

文章编号:1000-8055(2012)01-0218-07

超声速自引射装置的工作过程研究

张民庆¹, 张忠利², 周立新², 张蒙正²

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

2. 中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 应用湍流 $k-\epsilon$ 双方程模型, 分析了液体火箭发动机自引射工作过程所用的超声速自引射装置 (简称引射器, 包括圆柱型和二次喉道型引射器) 在相同二次流入口面积时的流场分布, 依据流场分析值确定了激波在引射器内的位置, 结果表明喷管内的气流达到满流状态, 并根据有关参数计算了引射系数。对比引射器真空舱内压力仿真值和试车测量值, 两者基本一致。

关 键 词: 液体火箭发动机; 引射器; 流场; 数值模拟; 引射系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Investigation on working course of supersonic self-ejector

ZHANG Min-qin¹, ZHANG Zhong-li², ZHOU Li-xin², ZHANG Meng-zheng²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical university, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: The analysis model of self-ejector (ejector for short, including cylindrical ejector and second-throat ejector) was set up in liquid rocket engine. The two equation $k-\epsilon$ model was employed to simulate the turbulence. The performances and the flow field features of cylindrical and second-throat ejector were gained in same gap. According as these flow fields, the site of the shock wave, the full flow in nozzle, the coefficients of ejecting were calculated. The numerical value was compared with hot fire test value in vacuum cabin, both are same.

Key words: liquid rocket engine; ejector; flow fields; numerical simulation; coefficients of ejecting

为了提高液体火箭发动机性能, 高空发动机通常采用大面积比喷管, 这给发动机地面试验带来了很大困难。高空发动机在地面整机热试车过程中, 由于外界环境压力远高于喷管出口压力, 会在喷管内产生激波, 使总压降低、传热恶化并伴随振动、气流分离或火焰偏摆等现象, 对准确评定其在真空环境下的推力及比冲性能以及工作可靠性带来严重影响。为此, 高空发动机在地面试验时需使用超声速自引射装置 (以下简称引射器) 以达到喷管满流的目的。高性能引射器设计成为高空发动

机研制中的关键技术之一。

徐万武、王振国^[1]研究了超声速空气引射器, 流体介质为冷空气、理想气体, 未考虑冷空气超声速膨胀时的冷凝问题。由于研究的环型引射器几何构型和流场结构是轴对称的, 因此采用的控制方程为二维轴对称雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型采用了标准的 $k-\epsilon$ 双方程模型。

邱义芬、王俊清、袁修干等^[2]研究多喷嘴引射器性能计算模型, 在分析引射器性能参数时应用的假设有: 气流与引射器壁无热交换; 引射流及吸

收稿日期: 2011-04-16; 修订日期: 2011-11-19

作者简介: 张民庆 (1963—), 男, 陕西蒲城人, 研究员, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机过程分析。

入流均为完全气体;不考虑混合过程壁面对混合气流的摩擦;混合室足够长,可使引射流及吸入流充分混合.引射器性能参数计算由混合室入口、出口截面之间的连续方程、动量方程及能量守恒方程得到.

吴继平,陈健,王振国^[3]对带二次流的多喷管超声速引射器进行了实验研究,多喷管超声速引射器可保证二次流在设计工况下正常工作;二次流的加入大大减小了一次流的总压损失;较低的一次流总压具有更好的压力匹配性能,但引射增压能力也有所降低;合理的喷管安装构型可同时提高引射增压能力和压力匹配能力.

目前火箭发动机地面热试时所用的引射器设计^[4]均是借助经验的气动关系式^[5-9],这样设计的引射器引射裕度通常比较大,因此需要引入数值仿真的方法优化设计现在所用的地面热试装置.基于此,本文以某型液体火箭发动机地面热试车所用引射器为研究对象,建立了引射器内流场基本控制方程,采用双方程 κ - ϵ 模型分析流场变化情况,获得了引射器内物理量的分布情况,据此预估了引射器的性能,并比较了圆柱型和二次喉道型引射器流场特性和性能差异.

1 计算模型

1.1 几何模型

本文以某型火箭发动机地面热试所用引射器为研究对象,引射器结构简图见图1.

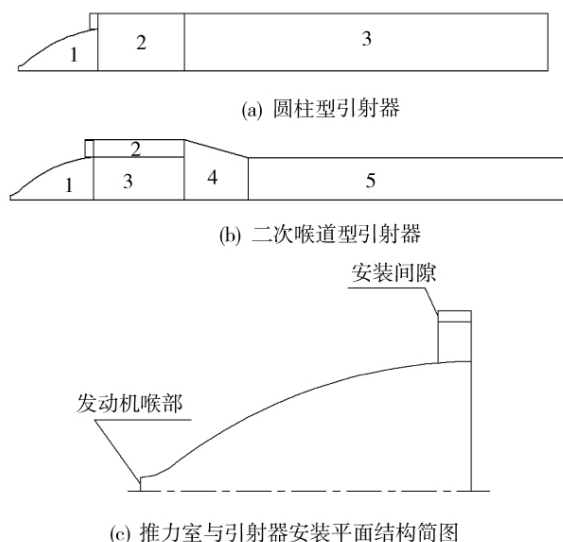


图1 引射器结构简图

Fig. 1 Ejector configuration

在图1中,为了计算方便,将超声速引射器分成几块简单的结构(图中1,2,3,4,5),每块生成的网格相互独立,并分别具有各自的边界条件,这样可根据不同的需要组合成不同的计算域.另外,要把几块各自独立的网格连接成一个整体则需要进行网格的布尔运算.

1.2 数学模型

引射器内的气体流动看作是可压缩黏性流动,所遵循的规律是质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律.为了使方程组封闭,需加上描述热力学参数之间变化关系的状态方程.

层流和湍流这两种流动形式的质量、动量和能量方程的不同之处在于输运系数(黏性、热传导和扩散)的形式和数量级的不同.湍流的动量输运表现为湍流的“黏性”,湍流的内能输运表现为热传递.由于流体微团包含极大数量的分子,因此湍流的输运率远远大于分子输运率.湍流脉动引起附加的输运使得在湍流情况下,上述各输运系数要大得多,这些输运系数依赖于湍流动能及其耗散率,使用涡量既能够求解层流又可以求解湍流流动,在方程中还使用了一些控制变量,当这些控制变量取相应值时,可以很方便地选择计算层流和湍流.

1) 连续方程

单位时间内流入微元体的质量与流出微元体的质量相平衡,即

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

2) 动量守恒方程

单位时间内带入微元体的动量与流出微元体的动量相平衡,即

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \\ -\frac{1}{\alpha^2} \frac{\partial p}{\partial x_i} - A_0 \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{2}{3} \rho \kappa \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \sigma_{ij} \end{aligned} \quad (2)$$

其中 α 为量纲系数,是选择压力梯度换算方法的控制变量; A_0 为选择计算层流还是湍流的控制变量; $A_0 = 0$ (层流); $A_0 = 1.0$ (湍流). κ 为湍流脉动动能, $\kappa = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i}$. σ_{ij} 为湍流黏性应力张量:

$$\sigma_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3)$$

式中 μ 为动力黏度.

3) 能量守恒方程

单位时间内流入微元体的能量与流出微元体的能量相平衡,即

$$\frac{\partial(\rho I)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i I) = -p \frac{\partial u_j}{\partial x_j} - \frac{\partial J_j}{\partial x_j} + A_0 \rho \varepsilon$$

(4)

其中 I 为比内能; J_j 为热通量和物质扩散引起的焓通量的总和.

$$J_j = -k \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho D_m \sum h_m \frac{\partial Y_m}{\partial x_j}$$

(5)

4) 湍流方程

本文选取的湍流方程为 $\kappa\epsilon$ 双方程模型,并考虑了速度扩张而引起的长度尺度变化

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \kappa)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \kappa) = & -\frac{2}{3} \rho \kappa \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \\ & \sigma_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\mu_t}{Pr_\kappa} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] - \rho \epsilon \end{aligned}$$

(6)

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \epsilon) = & - \left(\frac{2}{3} c_{\epsilon_1} - c_{\epsilon_3} \right) \rho \epsilon \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\mu_t}{Pr_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\epsilon}{\kappa} \left(c_{\epsilon_1} \sigma_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} - c_{\epsilon_2} \rho \epsilon \right) \end{aligned}$$

(7)

其中 ϵ 为湍流动能耗散率; $\epsilon = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)^2$; μ_t 为湍流黏度; $\kappa\epsilon$ 湍流模型中各系数的标准值为

$$c_{\epsilon_1} = 1.44; c_{\epsilon_3} = -1.0; c_{\epsilon_2} = 1.92;$$

$$Pr_\kappa = 1.0; Pr_\epsilon = 1.3$$

5) 状态方程

引射器内的流体可以当作理想气体来处理,引入气体状态方程和相应的热力学关系式作为补充方程.

$$p = R_0 T \sum_m \left(\frac{\rho}{W} \right)_m$$

(8)

$$I(T) = \sum_m \left(\frac{\rho}{W} \right)_m I_m(T)$$

(9)

$$I_m(T) = c_{Vm}(T) \cdot T$$

(10)

$$c_p(T) = \sum_m \left(\frac{\rho}{W} \right)_m c_{pm}(T)$$

(11)

$$h_m(T) = I_m(T) + \frac{R_0 T}{W}$$

(12)

在式(8)~式(12)中, R_0 为气体常数; W_m 为第 m 种气体组分的分子量; $I_m(T)$ 为第 m 种气体组分的比内能; c_{Vm} 、 c_{pm} 分别为气体的比定容热容与比定压热容.

1.3 边界条件

入口边界设定在发动机的喉部位置和发动机喷管与引射器之间的安装间隙处,出口边界设定在引射器的出口界面.

在超声速引射器流场分析时,入口条件采用压力入口边界条件,出口条件采用压力出口边界条件,入口和出口边界值及物性参数见表 1,入口边界型面结构见图 1.

表 1 入口和出口边界值及物性参数

Table 1 Parameters of boundary and physical on inlet and outlet

	p^*/MPa	p_g/MPa	T/K	物性参数
入口边界	10	5.63	3751.9	$R_c = 340.492 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K}); \kappa = 1.2066;$ $\lambda_f = 0.3327 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}); c_p = 1998.3 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K});$
出口边界	0.1	0.098	300.0	$\mu_t = 1.025 \times 10^{-4} (\text{Pa} \cdot \text{s}); M_0 = 24.92$

2 结果及分析

2.1 流场分析

应用第 1 节的研究方法对本文的研究对象进行了流场分析,得到了二次喉道型和圆柱型引射器在二次流入口面积为 20 mm 的环缝时的总压、速度、静温等参数的云图分布,见图 2~图 4.

图 2 为二次喉道型和圆柱型超声速引射器的总压分布云图.为了捕获激波面的位置,将云图做成等值线的形式.

由图 2 可以看出喷管内的气流总压基本没有损失,即气流在喷管的流动为等熵状态.从总压分布云图来看,二次喉道型引射器内的正激波出现

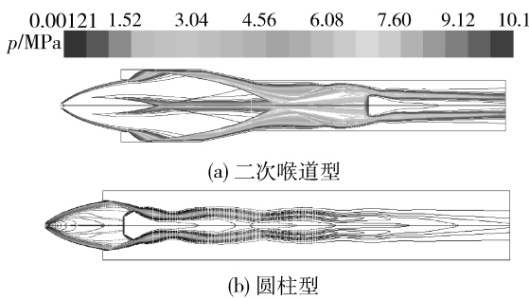


图 2 总压分布云图

Fig. 2 Contour of total pressure

在混合段,圆柱型引射器内正激波出现在喷管出口附近.从激波强度来看,圆柱型引射器的激波强度明显高于二次喉道型,虽然喷管外的激波不会

对喷管内的流动产生影响,但是它会改变喷管出口处的压力,从而影响喷管的性能。

图 3 为二次喉道型和圆柱型超声速引射器的速度分布云图。

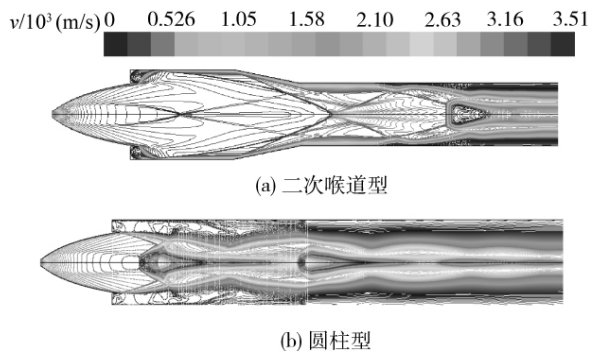


图 3 速度分布云图

Fig. 3 Contour of velocity

由图 3 可以看出,喷管内的气流速度基本未受外界气流的影响,喷管内的气流处于满流状态。对于一定二次流入口面积的超声速引射器来说,二次喉道型引射器的气流出口斜激波的位置较圆柱型引射器远。从速度分布来看,二次喉道型引射器的喷管内及喷管所处的真空舱气流速度和马赫数较大,有利于该发动机的高空模拟试车。

图 4 为二次喉道型和圆柱型超声速引射器的静温分布云图。

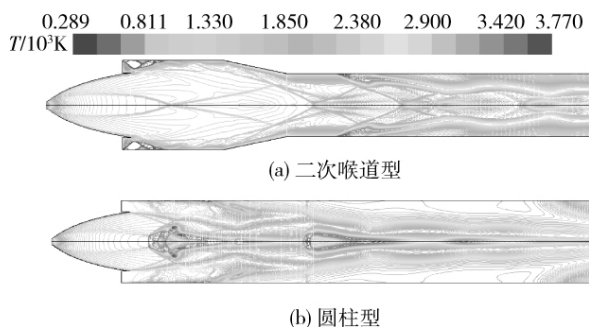


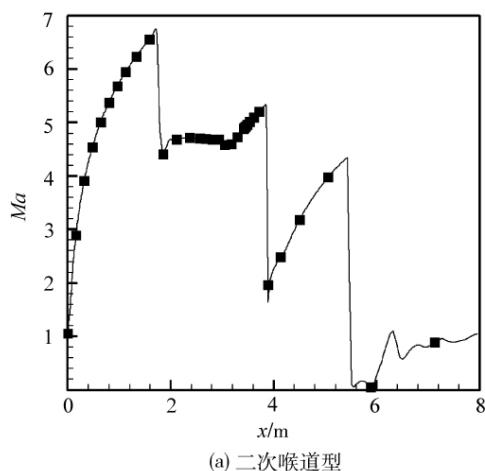
图 4 静温分布云图

Fig. 4 Contour of static temperature

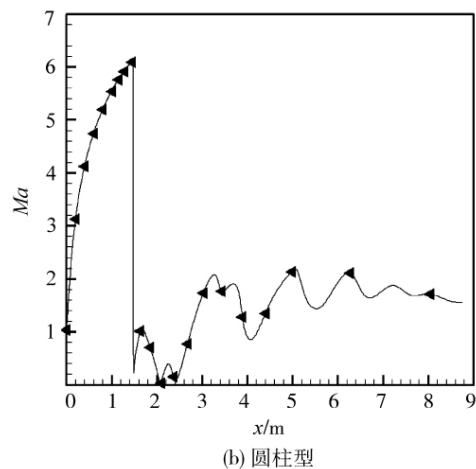
由图 4 可以看出,喷管内的气流静温基本未受外界气流的影响,喷管内的气流处于满流状态。喷管与引射器连接处的气流静温低温区长度圆柱型引射器较大,这是由于主流燃气对环缝空气的引射流量增加,从而加长了低温区的长度。

为了进一步分析超声速引射器参数的变化,需分析特定位置流场参数的曲线,这样可以研究这两种型式引射器的性能参数。

为了分析性能的需要,图 5 给出了超声速引射器轴线方向的马赫数分布曲线。



(a) 二次喉道型



(b) 圆柱型

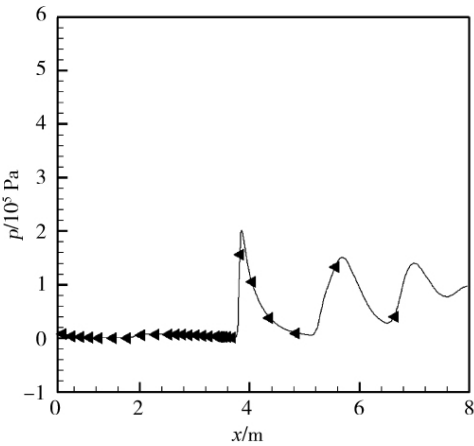
图 5 引射器轴线方向的马赫数对比曲线

Fig. 5 Comparison of Mach number in ejector axial direction

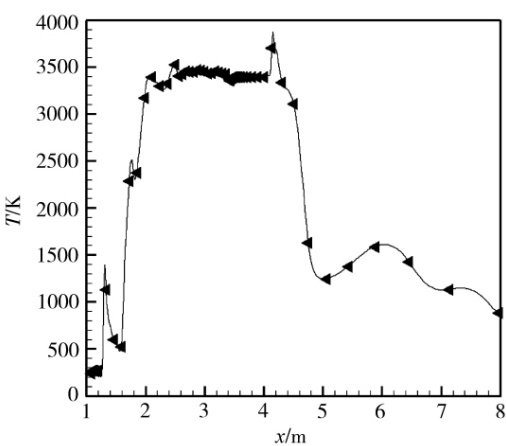
由图 5 可以看出,一定二次流入口面积的二次喉道型引射器在喷管出口处气流的马赫数呈现波浪式的变化规律,随着距离的增加,波峰和波谷的高度都在减小,这说明激波的强度逐渐增加,对于圆柱型引射器同样也存在此规律。从马赫数分布的数值来看,圆柱型引射器喷管后是正激波,二次喉道型引射器喷管后是斜激波。

为了分析性能的需要,图 6 为超声速引射器轴线方向的静压分布曲线。

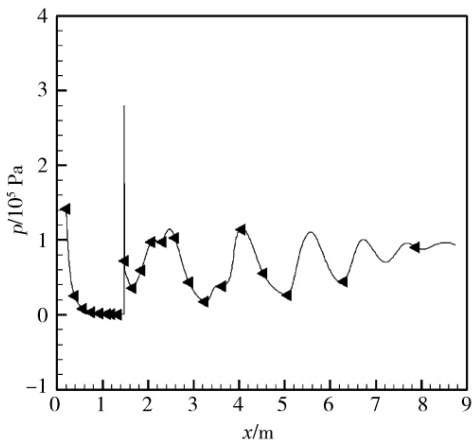
由图 6 可以看出,对于二次喉道型引射器来说,引射器轴线附近的气流静压在喷管出口较长距离内较小,因为气流的流动未受外界的影响,在二次喉道内气流的静压随着激波的变化,气流静压也在不断变化,由于引射进来的气流与引射器后部气流的综合作用,致使气流静压偏高,并逐渐



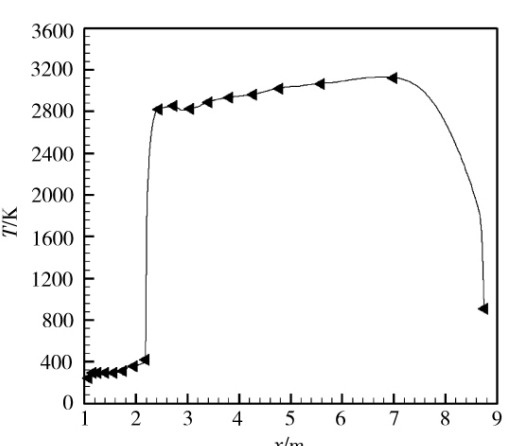
(a) 二次喉道型



(a) 二次喉道型



(b) 圆柱型



(b) 圆柱型

图 6 引射器轴线方向静压对比曲线

Fig. 6 Comparison of static pressure in ejector axial direction

图 7 引射器壁面附近气流总温对比曲线

Fig. 7 Total temperature near ejector wall

减小,最后与外界环境压力接近一致.圆柱型引射器的变化规律与二次喉道型引射器的变化基本一致,所不同的是轴线方向静压值低压区长度较二次喉道型引射器短.

为了分析装置的可靠性,图 7 给出了超声速引射器壁面附近燃气总温的分布曲线.

由图 7 可以看出,对于二次喉道型引射器来说,壁面附近的燃气总温先急剧减小再慢慢升高,到一定距离时气流总温接近中心区的燃气总温.圆柱型引射器也呈现此规律,不同的是圆柱型引射器壁面附近气流总温低温区较长,因为它没有截面面积变化.以上总温分布曲线,可以得到引射气膜对结构的保护效果,同时也可分析得到两种引射器的引射系数.

从表 2 可以知道,当发动机的流量一定时,并且二次流入口面积相同时,二次喉道型引射器的引射系数高于圆柱型引射器;从轴线方向的气流

马赫数、静压的变化曲线来看,二次喉道型引射器的变化趋势较圆柱型引射器的变化趋势缓慢,从变化趋势来看,二次喉道型引射器的引射效果较圆柱型引射器好;从静温变化曲线来看,二次喉道引射器气膜的流动长度较圆柱型引射器长.

表 2 引射器引射流量对比

Table 2 Ejecting flux of the ejectors

引射结构	环缝宽度 20 mm	
	二次喉道型	圆柱型
燃气流量 $\dot{m}_g/(\text{kg/s})$	44.615	44.615
被抽吸的空气流量 $\dot{m}_e/(\text{kg/s})$	7.2190	6.2583
引射系数 $u=\dot{m}_e/\dot{m}_g$	0.16181	0.14022

2.2 试验研究

某型液体火箭发动机^[10-12]是正在研制的二级发动机,该发动机的室压高、喷管面积比大,出口

压力远低于大气压,因此在地面试车时需使用引射器.为了简化设计、节约研制成本,试车时采用了圆柱型超声速引射器.

该发动机的喷管出口外径为 950 mm,引射器内径为 1300 mm,发动机喷管与引射器插入对接,插入深度为 120 mm,引射器与发动机喷管之间的二次流入口面积是宽度为 20 mm 的环缝,引射器长径比取 6,总长为 7 920 mm,这些参数与分析模型的圆柱型超声速引射器相同,试验参数与计算过程中所用的边界参数也相同.

引射器的顶部设置了 4 个压力测试截面,截面编号分别为 0,1,2,3,为了研究需要,本文仅对 0 截面的压力变化进行分析,引射器安装示意图见图 8.

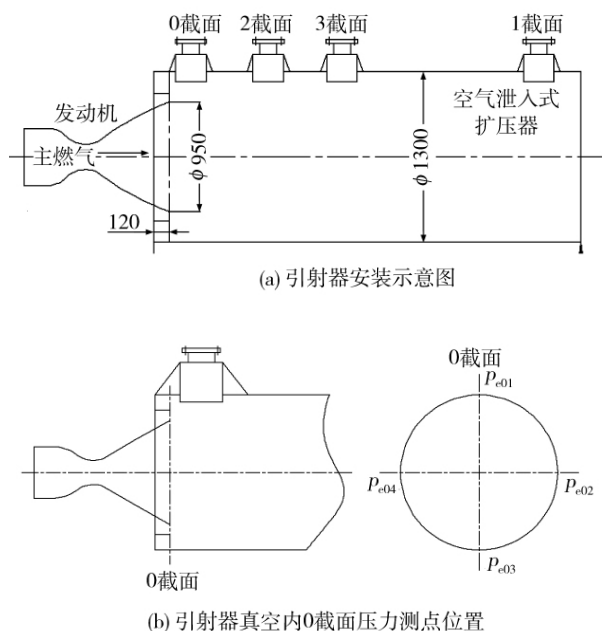


图 8 引射器试验系统图

Fig. 8 Experimental system of ejector

图 9 为同一台产品两次试车时 0 截面的压力测量值.由图 9 可以看出,0 截面的 4 个压力测量值稳定时间约需 0.5 s,这与推力室的正常启动时间基本一致,4 个压力测点的测量值基本接近,均在 10~20 kPa 之间,低于推力室正常工作所需的压力,其中图 9(a)的压力测量值稍低于图 9(b)试车的测量值.

从图 9 的测量值和图 7 的仿真值对比来看,两者基本接近.试车时该超声速自引射装置正常启动,发动机的主要性能参数全部获得,说明该引射器可满足该发动机的试验要求.

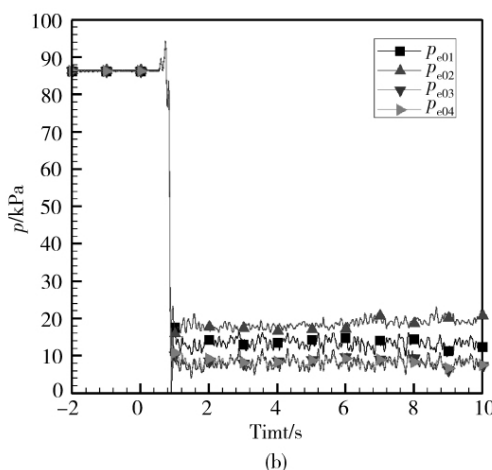
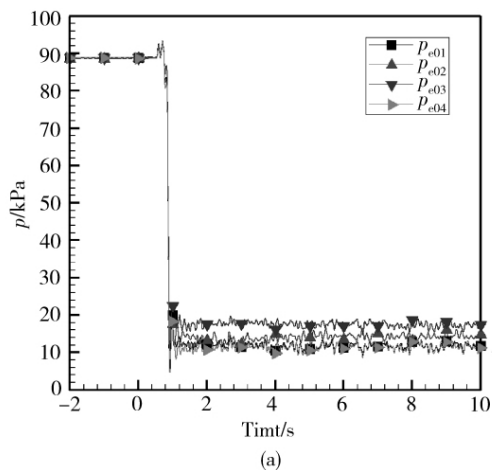


图 9 引射器 0 截面压力测量曲线

Fig. 9 Test value of static pressure in 0-section of ejector

3 结 论

通过对火箭发动机超声速引射器工作过程进行研究后,得到如下结论:

- 1) 在相同二次流入口面积时圆柱型超声速引射器的引射系数值小于二次喉道型超声速引射器.
- 2) 对比圆柱型引射器真空舱内压力仿真值和试车测量值,两者基本一致.

参考文献:

- [1] 徐万武,王振国.环型超声速空气引射器零二次流场数值研究[J].推进技术,2003,24(1):36-39.
XU Wanwu, WANG Zhenguo. Numerical study on flow-fields of the zero-second-flow annular supersonic air ejector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 36-39. (in Chinese)
- [2] 邱义芬,王俊清,袁修干,等.多喷嘴引射器性能计算模型[J].北京航空航天大学学报,1997,23(5):621-626.

- QIU Yifen, WANG Junqing, YUAN Xiugan, et al. Multiple nozzle ejector performance calculating model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(5): 621-626. (in Chinese).
- [3] 吴继平, 陈健, 王振国. 带二次流的多喷管超声速引射器性能实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(9): 1439-1443.
- WU Jiping, CHEN Jian, WANG Zhenguo. Experimental investigation on performance of multi-nozzle supersonic ejector with secondary flow[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2007, 19(9): 1439-1443. (in Chinese)
- [4] 张忠利. 超音速二次喉道扩压器气动特性研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(3): 14-22.
- ZHANG Zhongli. Investigation on supersonic secondary throat ejector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 27(3): 14-22. (in Chinese)
- [5] 吴继平, 王振国. 第二喉道超声速引射器启动性能理论研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 803-809.
- WU Jiping, WANG Zhenguo. Theoretical investigation on starting performance of supersonic ejector with second throat[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 803-809. (in Chinese)
- [6] Lu K T, Kou H S, Lan T H. Geometrically and thermally non-optimum ejector heat pump analysis[J]. Energy Conversion and Management, 1993, 34(12): 1287-1297.
- [7] Hsu C T. Investigation of an ejector heat pump by analytical methods[R]. Oak Ridge, TN: Oak Ridge National Laboratory, ORNL/CON-144, 1984.
- [8] Hammer R M. An investigation of an ejector compression refrigeration cycle and its application to heating, cooling and energy conservation[D]. Alabam: The University of Alabam, 1978.
- [9] Keenan J H, Neumann E P, Lustuerk F. An investigation of ejector design by analysis and experiment[J]. Journal of Applied Mechanics, 1950(72): 299-309.
- [10] 魏超, 张忠利. 深空探测发动机热环境研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1139-1144.
- WEI CHao, ZHANG Zhongli. Investigation on thermal environment for deep-space-exploration liquid rocket engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1139-1144. (in Chinese)
- [11] 陈建华, 卢钢, 张贵田, 等. 冷却环带喷注结构对煤油超临界液膜的影响研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 336-341.
- CHEN Jianhua, LU Gang, ZHANG Guitian, et al. Investigation on the effects of injection structure on kerosene supercritical cooling film[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 336-341. (in Chinese)
- [12] 张忠利. 高空滑行期间燃烧室温度仿真方法研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(6): 14-18.
- ZHANG ZHONGLI. Investigation on the method of numerical simulation of temperature distribution combustion chamber during coast[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2001, 27(6): 14-18. (in Chinese)