

文章编号:1000-8055(2011)06-1420-06

固体火箭发动机塞式喷管数值模拟 和热态试验

任军学, 刘 宇, 廖云飞, 谢 侃
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了考察固体火箭发动机塞式喷管的性能,设计了一套单元内喷管数为 16、面积比为 25 的环簇式固体塞式喷管和一对比用钟型喷管,采用数值模拟方法预估了其推力性能.对塞式喷管进行了地面热态试验,测定了其推力性能.结果表明,环簇式塞式喷管地面燃气流动现象和推力性能的数值模拟结果与试验结果吻合.塞式喷管在地面上的推力效率达 92.6%,比同面积比和长度的钟型喷管高 9.1%,具有明显的高度补偿效应;但高空效率比用钟型喷管效率降低 5.8%.

关 键 词: 固体火箭发动机; 塞式喷管; 推力特性; 数值模拟; 热态试验

中图分类号: V430

文献标志码: A

Numerical simulation and hot test investigation of plug nozzle in solid rocket motor

REN Jun-xue, LIU Yu, LIAO Yun-fei, XIE Kan
(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A clustered type of plug nozzle, with 16 unit nozzles and an area ratio of 25, and a compared bell nozzle were designed to gain the performance characteristics of plug nozzle. The thrust performances of the nozzles were evaluated with numerical simulation method. A ground hot test was done to measure the thrust performance the clustered plug nozzle. The result shows that the numerical simulation results of the flow phenomenon and thrust performance accord with the experimental results. The thrust efficient of the plug nozzle in ground reaches 92.6% and is 9.1% higher than the bell nozzle with the same area ratio and length, reflecting the altitude compensation effects of plug nozzle. However, its thrust efficient in high attitude is 5.8% lower than the compared bell nozzle.

Key words: solid rocket motor; plug nozzle; thrust characteristic;
numerical simulation; hot test

塞式喷管由于具有高度补偿特性而能提高火箭发动机的全程飞行性能.目前国内外塞式喷管的研究以液体火箭发动机为应用对象的居多,但针对固体火箭发动机为应用对象的研究也开始出现.文献[1]探讨了塞式喷管在固体火箭发动机上

应用的优点.文献[2]结合塞式喷管的结构特点,选用流体二次喷射的方法,采用数值模拟的手段对固体塞式喷管发动机的推力矢量控制进行了初步研究.2004 年美国宇航局 Dryden 飞行研究中心联合美国空军飞行试验中心等先后进行两次固

收稿日期:2010-05-31; 修订日期:2010-07-22

基金项目:国家自然科学基金(50476002)

作者简介:任军学(1980—),男,湖北随州人,博士后,研究领域为航空宇航推进理论与工程.

体推进剂塞式喷管发动机的飞行试验并取得成功,飞行高度达 8 km,速度达 $Ma=1.5$ [1].

目前,应用在轴对称火箭或导弹的塞式喷管的结构型式主要包括:环喉式 [3]、环簇式 [4-7] 和环簇瓦状式 [8]. 国内外对这三种结构型式的塞式喷管都进行过研究. 环簇式塞式喷管在热防护和结构的实现上比另外两种构型更具优势 [1]. 本文设计了一固体火箭发动机用环簇式塞式喷管,进行了性能分析和热态试验.

1 模型喷管

采用文献 [9] 介绍的塞式喷管设计方法设计一总面积比为 25、单元内喷管数为 16 的环簇式塞式喷管. 内喷管采用锥形扩张段,扩张锥角为 10° . 其他设计参数见表 1,内喷管和塞锥设计结果见表 2. 图 1 所示为试验发动机的结构图,主要由塞式喷管(包括塞锥和内喷管)、发动机壳体、热防护层三部分组成. 其中塞锥和发动机壳体采用 45 号碳钢,热防护层采用玻璃钢.

表 1 环簇塞式喷管设计参数

Table 1 Design data of the clustered plug nozzle

参数	数值
单元内喷管数	16
总面积比	25
设计压比	308
内喷管喉部直径/mm	5.6
内喷管扩张锥角/ $^\circ$	10
内喷管面积比	4.2
燃气比热比	1.245

表 2 环簇塞式喷管设计结果

Table 2 Design result of the clustered plug nozzle

参数	数值
单元倾角/ $^\circ$	24.88
单元间距/mm	8.5
内喷管单元间距与出口直径比	0.74
塞锥长度/mm	105
底部直径/mm	28.3

设计一与上述塞式喷管相同喉部面积、总面积比和长度(喉部到出口)的钟型喷管并进行性能计算作为对比. 主要结构参数如下:初始扩张半角

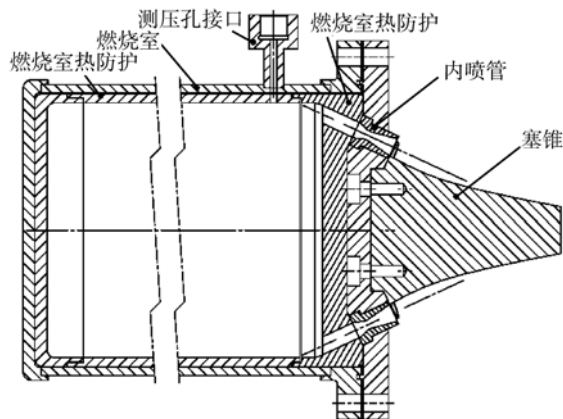


图 1 试验用发动机结构

Fig. 1 Configuration of the experimental motor

$\alpha_m = 24.32^\circ$,下游曲率半径与喉部半径相同,出口半角 $\alpha_e = 18^\circ$.

2 数值模拟与热态试验

2.1 数值方法

发动机工作时,外流会发生引射,对塞式喷管流场会有影响,但以前的数值模拟和试验研究表明,对塞式喷管的流场和推力性能影响不大 [3]. 所以计算中作如下假设:①自由流与主流取相同的物性参数;②忽略外流可能产生的流动,认为外流静止. 在对塞锥流场进行数值模拟时,采用有限体积法. 其中对流项采用二阶迎风格式离散,黏性项离散采用中心差分,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型. 采用 Fluent 6.0 软件求解.

模拟时采用如下工作参数:燃烧室压强为 4.0 MPa;总温为 2198 K;环境压强为 0.1 MPa;环境温度为 300 K;燃气气体常数为 283 J/(kg · K);比热比为 1.245. 在计算时,将内喷管和塞锥流场进行统一计算. 根据塞式喷管的对称性,内喷管单元只计算单元的 1/2,对塞锥只计算 1/2 内喷管单元对应的部分,两侧平面按对称面处理. 塞式喷管的计算模型和边界条件可参见文献 [10].

推力效率定义为实际推力与理论推力之比,理论推力为外界环境压强等于理想喷管出口压强时的推力值.

2.2 流场模拟结果

图 2 给出了不同压比情况下塞锥表面的压强分布情况. 关于塞锥轴向方向高度补偿现象的分析,已有较多文献论述 [4-7],这里主要分析塞锥周向方向上燃气相互作用的情况及其引起的压强分布的变化. 定义压比 $N_{pr} = p_c / p_a$, p_c 为燃烧室总

压, p_a 为外界环境压强。

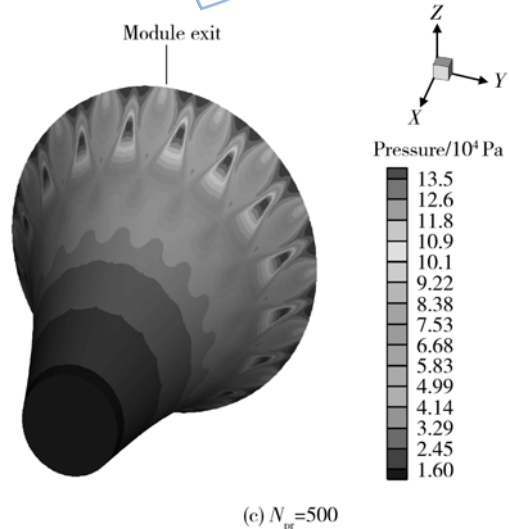
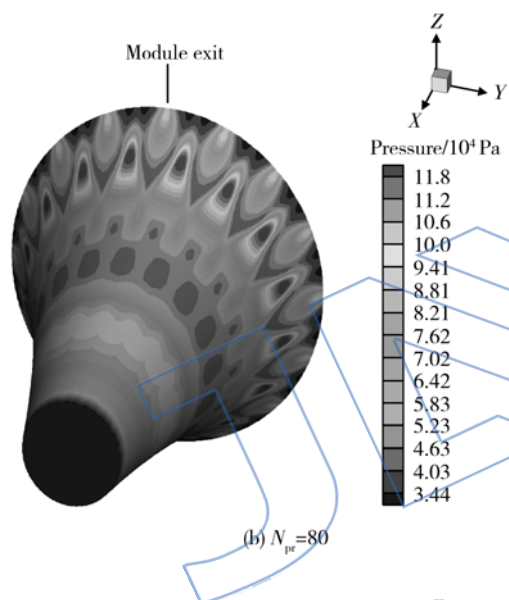
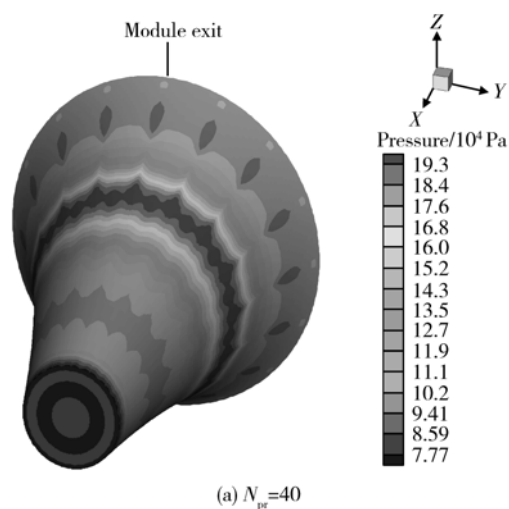


图2 塞锥压强云图

Fig. 2 Pressure contour on the plug

从图2可以看出,在地面情况压比 $N_{pr} = 40$ 时,单元间燃气的相互作用并不强,由于外界反压较大,燃气从喷管流出后,基本处于弱过膨胀状态,在靠近塞锥上游的位置处,燃气在塞锥圆周方向上未充分膨胀,相邻单元燃气在塞锥上游作用并不明显;随着塞锥直径的减小,燃气在塞锥的下

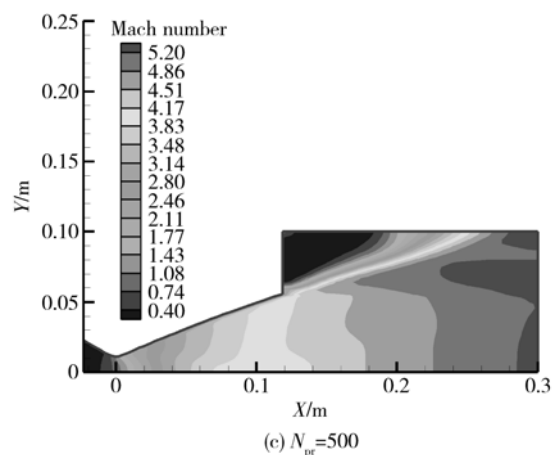
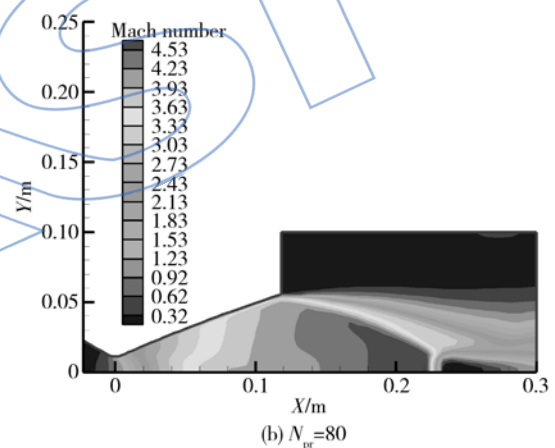
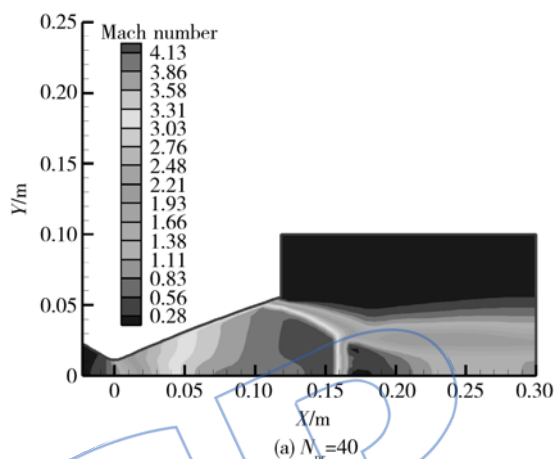


图3 对比用钟型喷管马赫数云图

Fig. 3 Mach number contour of the compared bell nozzle

游交汇. 随着 N_{pr} 的升高 ($N_{pr} = 80$ 和 $N_{pr} = 500$), 环境压强降低, 单元间燃气的相互作用逐渐变强, 流场形态发生改变. 燃气在塞锥圆周方向上较充分的膨胀, 气流相互作用比 $N_{pr} = 40$ 时发生得更靠近塞锥上游. 并且塞锥出现了明显的斜激波簇.

从图2还可以看出, $N_{pr} = 80$ 和 $N_{pr} = 500$ 时, 流场的形态就没有发生变化. 这表明随着 N_{pr} 的变化, 环簇式塞式喷管塞锥上的流场存在两种基本的流态, 本例中 $N_{pr} = 40$ 时是一种流态(流态 I), $N_{pr} = 80$ 及其以上又是一种流态(流态 II). 本文第4节中的性能分析表明, 出现流态 I 时, 塞式喷管的性能损失不大, 而出现流态 II 时, 由于斜激波簇的影响, 塞式喷管的性能损失较大^[11-12].

图3给出了对比用钟型喷管在不同压比下的马赫数云图. 可以看出, 压比 $N_{pr} = 40$ 时, 由于环境压强较高而钟型喷管的面积比较大, 燃气在出口附近的扩张段发生了分离, 并在出口外部形成了马赫盘. $N_{pr} = 80$ 时, 分离现象基本消失, 而 $N_{pr} = 500$ 时, 燃气已处于欠膨胀状态了.

3 热态试验

推进剂采用 DEG-0401 低燃速双基推进剂. 试验中采用 7 根内外孔燃烧的药柱. 试验在固体火箭发动机静止推力测试台上进行, 推力台架为卧式试车台. 推力测量精度 1%, 推力量程 50~5000 N.

试验时发动机工作正常, 未发现漏气现象. 图4显示了不同工作阶段塞锥上燃气的流动状态, 可以比较清晰地看到压强建立(图4(a))和稳定工作状态(图4(b))下, 塞锥上燃气相互作用而产生波系的情形, 其流动状态类似于图2(a)中数值模拟结果, 属于流态 I.



(a) 压强建立和爬升阶段

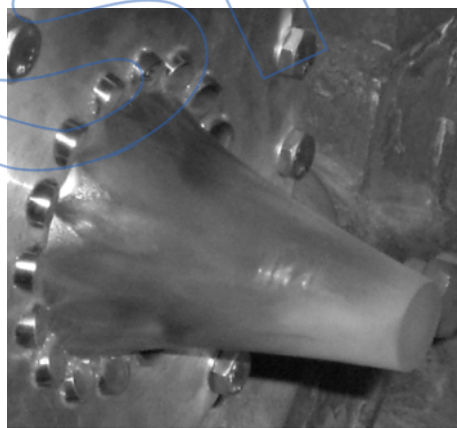


(b) 稳定工作阶段

图4 发动机工作时塞锥流场

Fig. 4 Flow field on the plug when the motor works

发动机工作结束后观察各部件的情况: 喷管套热防护和筒体热防护仅有少量烧蚀. 内喷管沉积了少量药渣, 清除药渣后测量喉部直径, 没有明显变化. 从图5(a)可以看出, 塞锥表面留下了明显的气流相互作用的痕迹: 在靠近单元对称面附



(a) 工作结束后塞锥受冲刷的情况



(b) 塞锥附近气流马赫数的模拟结果

图5 塞锥受冲刷情况与模拟结果的对比

Fig. 5 Comparison of gas impingement on the plug and simulation result

近,燃气冲刷塞锥速度大,气流同塞锥换热效果更强,塞锥表面上留下的冲刷痕迹也更明显.在单元喷管间隙附近,无明显冲刷痕迹,这表明存在一燃气未作用到的区域,直到塞锥表面上游的某一位置处,燃气开始相互作用.这与图5(b)中的数值模拟结果以及2.2节环簇式塞式喷管塞锥流场分析的特点一致.

4 性能分析

试验压强-时间和推力-时间数据图线见图6.据此得到:燃烧时间为1.23 s;工作时间为1.76 s,燃烧平均压强为4.0 MPa;燃烧平均推力为2214 N.所以地面工况下此塞式喷管的实测推力系数为1.404,而理想推力系数为1.516,因此其推力效率为92.6%.

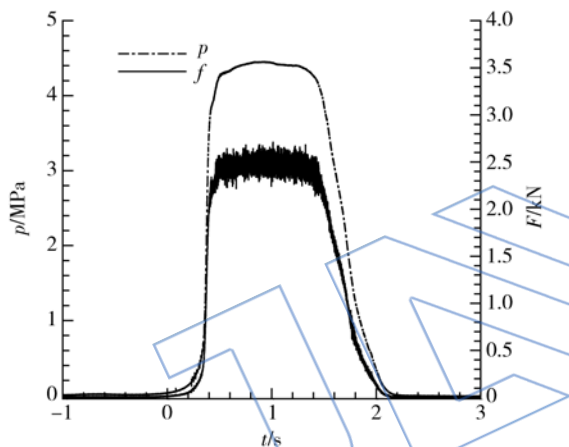


图6 压强-时间与推力-时间曲线

Fig. 6 Pressure-time and thrust-time curve

图7给出了塞式喷管在不同高度下推力效率计算值以及与地面试验值的对比.从图中可以看出,两者仅相差0.3%,吻合较好.相同总面积比($\epsilon=25$)和长度下的钟型喷管,在地面的效率只有83.5%(图3表明,地面情况下此钟型喷管发生轻微分离现象).地面条件下环簇式塞式喷管的效率提高了9.1%,表明高度补偿效应非常明显.计算结果同时表明,此塞式喷管的效率高空中最高仅为92.0%,而对比用的钟性喷管可达97.8%.造成此塞式喷管在高空中效率较低的主要原因是内喷管的间距较大,内喷管单元间距与内喷管出口直径比为0.74,高空中形成较强的斜激波簇,从而造成较大的性能损失.另一方面,从设计角度考虑,由于是地面试验,为了得到低空中塞式喷管较高的效率,设计时内喷管的面积比取得较小,也会

造成喷管高空效率较低^[11].

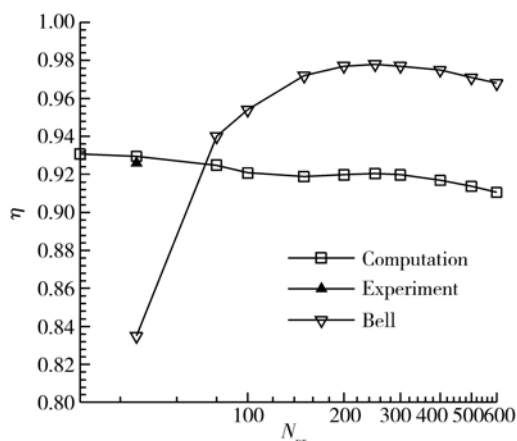


图7 塞式喷管与对比用钟型喷管的推力效率

Fig. 7 Thrust efficiency of the plug nozzle and the bell nozzle

为提高塞式喷管的高空效率,设计时可将提高内喷管面积比,并尽量减小内喷管的间隙.当然,提高内喷管面积比会造成喷管低空效率降低,减小间距会造成喷管套结构强度的减弱,这需要在以后的设计中结合实际应用对象综合考虑.

5 结论

设计了一种环簇式塞式喷管并进行了地面热态试验,采用数值模拟方法进行了性能的预示,结果表明:

- 1) 塞式喷管地面燃气流动现象和推力性能的数值模拟结果与试验结果吻合,数值模拟结果较准确地反映了环簇式塞式喷管的推力特性;
- 2) 环簇式塞式喷管在地面上的推力效率比同面积比的钟型喷管高9.1%,表明其在地面具有明显的高度补偿效应;
- 3) 由于内喷管的间距较大,造成较大的性能损失并且内喷管的面积值比较小,此环簇式塞式喷管高空效率比同面积比的钟型喷管效率降低5.8%.

参考文献:

- [1] 任军学,刘宇,覃粒子.塞式喷管在固体发动机上应用的探讨[J].固体火箭技术,2005,28(3):184-187.
REN Junxue, LIU Yu, QIN Lizi. Application of annular clustered plug nozzle to solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(3): 184-187. (in Chinese)
- [2] 据春光,刘宇,廖云飞.固体塞式喷管二次喷射推力矢量控制研究[J].推进技术,2007,29(1):78-81.

- JU Chunguang, LIU Yu, LIAO Yunfei. Thrust vector control for solid plug nozzle based on secondary injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 29(1): 78-81. (in Chinese)
- [3] Angelino G. Approximate method for plug nozzle design [J]. AIAA Journal, 1964, 2(10): 1934-1935.
- [4] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European investigation of clustered plug nozzles[R]. AIAA Paper 99-2350, 1999.
- [5] Fick M, Schmucher R H. Performance aspects of cluster nozzles[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1996, 33(4): 507-512.
- [6] Ito T, Fujii K. Effect of module clustering on the aerospike nozzle performance[R]. AIAA Paper 2002-3119, 2002.
- [7] Tomita T, Takahashi M, Onodera T. Flow field of clustered plug nozzles[R]. AIAA Paper 97-3219, 1997.
- [8] Dai W Y, Liu Y, Cheng X C, et al. Analytical and experimental studies of tiled-shaped aerospike nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 640-645.
- [9] Silver R. Advanced aerodynamic spike configurations Volume 1: analytical and cold flow studies[R]. Rockwell International Corporation, Rocketdyne Division, Report AFRPL-TR-67-246-Vol I, 1967.
- [10] 任军学. 固体火箭发动机塞式喷管的设计和实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
- REN Junxue. Design and experimental study of aerospike nozzles in solid rocket motor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [11] 任军学, 刘宇, 谢侃. 结构参数对环簇式塞式喷管性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 477-482.
- REN Junxue, LIU Yu, XIE Kan. Effect of configurative parameter on the performance of clustered plug nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 477-482. (in Chinese)
- [12] 谢侃, 任军学, 廖云飞, 等. 环簇式塞式喷管中立体激波的拓扑结构[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 209-216.
- XIE Kan, REN Junxue, LIAO Yunfei, et al. Topological structure of stereo shocks in the annular clustered plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 209-216. (in Chinese)