

## 四支板超声速引射器性能特性试验\*

叶伟<sup>1,2</sup>, 徐万武<sup>1,2</sup>, 李平<sup>1,2</sup>, 张富强<sup>1,2</sup>, 戴训成<sup>1,2</sup>, 肖礼<sup>1,2</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073;

2. 国防科技大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

**摘要:**对二维喷管构型的四支板超声速引射器进行冷流试验,分析启动、负载匹配方面的性能特性。试验结果表明:启动特性方面,四支板超声速引射系统的盲腔压力低于3 kPa,引射器入口腔压的迟滞压力比启动压力低15.9%。负载匹配特性方面,四支板引射器在小引射系数、大增压比状态下具有十分明显的优势,当引射系数为0.04时,增压比为11.21;当引射系数为0.10时,增压比为7.0。因此,二维喷管构型的多支板超声速引射器具有良好的启动、负载匹配性能,工程应用潜力较大。

**关键词:**四支板超声速引射器;二维喷管;启动特性;负载匹配特性;引射系数;增压比  
**中图分类号:**V236 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)05-034-04

## Experimental investigation on performance of four-strut supersonic ejector

YE Wei<sup>1,2</sup>, XU Wanwu<sup>1,2</sup>, LI Ping<sup>1,2</sup>, ZHANG Fuqiang<sup>1,2</sup>, DAI Xuncheng<sup>1,2</sup>, XIAO Li<sup>1,2</sup>

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** A four-strut supersonic ejector with two-dimensional nozzle configuration was tested in cold flow, the performance of start and load match properties were analyzed. The experiment results indicate that the static pressure of suction chamber in four-strut supersonic ejector is less than 3 kPa and the pressure of ejector inlet chamber in delay status is 15.9% lower than that in start status. In the aspect of load match property, the four-strut ejector with small entrainment ratio and big pressure ratio has a quite obvious advantage. When the entrainment ratio is 0.04, the corresponding pressure ratio is 11.21; when the entrainment ratio is 0.10, the corresponding pressure ratio is 11.21. Therefore, the multi-strut supersonic ejector with two-dimensional nozzle configuration has good performance of start and load match properties, thus possessing considerable potential value in engineering.

**Keywords:** four-strut supersonic ejector; two dimensional nozzle; start property; load match property; entrainment ratio; pressure ratio

利用超声速射流对低压气流进行增压的引射技术已广泛应用于发动机高空模拟试车台、超燃冲压发动机地面试验系统、大功率化学激光系统以及火箭基组合循环(Rocket-Based Combined Cycle, RBCC)动力系统中<sup>[1-2]</sup>。随着临近空间飞行器技术的发展,人们对引射器性能提出了更高的要求:在保证大引射系数和大增压比的同时保证系统结构紧凑、尺寸小。

混合增强是提高超声速引射器性能的方法之一,具体的技术手段主要有两种:一种是使用波瓣构型喷管<sup>[3]</sup>或尾缘交错分布的隔板<sup>[4]</sup>增加扰动来增强混合;另一种是通过多组喷管增加混合面积来增强混合。目前对于多喷管超声速引射器的研究主要集中在轴对称喷管构型,吴继平等<sup>[1]</sup>研

究了多喷管超声速引射器的启动性能,发现了二次流可作为“助推器”帮助引射器在较低工况下实现启动的规律;刘化勇<sup>[5]</sup>通过数值仿真方法对多喷管、开缝喷管的超声速引射器流场结构及引射性能进行了研究;任泽斌等<sup>[6]</sup>使用一维气体引射器流动特性方程设计了大引射系数、低增压比的多喷嘴引射器。对于支板引射方案,Lineberry等对嵌入一个和两个喷管的单支板引射器做了试验研究<sup>[7-8]</sup>,结果表明一、二次流的混合长度与支板火箭数目、一次流腔压、喷管出口压力等参数有关,但是并没有给出具体的经验公式。潘宏亮等<sup>[9]</sup>对二元中心支板构型的RBCC发动机引射模态中进气道、燃烧室进行耦合计算,研究了发动机

\* 收稿日期:2018-06-07

作者简介:叶伟(1989—),男,河南信阳人,博士研究生,E-mail:yw nudt@foxmail.com;

徐万武(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:cfdxuw@163.com

的流动燃烧性能。邹建军<sup>[10]</sup>、徐万武<sup>[11]</sup>等分别对超声速环形引射器的启动、二次流对真空度的影响等性能进行了研究。目前国内外关于二维喷管构型的多支板引射器的研究文献还很少见。本文针对二维喷管构型的四支板超声速引射器开展试验研究,分析其启动及负载匹配特性。

### 1 试验系统介绍

四支板引射试验系统的原理如图1所示,为保证一、二次流供应相互独立,选用空气作为一次流的工质,氮气作为二次流的工质。贮箱中的高压空气通过气调式减压器达到设定值,通过DN100的主管路上安装孔板流量计对空气流量进行测量;DN100主管路在进入引射器之前分成两根DN40的支路,在支路上设置气动截止阀,其中一根支路的截止阀后安装DN20的节流孔板。试验过程中通过时序控制关闭安装节流孔板的气动截止阀,实现转工况操作。贮箱中的高压氮气依次通过球阀、气调式减压器、气动截止阀、音速喷嘴进入试验段,氮气流量通过音速喷嘴调控。试验段主要由整流段、盲腔(二次流进入盲腔前进行整流)、引射器、定截面混合室、收缩段、第二喉道、亚声速扩压段组成。一、二次流通过试验段后直接排入大气环境中。

四支板超声速引射器截面的尺寸为280 mm × 120 mm,二次流通道面积比  $1 - (n \times \delta)/w$  为0.686,其中  $n$  为支板数量、 $\delta$  为单个支板厚度、 $w$  为引射器截面宽度。支板在引射器通道中均匀分布,即支板与支板的间距相同,支板与壁面的间距是支板与支板间距的1/2。定截面混合室长度为500 mm;收缩段在展向进行双边收缩,收缩角度为5°(全角),收缩比为0.7;第二喉道的长径比  $L/D = 6.3$  ( $D$  为第二喉道截面的水力直径);

亚声速扩压段的面积比为2,四边扩张,扩张角均为4°(全角)。

试验段的压力测点位于下壁面对称面位置,采用电子压力扫描阀 Pressure System Inc 9116 测量试验段下壁面静压,量程为0.103 MPa,测量精度为0.05% FS;采用 Pt301 型压力传感器分别测量引射器、音速喷嘴入口腔压,其中测量引射器入口腔压的传感器量程为5 MPa,精度为0.5% FS,测量音速喷嘴入口腔压的传感器量程为10 MPa,精度为0.5% FS。压力扫描阀的参考压力直接联通大气,在试验开始前由标准大气压力计测定,大气压力计的量程为0.3 ~ 110 kPa,精度为0.5% FS。采用 Pt100 型温度传感器对一次流、音速喷嘴入口腔的气体测温,认为测量的温度为一、二次流总温,选用的压力变送器量程为-50 ~ 50 °C,精度为0.2% FS。

### 2 参数计算

一次流的质量流量  $\dot{m}_t$  通过空气主管路上安装的孔板流量计获得,计算公式为:

$$\dot{m}_t = K \times d^2 \times \varepsilon \times \alpha \times \sqrt{\Delta P \times \rho} \quad (1)$$

式中: $K$  为系数; $d$  为节流件直径; $\varepsilon$  为膨胀系数; $\alpha$  为流量系数; $\Delta P$  为实际压差; $\rho$  为介质工况密度。

二次流的质量流量  $\dot{m}_s$  通过调节音速喷嘴入口腔压进行调控,计算公式为:

$$\dot{m}_s = \frac{C_d P_{01} A_t}{\sqrt{T_{01}}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \quad (2)$$

式中, $C_d$  为流量系数; $P_{01}$  为音速喷嘴入口总压; $A_t$  为音速喷嘴喉部面积; $T_{01}$  为音速喷嘴入口总温; $\gamma$  为比热比; $R$  为气体常数。

引射系数(Entrainment Ratio, ER)的计算如式(3)所示。

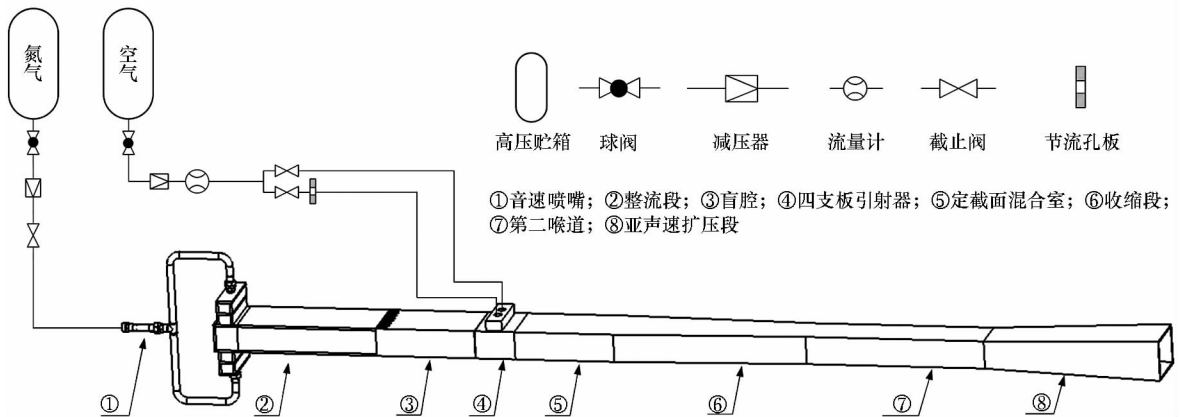


图1 四支板超声速引射系统原理图

Fig. 1 Schematic of four-strut supersonic ejector system

$$ER = \dot{m}_s / \dot{m}_t \quad (3)$$

增压比 (Pressure Ratio, PR) 的计算公式为:

$$PR = P_a / P_2 \quad (4)$$

式中,  $P_a$  为环境压力;  $P_2$  为盲腔静压。

### 3 试验结果分析

不同应用领域中对引射器性能需求各有不同,因此对引射器性能的评价存在差异。地面试验系统中超声速引射器追求的目标是高增压比,因此认为一次流在喷管出口处于欠膨胀状态,在混合室内继续膨胀挤压二次流,产生气动喉道,二次流受挤压后收缩加速产生 Fabri 壅塞,得到极低的盲腔压力,并且超声速气流产生的激波串稳定在第二喉道内,引射器处于启动状态。另外,在超声速引射器负载匹配特性研究上,保持一次流入口条件不变,通过调节二次流入口条件可得到增压比和引射系数的对应曲线。

#### 3.1 引射器启动性能分析

图 2 给出了四支板引射系统的启动特性,引射器的启动特性可以分为不启动、临界启动、启动三种状态。在不启动状态,二次流通道静压高于一次流喷管出口静压,喷管处于过膨胀状态,一次流在喷管出口处即受到压缩,在混合室内产生激波结构,因此盲腔压力较高;随着引射器入口腔压的增加,引射器处于临界启动状态,此时二次流通道静压已经低于一次流喷管出口静压,但是一次流能量不足以在混合室内建立超声速流场,把激波串推至第二喉道内,因此盲腔压力仍然较高;再次增加引射器入口腔压,一次流在混合室内建立超声速流场,并把激波串稳定在第二喉道内,引射器处于启动状态。四支板引射器处于启动状态时,盲腔压力低于 3 kPa。超声速引射器入口腔压微小的增加,引射器即从临界启动状态突变至启动状态。另外,在引射器启动后关闭安装有节流

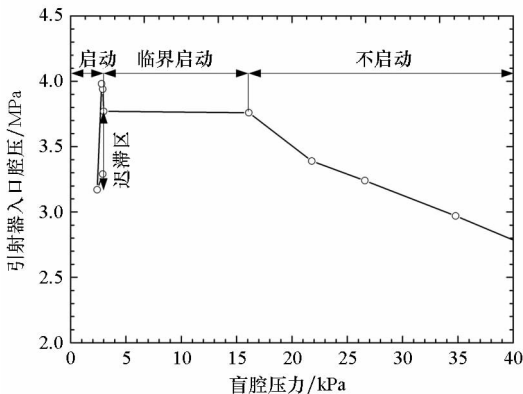


图 2 引射系统启动特性

Fig. 2 Start performance of the ejector system

孔板的气动截止阀进行转工况,使引射器在较低压力工况下保持启动状态。由图可知,四支板超声速引射启动的临界压力为 3.77 MPa,转工况后保持启动的临界压力为 3.17 MPa,迟滞区与启动状态的一次流腔压比启动状态腔压低 15.9%,说明四支板超声速引射器具有较高的启动性能。

图 3 给出了不同启动状态下四支板引射器的下壁面静压分布,喷管出口处的轴向坐标为 0。由图可知,在启动状态和迟滞状态下:引射器盲腔压力较低;在定截面混合室,引射器主流之间相互作用,产生了激波与膨胀波的交互,造成混合室壁面压力沿程增加、降低;在收缩段,由于壁面收缩造成了超声速气流的压缩,壁面压力沿程增加;在第二喉道内,迟滞状态下激波串的位置比启动状态靠前,距离收缩段出口处已经很近,说明引射器保持启动状态的一次流总压已接近极限值。图 3 选取的不启动和临界启动状态点中,引射器喷管已经达到满流状态,超声速主流在定截面混合室内就遭遇一道正激波恢复至亚声速状态,造成了超声速引射器的不启动。

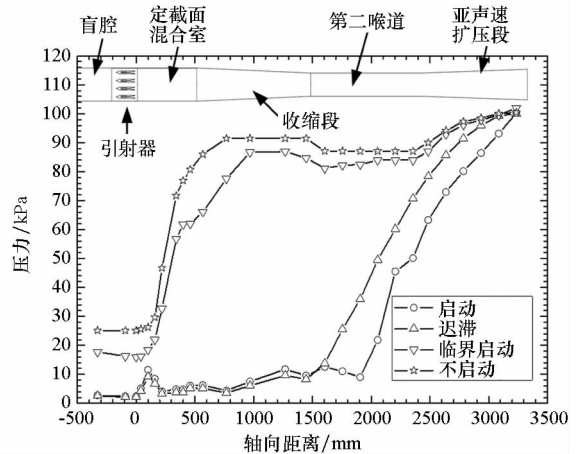


图 3 不同启动状态的下壁面压力分布

Fig. 3 Wall pressure distribution in various start status

#### 3.2 负载匹配特性分析

关于负载匹配方面,图 4 给出了四支板引射器与文献[3]中喷管出口为波瓣构型的中心引射器的性能对比。由图可知,与文献[3]中的引射器相比,四支板引射器在小引射系数、大增压比状态下具有十分明显的优势,如:当引射系数为 0.04 时,增压比为 11.21;当引射系数为 0.10 时,增压比为 7.0。四支板引射器具有较大增压比的同时,还具有可观的引射系数。

图 5 给出了不同引射系数下壁面压力分布。由图可知,随着引射系数的增加,盲腔压力随之增大,定截面混合室内静压波动沿程减少,说明在二

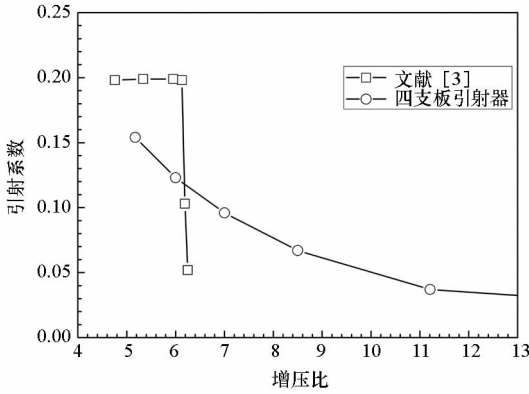


图4 四支板引射器与文献[3]中引射器的性能对比

Fig.4 Comparison of performances of the four-strut ejector and the ejector in reference [3]

次流的隔离作用下,主流的膨胀压缩过程减弱,总压损失减弱。 $ER = 0.10$  和  $ER = 0.15$  时,第二喉道内激波串的起始位置明显后移,说明二次流的加入可以减少超声速气流的总压损失,有助于流场的稳定,这与轴对称喷管构型的多喷管引射器中二次流作为“助推器”辅助引射器启动<sup>[1]</sup>的规律一致。

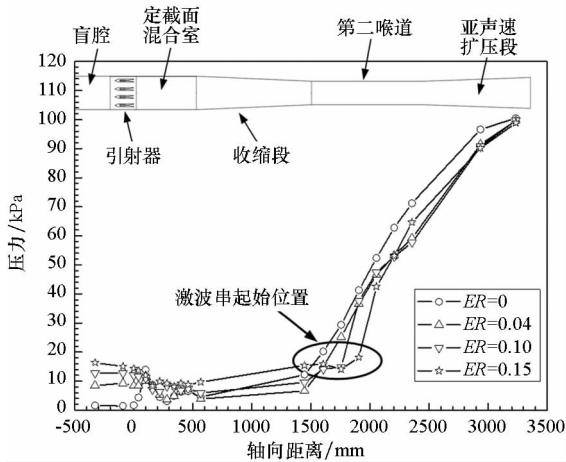


图5 不同引射系数下壁面压力分布

Fig.5 Wall pressure distribution in different entrainment ratio

### 4 结论

通过对二维喷管构型的四支板超声速引射器展开试验研究,分析启动、负载匹配特性,得到以下结论:四支板超声速引射器启动后盲腔压力低、迟滞区较大,具有良好的启动特性;四支板引射器具有较大增压比的同时,还具有可观的引射系数。因此二维喷管构型的多支板超声速引射器在工程应用中具有良好的发展潜力。

### 参考文献 (References)

[1] 吴继平, 陈健, 王振国. 带二次流的多喷管超声速引射器

实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(9): 1439 - 1443.

[2] 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)

[2] Bulman M, Siebenhaar A. The strutjet engine; exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion [C]// Proceedings of 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995; AIAA 95 - 2475.

[3] Opgenorth M J, Sederstrom D, McDermott W, et al. Maximizing pressure recovery using lobed nozzles in a supersonic ejector [J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 37: 396 - 402.

[4] 刘斌, 周进, 晏至辉. 不同隔板构型下的超声速混合层流场特性[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(5): 1 - 5.

[4] LIU Yu, ZHOU Jin, YAN Zhihui. Study on the flow fields of supersonic mixing layer with splitters of different geometric configurations [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(5): 1 - 5. (in Chinese)

[5] 刘化勇. 超声速引射器的数值模拟方法及其引射特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2009.

[5] LIU Huayong. Development of numerical method and investigation on performances of supersonic ejectors [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2009. (in Chinese)

[6] 任泽斌, 廖达雄, 张国彪. 2 m × 2 m 超声速风洞引射器气动设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2288 - 2293.

[6] REN Zebin, LIAO Daxiong, ZHANG Guobiao. Aerodynamic design of the ejector of 2 m × 2 m supersonic wind tunnel [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2288 - 2293. (in Chinese)

[7] Lineberry D, Smith N, Landrum D, et al. Characterization of cold flow non-axisymmetric ejectors [C]// Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003; AIAA 2003 - 5231.

[8] Lineberry D, Landrum B. Effects of multiple nozzles on asymmetric ejector performance [C]// Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005; AIAA 2005 - 4283.

[9] 潘宏亮, 林彬彬, 何国强, 等. 多模态 RBCC 主火箭室压对引射流动燃烧影响研究[J]. 推进技术, 2016, 37(6): 1108 - 1114.

[9] PAN Hongliang, LIN Binbin, HE Guoqiang, et al. Effects of primary rocket pressure on ejection and combustion in RBCC configuration for multiple modes [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1108 - 1114. (in Chinese)

[10] 邹建军, 周进, 徐万武. 超音速环形引射器空气引射启动特性试验[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(1): 1 - 4.

[10] ZOU Jianjun, ZHOU Jin, XU Wanwu. Experimental investigation on the start performances of the supersonic annular air ejector [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(1): 1 - 4. (in Chinese)

[11] 徐万武, 谭建国, 王振国. 二次流对超声速环形空气引射器真空度的影响[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(3): 6 - 9.

[11] XU Wanwu, TAN Jianguo, WANG Zhenguo. The effects of second-flow on the vacuum-degree of annular supersonic air ejector [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2003, 25(3): 6 - 9. (in Chinese)