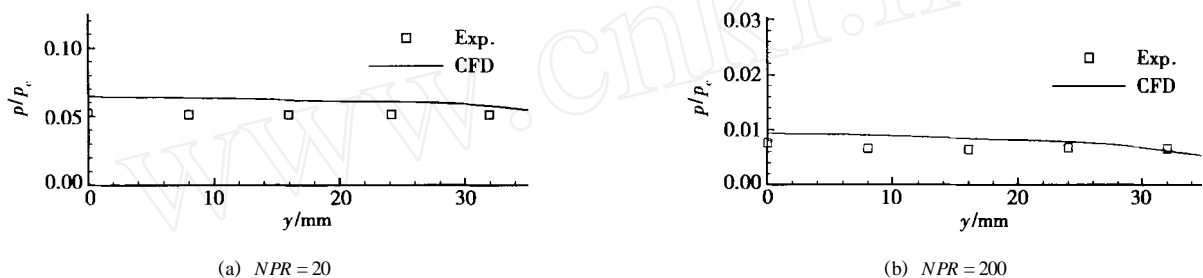


Fig. 7 Comparison of pressure distribution along the plug base

吻合比较好,说明本文发展的流场计算程序对于塞式喷管流场计算具有一定的精度和实用性,可用于塞式喷管流动分析和性能预测。

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] Rocketdyne. Advanced aerodynamic spike configurations () [R]. AD-384855, 1967.
- [2] Rocketdyne. Advanced aerodynamic spike configurations () [R]. AD-384856, 1967.
- [3] Rowell R W. The road from NASA access-to-space study to a reusable launch vehicle[R]. IAF-98-v.4.02, 1998.
- [4] Kumakama A, Onodera T, Yoshida M. A study of aerospike-nozzle engines[R]. AIAA 98-3526.
- [5] Immich H, Caporicci M. FESTIP technology developments in liquid rocket propulsion for reusable launch vehicles[R]. AIAA 96-3113.
- [6] Immich H. Experimental and numerical analysis of linear plug nozzle[R]. AIAA 98-1603.
- [7] 李江,郭唐稳,马家欢,等. 外流干扰对气动塞式喷管性能影响的数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(2).
- [8] 李江,郭唐稳,马家欢,等. 气动塞式喷管底部二次流特性的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2001, 22(1).
- [9] 刘宇,戴梧叶,汤海滨,等. 塞式喷管单元发动机实验与数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(4): 27~33.
- [10] 宋明德,张涵信,刘合金,等. 火箭发动机塞式喷管流场的数值研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5).
- [11] 戴梧叶,刘宇,张正科,等. 塞式喷管流场变化对性能的影响[J]. 宇航学报, 2001, 22(4): 20~26.
- [12] Ruf J H, McConaughy PK. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream[R]. AIAA 97-3218.
- [13] Angelino G. Approximate method for plug nozzle design[J]. AIAA J., 1964, 2(10): 1834~1835.

(编辑:梅 瑛)