

多喷嘴超声速引射器启动性能试验*

吴继平, 陈 健, 王振国

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 建立了多喷嘴超声速引射器试车台, 采用燃气作为一次流驱动工质对多种多喷嘴构型引射器的启动性能进行了试验研究。试验结果表明: 相对于环型引射和中心引射, 具有较高一次流马赫数的多喷嘴引射在增强混合的同时引入了额外的压力损失, 其启动所需要的第二喉道面积更大、最小启动压力更高; 引射喷嘴个数越多、管道马赫数越高、引射喷嘴出口马赫数越高, 则所需启动压力越高; 引射喷嘴出口马赫数越高, 所获得的盲腔压力越低; 二次流的“助推”作用可以在一定程度上改善引射器的启动性能。

关键词: 排气系统; 多喷嘴引射器⁺; 启动; 性能; 第二喉道⁺; 盲腔压力⁺; 高空模拟试车台⁺

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 02-0174-06

Experiment on starting performance of multi-nozzle supersonic ejector

WU Jirping CHEN Jian WANG Zhen-guo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract At the expense of some pressure recovery performance, multi-nozzle ejector penetrates primary flows more deeply into secondary flows and decreases the transverse mixing distance greatly, which is substantial to the miniaturization of large-scale supersonic ejector. Using hot rocket exhaust gases as primary driving fluids, variety of multi-nozzle ejectors were tested and the starting performances were obtained. Experimental results showed that in contrast with the central or annular ejector, multi-nozzle ejector requires bigger second throat area and higher minimum starting pressure due to additional pressure loss. Investigation indicated that the more ejector nozzles, the higher duct Mach number and/or nozzle exit Mach number, the higher minimum starting pressure is required. It was also found that higher nozzle exit Mach number tends to produce lower cell pressure and secondary flow can act as a booster, which can improve the multi-nozzle ejector starting performance.

Key words Exhaust system; Multi-nozzle ejector⁺; Starting Performance; Second throat⁺; Cell pressure⁺; High altitude test facility⁺

1 引 言

超声速引射器利用超声速射流的引射增压作用将低压气流排出到压力较高的环境中, 在高空火箭发动机地面模拟试车试验系统、亚燃冲压和超燃冲压的地面试验系统等领域得到了广泛应用。

常用的超声速引射器主要包括中心引射^[1, 2]和环缝引射^[3~5], 前人对于这两种引射方式进行了广泛而深入的研究。但是随着超声速推进的发展, 对地面模拟试车试验系统提出了两大新需求: 模拟更高的飞

行高度和更加接近全尺寸的飞行器地面模拟。模拟更高的飞行高度, 就需要更高的真空度, 为了这一目的, 需要一次流工作在更高的马赫数下^[6]。而高马赫数下, 气流的混合速度明显降低, 为了在较短的距离内完成混合, 必须提高气流的混合效率。全尺寸飞行器地面模拟试验, 则需要更大的引射系统。引射系统的增大对于目前广泛使用的中心引射和环缝引射来说都会增加气流的横向掺混距离, 势必导致系统的总长度大幅增加。

为了提高引射器一次流和二次流之间的混合效

* 收稿日期: 2006-12-11; 修订日期: 2007-06-18。

基金项目: 国家“八六三”计划 (2005AA992020) 资助项目。

作者简介: 吴继平 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为超声速引射器和高超声速推进技术。

Email: jpwu_nud@sohu.com

率,前人提出了多种被动混合增强的方法,包括使用缝式喷嘴和波瓣喷嘴^[7,8]。这些方法的主要考虑是增加一、二次流的接触面积,以及引入旋流涡增强混合。但是,研究结果^[9,10]表明这些方法较适用于一次流马赫数较低的情况,当一次流马赫数较高时会带来较大的压力损失。

对于大型引射系统来说,加快混合速度与保持较高的压力恢复性能是一对矛盾的组合体,必须在这二者之间进行权衡折衷。一个可选方案就是采用合适的多引射喷嘴构型引射器^[11],以牺牲部分压力恢复性能为代价,增加一次流与二次流的接触面积,减小气流的横向掺混距离,从而降低了引射系统的长度。这为大型、高增压比引射系统的小型化提供了一种可能的方案。

前人对多喷嘴引射^[11-14]的研究也有涉及,凌其扬等人^[11]对跨声速风洞进行了研究,认为在跨声速风洞所需的增压比下,采用多喷嘴引射可以获得较高的性能。廖达雄等人^[13]将多喷嘴引射方式应用于等压混合引射器。但总的来说,这些研究多集中在一次流马赫数较低的情形,针对具有较高一次流马赫数的多喷嘴引射研究很少在公开文献中见到。文中将采用试验的方法对多喷嘴引射器的启动性能以及喷嘴安装构型对引射器启动性能的影响进行较深入的研究。

2 试验装置与测量设备

2.1 试验装置

多喷嘴超声速引射器试验系统如图 1 所示,由模拟器和引射器构成,其中引射器又由引射喷嘴、超声速扩压器、混合室、喉部等直段和亚声速扩压器五部分组成。引射器管道截面为矩形,展向宽度不变,仅纵向高度沿轴线方向变化。超声速扩压器采用折线型等截面管道构成,混合室以固定的半角 α 收缩,收缩比为 ϕ ,喉部等直段长为 L_{st} ,喉部高度为 D_{st} ,亚声速扩压器的扩张半角为 β 。引射器共有 3 行 3 列共计 9 个喷嘴安装位置。引射喷嘴可以通过更换喷嘴喉部来改变出口马赫数 Ma_n 。

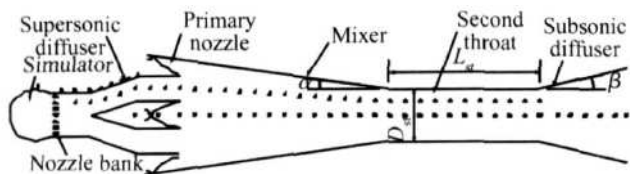


Fig 1 Schematic of multi-nozzle ejector system

模拟器用来提供引射器的二次流。总压为 p_{sim} 的燃气经过一定膨胀后在模拟器驻留室中形成总温为 T_{ts} ,总压为 p_{ts} 的燃气,再经过阵列喷管膨胀到马赫数 Ma_s 。此马赫数为 Ma_s ,静压为 p_s 的超声速气流即为模拟的二次流来流。在单纯引射器启动试验中,模拟器的入口阀门关闭,二次流流量为零。引射器一次流工作介质采用总温、总压分别为 T_w 和 p_w 的燃气,在引射喷嘴中加速后进入混合室。在混合室中,一次流与经过超声速扩压器扩压后的二次流进行混合,并将动能传递给总压较低的二次流。最后,充分混合的气流在经过第二喉道和亚声速扩压段扩压后排放到环境中。

引射器上安排了 3 类静压测点,分别为上壁面静压测点、一次流侧壁静压测点和二次流侧壁静压测点,文中分别以“Upper Wall”、“Primary Flow”和“Secondary Flow”标识。上壁面测点位于模拟器和超声速扩压器上壁面。第一个测点位于模拟器驻留室,该点的压力在零二次流情况下等于盲腔压力 p_c ,在有二次流情况下则为 p_{ts} 。第二个测点位于扩压器入口之前、阵列喷管出口之后,该点的压力在零二次流情况下等于盲腔压力 p_c ,在有二次流的情况下为二次流入口静压 p_s 。图 1 中沿引射器轴线布置的圆圈为一次流侧壁静压测点,三角形为二次流侧壁静压测点。

2.2 测量设备

采用压力传感器、压力扫描阀测量了一、二次流的总静压、盲腔压力以及引射管道壁面的静压分布。压力传感器包括正压传感器和负压传感器两种,采样频率为 1 kHz,测量精度为 0.25%。试验中同时采用了具有很高精度的 Pressure System Inc 9116 智能便携式压力扫描阀。该系统由一个控制模块和多个测量模块组成,其测量精度可以达到满量程的 $\pm 0.05\%$ 。对应于量程为 103.42 kPa 的测量模块,其测量误差为 ± 52 Pa 足以满足测量的精度要求。参考压力直接接通大气,在试验开始之前由标准大气压计测定大气压力。

3 试验结果与讨论

试验采用了两种引射马赫数的喷嘴喉部,与喷嘴延长段构成了两种引射喷嘴。这两种引射喷嘴分别以 A、B 标识,对应设计马赫数与参考马赫数之比 Ma_n/Ma_{ref} 为 1.0 和 1.075。引射器混合室的收缩比有两种,分别为 ϕ_0 和 $0.8\phi_0$ 。参数 α , β , L_{st}/D_{st} 均保持不变。表 1 给出了实验中使用的引射喷嘴安装构型

以及相对应引射器的管道马赫数 Ma_{Ej} 。其中,“X”表示该位置未安装引射喷嘴。

Table 1 Ejector nozzles assanbling configurations				
Ejector configure	Nozzle configure	Note	Ma_{Ej}	Ma_{ref}
1 [#]	B B B	9B	1.2625	
	B B B			
	B B B			
2 [#]	B X B	7B	1.3275	
	B B B			
	B X B			
3 [#]	A X A	5A	1.32	
	X A X			
	A X A			
4 [#]	X A X	5A	1.32	
	A A A			
	X A X			
5 [#]	X B X	3A + 2B	1.355	
	A A A			
	X B X			
6 [#]	B X B	2A + 4B	1.3325	
	A X A			
	B X B			
7 [#]	X A X	4A	1.38	
	A X A			
	X A X			

3 1 试验过程

图 2给出了 p_{tp} 和 p_c 随时间变化的曲线,其中 p_{ref} 取为引射器设计工况下运行时一次流总压, p_a 为环境压力。在 $t=3.5\text{ s}$ 时刻,打开一次流燃气入口阀门, p_{tp} 开始增加,并逐步在引射喷嘴中建立超声速流动,气流在引射喷嘴中经过一道正激波后减速为亚声速气流,引射喷嘴和第二喉道均未启动,测得的盲腔压力在起始阶段甚至有一定上升。 p_{tp} 进一步升高,激波推出到引射喷嘴出口,引射管道混合室中出现局部超声速流态,引射喷嘴启动,而第二喉道仍未启动, p_c 仍然较高,但随着 p_{tp} 的升高而逐渐下降。当 p_{tp} 高于最小启动压力时,激波被推出第二喉道,第二喉道启动,整个混合室充满超声速气流, p_c 迅速达到设计状态。在平稳工作 3s后,关闭引射器一次流入口阀门, p_{tp} 迅速下降, p_c 恢复。

图 3给出了 $t=5.2\text{ s}$ 时刻引射器壁面静压分布。其中, D_{ref} 为无量纲化参考长度。需要说明的是图中 Upper Wall标识的第一个测点位于模拟器的驻留室,为了绘图方便,将该点挪动到超声速扩压器之前不远

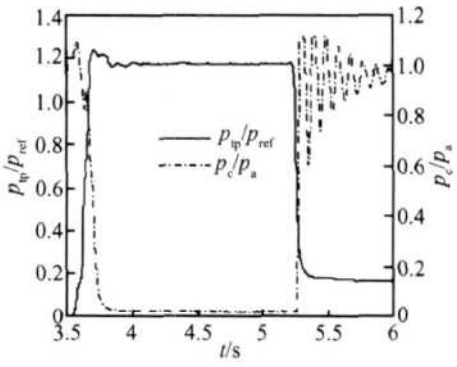


Fig 2 Multi-nozzle ejector starting process with zero secondary flow (Ejector 5[#], $\phi = \phi_0$)

处。从图中可以看到:在引射喷嘴出口之前,各点压力非常平衡;在 $x/D_{\text{ref}} > 12$ 之后,一次流侧壁静压测点与二次流侧壁静压测点测得的压力非常接近。在整个混合室中,气流的静压上升非常缓慢,比较接近于等压混合。在第二喉道的等直段,气流经过一个激波串增压,并最终通过亚声速扩压器排放到环境中。在这里,由于测点较为稀疏,激波串并未呈现常见的“锯齿状”压力分布。

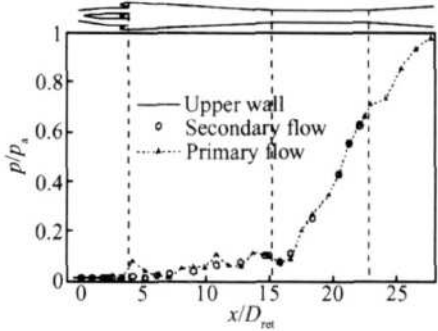


Fig 3 Wall static pressure distributions along duct axis (Ejector 5[#], $\phi = \phi_0$)

3 2 多喷嘴引射器启动性能

类似于超混合引射器,多引射喷嘴方案在增强混合的同时引入了额外的压力损失,因而相对于中心引射和环形引射来说启动更加困难。图 4给出了试验中引射器的启动性能与风洞正激波启动极限以及文献 [15]中给出的中心引射启动极限实验数据的对比情况。图中的符号为不同引射喷嘴构型引射器实验结果,填充的符号表示未启动,未填充的符号表示引射器启动。所谓极限收缩比为引射器自启动所需要的最小第二喉道面积与混合室入口面积之比。极限收缩比越小,允许的最小第二喉道面积越小。从图中两条不同比热比的风洞正激波启动极限可以看到:比热比越小,极限收缩比越小;管道马赫数越大,对应的

极限收缩比越小。图中同时给出了中心引射方案试验数据^[15], 可以看到, 实验可以获得的极限收缩比比风洞正激波理论的结果要小得多。对于燃气作为一次流的情况 ($\gamma < 1.4$), 极限收缩比应该更小。但是从图中给出的多喷嘴引射器 ($\gamma < 1.4$) 的实验结果表明, 其启动极限收缩比几乎与文献 [15] 中给出的极限收缩比 ($\gamma = 1.4$) 相等。由此可以推断多喷嘴引射方案的启动性能略逊于中心引射。

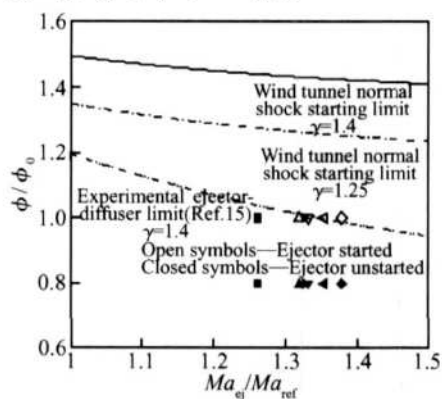


Fig 4 Comparison of multi-nozzle ejector starting performance with other starting limits

3.3 第二喉道收缩比对启动性能的影响

图 5 给出了不同第二喉道收缩比下的启动情况。从图中可以看到, 在 $\phi = 0.8\phi_0$ 时, 两种喷嘴构型在试验参数范围内均未能启动。尤其当 $p_1/p_{ref} > 1.26$ 后, 两种引射器的盲腔压力逐渐升高, 这意味着引射管道第二喉道面积太小, 气流无法从第二喉道中完全排出。当增加引射器第二喉道面积使得收缩比变为 $\phi = \phi_0$ 后, 第二喉道变得比较通畅, 盲腔压力相比前者在整体上都有了较大程度的降低。 $7^\#$ 引射器在一定的一次流总压下实现了启动, $1^\#$ 引射器在总压继续增加的情况下也有启动的趋势。

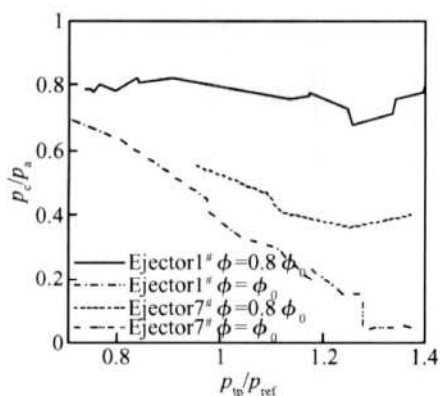


Fig 5 Effect of second throat contraction ratio on multi-nozzle ejector starting performance

3.4 引射喷嘴构型对启动性能的影响

图 6 给出了 7 种喷嘴安装构型引射器的性能曲线。从图中可以看到, $1^\#$ 和 $2^\#$ 两种引射器在试验参数范围内未能实现启动, 而后 5 种引射器均在一定的压比下实现了启动。这主要是因为一方面 $1^\#$ 和 $2^\#$ 引射器喷嘴出口马赫数较高, 喷嘴个数更多, 压力损失更大; 同时这两种构型引射喷嘴喉部总面积较大, 在总压一定、第二喉道面积一定的情况下, 流量更大, 启动更加困难。

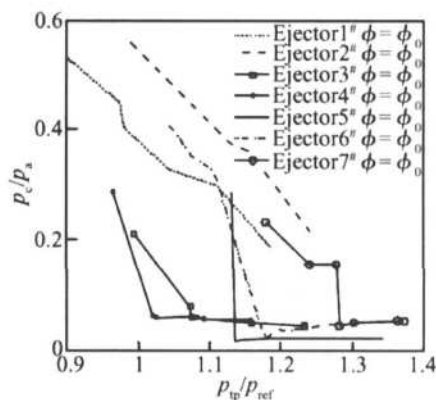


Fig 6 Effect of ejector nozzles assembling configuration on multi-nozzle ejector starting performance

同样是 5 个 A 型喷嘴, $4^\#$ 引射器最低启动压力比 $3^\#$ 的高出大约 5%, 但启动后盲腔压力没有明显差异。相比较而言, $4^\#$ 的排列方式更加趋向于中心引射, 能量更加集中, 在混合室中损失较小, 能够在较低的压比下实现启动。

$4^\#$ 和 $5^\#$ 的安装位置相同, 不同的是后者将两个 A 型喷嘴换成了 B 型喷嘴, 一次流在喷嘴出口气流速度更高, 压力损失更大, 因此对启动压力要求更高。同时可以看到, $5^\#$ 启动后盲腔压力相对于 $4^\#$ 有较大幅度下降。事实上, 在靠近上下壁面的两个喷嘴更换为具有较高出口马赫数的 B 型喷嘴后, 对于同样的喷嘴出口面积和角度, 马赫数越高, 其出口后的自由射流与壁面的交角越小, 自由边界的压力越低, 实际的管道马赫数越大, 因而启动更加困难, 但一旦启动后盲腔压力更低。类似的规律在 $6^\#$ 也可以观察到。

再对比 $4^\#$ 和 $7^\#$, 后者去掉了一个中心位置的喷嘴, 管道马赫数增加, 启动所需压比大幅增加。但是并没有因为管道马赫数增加而降低了启动后的盲腔压力。

总的来说, 在混合室入口面积一定、第二喉道面积一定、引射喷嘴出口马赫数较高的情况下, 多喷嘴

引射器有以下规律: 引射喷嘴个数越多、管道马赫数越高、引射喷嘴出口马赫数越高, 则所需启动压力越高; 引射喷嘴出口马赫数越高, 所获得的盲腔压力 p_c 越低。

3.5 二次流对引射器启动的“助推”作用

在研究多喷嘴引射器带负载能力时, 发现二次流的加入可以使引射器第二喉道中的激波串大幅后移, 可以作为“助推器”让未能完成启动的引射器“起死回生”。图 7 给出了带二次流情况下引射器的工作过程。首先在 $t = 4.0$ s 时刻打开一次流燃气, 引射器没有完成启动; 模拟器在 $t = 5.6$ s 时刻开始工作, 产生总压为 $p_{s_{in}}$ 的燃气, 二次流建立; 在二次流的助推作用下, 引射器完成启动, 阵列喷管出口二次流静压大幅下降; $t = 7.0$ s 模拟器关闭, 之后引射器继续保持启动状态直至引射器关闭。

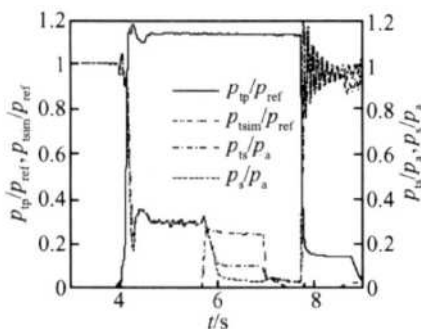


Fig 7 Multi-nozzle ejector starting process with secondary flow (Ejector 5[#], $\phi = \phi_0$)

图 8 给出了与图 7 对应的引射器壁面静压分布。在 $t = 5.6$ s 时刻, 由于一次流总压偏低而导致引射器无法完成启动, 激波无法推出第二喉道, 在引射喷嘴出口形成斜激波, 混合室中气流静压迅速上升。到了 $t = 6.9$ s 此时二次流入口已经打开, 其“助推”作用帮助引射器完成启动, 模拟器阵列喷管出口二次流静压达到设计状态, 多喷嘴引射器正常工作。 $t = 7.6$ s 二次流已经关闭, 而引射器依然保持启动状态, 第二喉道中的激波串位置相对前移。

采用二次流“助推”来帮助引射器在较低的一次流总压下完成启动, 可以延长引射器的使用寿命, 对大型引射系统同样具有重要意义。

4 结 论

采用试验的方法对多喷嘴引射器的启动性能进行了研究, 考察了多种引射喷嘴安装构型在两种第二喉道收缩比情况下的启动情况。研究结果表明:

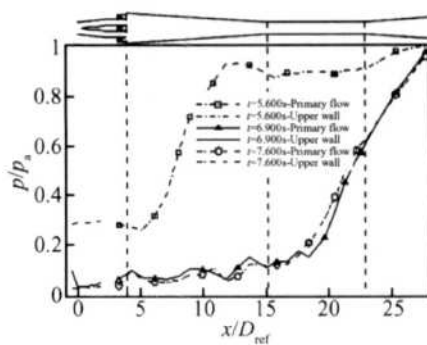


Fig 8 Secondary flow act as a booster (Ejector 5[#], $\phi = \phi_0$)

(1) 多喷嘴引射方案在增强混合的同时引入了额外的压力损失, 在一定程度上增加了引射器的启动难度, 但合适的喷嘴安装构型和试验参数下, 能够实现启动, 且能够达到引射器的设计点。

(2) 在混合室入口面积一定、第二喉道面积一定、引射喷嘴出口马赫数较高的情况下, 引射喷嘴个数越多、管道马赫数越高、引射喷嘴出口马赫数越高, 则所需启动压力越高; 引射喷嘴出口马赫数越高, 所获得的盲腔压力 p_c 越低。

(3) 提出了一种二次流作为“助推器”提高多喷嘴引射器启动性能的方法, 并用实验验证了该方案的可行性。

尽管多喷嘴引射方案的启动性能与目前广泛使用的中心引射或环形引射相比略差, 但是考虑到它的设计初衷在于减小大型、高增压比引射器系统的尺寸, 启动性能差一点也是可以理解的; 而且, 多喷嘴引射器最终可以达到其设计要求, 因此, 可以认为它是一个成功的设计。而且, 从目前来说, 多喷嘴引射器的研究尚处于起始阶段, 有很多可以改进优化的地方, 有望进一步提高其各方面的性能。

参考文献:

- [1] Matsuo K, Sasaguchi K, Tasaki K, et al Investigation of supersonic air ejectors (Part I. Performance in the case of zero-secondary flow) [J]. *Bulletin of the JSME*, 1981, 24 (198).
- [2] 张鲲鹏, 薛 飞, 潘卫明, 等. 高压气体引射器的试验研究和仿真 [J]. *热科学与技术*, 2004, 3 (2): 133 ~ 138
- [3] 徐万武, 邹建军, 王振国, 等. 超声速环型引射器启动特性试验研究 [J]. *火箭推进*, 2005, 31 (6): 7~11

(下转第 186 页)

- 数分析 [J]. 空军工程大学学报, 2005, 6(1).
- [9] Luo Z B, Xia Z X. An optimal mode of jet vectoring using synthetic jet actuators [C]. *The 8th International Symposium on Fluid Control, Measurement and Visualization*, 2005, Chengdu, China.
- [10] Li N, Zhang K Y, Xu J L. Experimental investigation of primary flow vectoring using parallel synthetic jets [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(3). (李念, 张堃元, 徐惊雷, 等. 自耦合射流对平行主射流的矢量偏转实验研究 [J]. 推进技术, 2005, 26(3).)
- [11] Luo Z B, Xia Z X. The mechanism of jet vectoring using synthetic jet actuators [J]. *Modern Physics Letters B*, 2005, 19(28-29).
- [12] Wang H, Menon S. Fuel-air mixing enhancement by synthetic micro-jets [J]. *AAA J.*, 2001, 39(12).
- [13] Mittal R, Rampungoon P. On the virtual aero-shaping effect of synthetic jets [J]. *Physics of Fluids*, 2002, 14(4).
- [14] Luo Z B, Xia Z X. A novel valve-less synthetic jet based micro-pump [J]. *Sensors Actuators A*, 2005, 122(1).
- [15] Lee C, Hong G. A piezoelectrically actuated micro synthetic jet for active flow control [J]. *Sensors and Actuators A.*, 2003, 108(1-3).
- [16] Luo Z B, Xia Z X, HU J X, et al. Numerical simulation of synthetic jet flow field and parameter analysis of actuator [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(3). (罗振兵, 夏智勋, 胡建新, 等. 合成射流流场数值模拟及激励器参数分析 [J]. 推进技术, 2004, 25(3).)
- [17] 罗振兵. 合成射流流动机理及其应用研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2002

(编辑: 刘萝威)

(上接第 178 页)

- [4] Stephens S E, Bates L B. Effect of geometric parameters on the performance of second throat annular steam ejectors [R]. *ADA 238645*, 1991.
- [5] Kim S, Kwon S. Experimental determination of geometric parameters for an annular injection type supersonic ejector [J]. *Journal of Fluids Engineering-Transactions ASME*, 2006, 128: 1164~1171.
- [6] Emanuel G. Optimum performance for a single-stage gaseous ejector [J]. *AAA Journal* 1976, 14(9): 1292~1296.
- [7] 张堃元, 沈炳炎. 主流倾斜的引射器试验研究 [J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 439~441.
- [8] 王广振, 吴寿生, 王之珊, 等. 混合管面积和位置对排气引射器性能的影响 [J]. 推进技术, 2000, 21(4). (WANG Guang-zhen, WU Shou-sheng, WANG Zhi-shan, et al. Effect of mixing tube area and position on performances for lobed ejector [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(4).)
- [9] Tilgham T G, Paterson R W, Presz W M. Supersonic nozzle mixer ejector [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(2): 513~519.
- [10] Hu H, Kobayashi T, Saga T, et al. Research on the rectangular lobed exhaust ejector/mixer systems [J]. *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 1999, 41(134): 187~194.
- [11] 凌其扬, 廖达雄. 风洞引射器试验研究 [J]. 气动实验与测量控制, 1994, 8(2): 10~18.
- [12] Hale J W. Influence of pertinent parameters on ejector-diffuser performance with and without ejected mass [R]. *ADA 602770*, 1964.
- [13] 廖达雄, 任泽斌, 余永生, 等. 等压混合引射器设计与实验研究 [J]. 强激光与粒子束, 2006, 18(5): 728~732.
- [14] 缪亚芹, 王锁芳, 吴恒刚. 多喷管引射器试验研究与数值模拟 [J]. 南京师范大学学报 (工程技术版), 2006, 6(2): 67~71.
- [15] Jones W L, Price H S, Lorenzo C F. Experimental study of zero-flow ejectors using gaseous nitrogen [R]. *NASA-TN D-203*, 1960.

(编辑: 刘萝威)