

文章编号: 1001- 2486(2007) 05- 0005- 05

多喷嘴超声速引射器压力匹配性能试验研究*

吴继平, 陈 健, 王振国

(国防科技大学 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验台,采用燃气作为一、二次流驱动工质对多喷嘴超声速引射器进行了试验研究,重点考察了引射器的压力匹配问题。试验结果表明:一次流总压越低,引射喷嘴出口压力越低,与二次流压力匹配越容易;二次流总压越低,保持压力匹配对引射器的要求越高;二次流总温对压力匹配基本无影响。

关键词:超声速引射器;超声速扩压器;压力匹配;高空模拟试车台

中图分类号: V434 文献标识码: A

Experimental Investigation on Pressure Matching of Multi-nozzle Supersonic Ejector

WU Ji-ping, CHEN Jian, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An ejector test facility was established to investigate the multi-nozzle supersonic ejector performance, and hot rocket exhaust gases were used as primary and secondary driving fluids. Emphases were placed on pressure matching between primary and secondary flows. The investigation indicates that the higher the total pressure of primary flow is and the lower the static pressure of on primary nozzle exit is, the more convenient it is for the performance to match with the secondary flow, and that the lower the secondary flow total pressure is, the more the critical ejector performance is required to maintain pressure matching, and that the secondary flow total temperature has little influence on pressure matching.

Key words: supersonic ejector; supersonic diffuser; pressure matching; high altitude test facility

在高能化学激光系统中^[1-2],光腔出口气流是高温($T_e \approx 1500\text{K}$)、低静压($1 < P < 10\text{kPa}$)的超声速气流($1.5 < M < 2.5$)。同样,在高超声速飞行器地面模拟试车系统中,试验舱出口气流也是高温、低静压的超声速气流。这些气流必须及时被排出到环境大气中以保证激光器光腔和地面模拟试车台试验舱顺利启动并维持工作。超声速引射器^[3]作为压力恢复和推力增强系统得到广泛应用。

随着被引射系统的增大,对与之配套的大型引射系统提出了强烈的需求。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物,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^[6],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,从而减小了引射系统的尺寸。

传统的超声速引射器通常采用一个等直的超声速扩压器加上一个亚声速扩压器使得被引射气流减速到亚声速条件,之后再利用超声速引射器将亚声速来流排放到环境中。Dutton等^[1]提出了超-超引射的概念,使超声速来流直接进入超声速引射器。超-超引射的优点在于去掉了一个超声速扩压器和一个亚声速扩压器,从而减小了整个系统的尺寸。Dutton等针对常面积超-超引射系统的研究结果表明,在混合管道入口处一、二次流静压比增加时,二次流将发生分离。文献[7]的研究表明:对于长径比大于8的扩压通道,是否加入亚声速扩压段对扩压器的压力恢复性能影响很小,且加入亚声速扩压段会增加扩压器的启动难度。文献[8]研究表明,气流的可压缩性降低了剪切层增长速率,较高的对流马赫

* 收稿日期: 2006- 12- 08

基金项目: 国家 863 计划资助项目(2005AA992020)

作者简介: 吴继平(1987-),男,博士生。

数对应于较低的剪切层增长速率。为了降低一、二次流的对流马赫数,可以适当提高二次流入口马赫数。综合以上因素,继续保留超声速扩压器同时去掉亚声速扩压器也许是一个不错的选择。一方面超声速扩压器增加了二次流的扩压作用;另一方面去掉亚声速扩压器仅需牺牲很少的压力恢复性能,但是有望在引射系统的小型化方面获得较大的好处。

相对于带有亚声速扩压段的扩压器,在去掉亚声速扩压段之后,由于压力恢复性能多少有一些损失,因此在混合室入口面临更加严峻的压力匹配问题。针对多喷嘴超声速引射器的压力匹配问题,采用试验的方法进行了一系列研究。

1 试验系统、测量仪器

1.1 试验系统

如图1所示,多喷嘴超声速引射器试验系统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。试验中喷嘴安装构型

为 $\begin{matrix} x & o & x \\ x & o & x \\ x & o & x \end{matrix}$ 。其中“x”代表该位置无引射喷嘴,“o”代表设计马赫数为 M_0 的引射喷嘴,“ \circ ”代表设计马赫数为 $1.075M_0$ 的引射喷嘴。

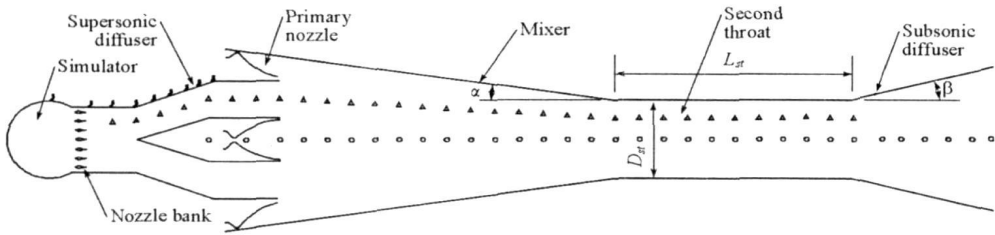


图1 多喷嘴引射器示意图

Fig. 1 Schematic of multi-nozzle ejector

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_s 的燃气,再经过阵列喷管膨胀到马赫数为 M_s 。此马赫数为 M_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_{tp} 和 P_{tp} 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,该点的压力为二次流总压 P_s ,在零二次流情况下等于盲腔压力 P_c 。第二个测点位于扩压器入口之前、阵列喷管出口之后,该点的压力在有二次流的情况下为二次流入口静压 P_s ,在零二次流情况下等于盲腔压力 P_c 。图1中沿引射器轴线布置的“o”为一次流侧壁静压测点,“ Δ ”为二次流侧壁静压测点。

1.2 测量设备

试验中主要涉及到负压的测量,采用了Pressure System Inc.的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。其最大测量速率为 500Hz, 测量精度可以达到满量程的 $\pm 0.05\%$ 。对应于 15psi 的测量模块, 其测量误差为 $\pm 50\text{Pa}$, 足以满足测量的精度要求。压力扫描阀的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。

2 试验过程

图 2 给出了一、二次流燃气总压 P_p 和 P_s 与超声速扩压器入口静压 P_s 随时间变化曲线。其中 P_{rf} 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。试验中, 在 $t = 3.5\text{s}$ 时刻, 一次流总压 P_p 开始建立, 引射器迅速启动, 在引射喷嘴和混合室内建立起超声速流场, 得到很低的盲腔压力 $P_c = P_s$ 。在 $t = 4.8\text{s}$ 时刻, 模拟器产生的高温燃气进入驻留室中稳定后, 形成总压为 P_s 、总温为 T_s 的二次流。在阵列喷管的作用下加速到指定的马赫数 M_s , 此时的静压 P_s 反映超声速扩压器入口二次流静压。二次流在超声速扩压器中经过一定的扩压作用后进入混合室。尤其值得注意的是, 在加入二次流后, P_s 略有下降, 这是由于阵列喷管出口气流为超声速气流, 此处的静压由超声速二次流来流决定。

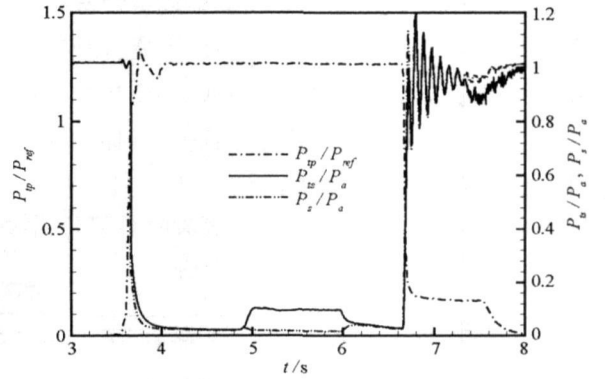


图 2 多喷嘴引射器工作曲线

Fig. 2 Multi-nozzle ejector working process

3 试验结果与分析

3.1 一次流总压 P_p 对引射器压力匹配的影响

图 3(a) 给出了不同一次流总压情况下, 引射器带负载时的壁面静压分布。其中, D_{rf} 为无量纲化参考长度。一次流总压较高时, 引射喷嘴出口压力相应较高, 整个混合室中壁面静压均较高, 喉部等直段的激波串位置靠后。

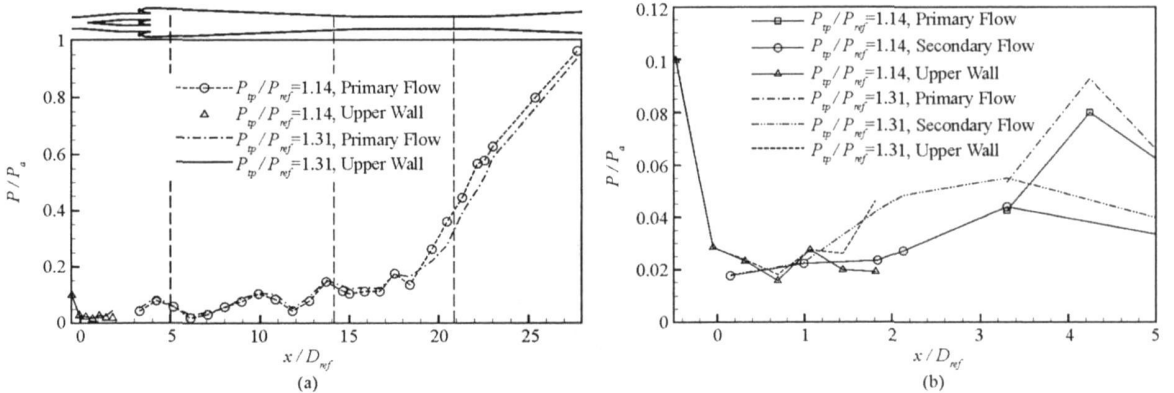


图 3 不同一次流总压下引射器壁面静压分布

Fig. 3 Ejector wall static pressure distributions with different P_p

图 3(b) 给出了超声速扩压段壁面静压分布。从这个图中可以清晰看到在超声速扩压段的前半部分, 两种工况的壁面静压均不受一次流总压的影响, 扩压器入口气流处于超声速状态, 说明引射器工作正常。而在超声速扩压段后半部分 ($x/D_{rf} > 1$), 气流经过不同程度的扩压后与一次流达到压力匹配。一次流总压 P_p 较低时, 二次流在混合室入口静压仍然较低, 气流大部分处于超声速状态, 构成超-超引射。一次流总压 P_p 较高时, 引射喷嘴出口静压较高, 也就是超声速扩压段的出口反压较高, 扩压段中的激波串前移, 引射状态转变为亚-超引射。当一次流总压足够高时, 扩压段激波串可能推到超声速扩压

器入口之前。此时,对于高超声速飞行器地面试车系统和高能化学激光器来说,都会导致气流无法及时排出,进而导致系统工作无法继续。特别地,当二次流总压较低时,可能无法在经过扩压段扩压后达到与一次流的压力平衡。

为了扩大引射器的工作范围,使得较低总压的二次流也能够被成功引射,一种可行的方法就是在引射器启动后,适当调低引射器的一次流总压。事实上,对于带有第二喉道的引射器来说,一旦完成了启动,适当降低一次流总压并不会导致引射器重新变得不启动^[4]。可想而知,当 P_{q_1} 降低时,引射喷嘴出口压力更低,可以胜任更低总压的二次流引射工作。

3.2 二次流总温 T_{ts} 一定,二次流总压 P_{ts} 的影响

二次流设计工况下总温和总压分别记为 $T_{ts,ref}$ 和 $P_{ts,ref}$ 。图4(a)给出了在总温 $T_{ts} = T_{ts,ref}$ 情况下,二次流总压 P_{ts} 不同时引射器壁面静压分布。从图中可以看到,二次流总压的变化对引射管道上的壁面静压分布影响很小。这是由于二次流的总能量占一次流总能量很小一部分,小于0.02%,这部分能量的变化对于后面的流动基本没有影响。

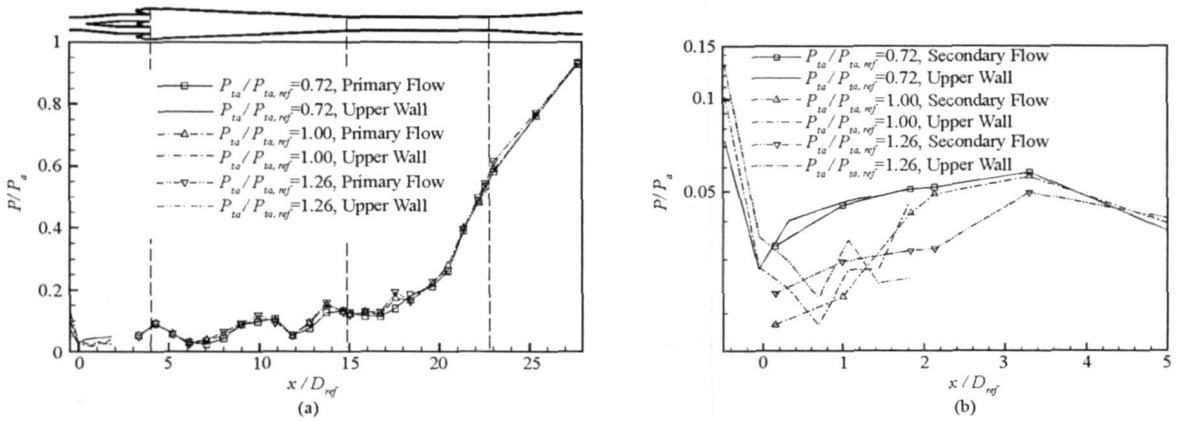


图4 不同二次流总压 P_{ts} 情况下壁面静压分布($T_{ts} = T_{ref}$)

Fig. 4 Wall static pressure distributions with different P_{ts} ($T_{ts} = T_{ref}$)

但是,在超声速扩压器中,流场主要由二次流决定,因此二次流总压 P_{ts} 的变化直接影响压力匹配,对超声速扩压器部分壁面静压分布有较大影响。图4(b)给出了超声速扩压器的壁面静压分布情况。图中上壁面测点中的第一个测点是二次流驻留室静压,基本可认为等于二次流的总压;第二个测点为阵列喷管出口静压。从图中可以看到,当二次流总压等于 $1.26P_{ts,ref}$ 时,超声速扩压器进、出口壁面上静压变化不大,整个通道处于超声速状态。当二次流总压降到 $1.0P_{ts,ref}$ 时,阵列喷管出口静压相应下降,在超声速扩压器前半部分能够保持超声速状态,而在后半部分,出现了激波串,壁面静压有所上升。当二次流总压进一步降到 $0.72P_{ts,ref}$ 时,阵列喷管出口静压没有相应下降,说明此处已经受到反压影响,超声速扩压器中气流处于亚声速状态。

综上所述,在 T_{ts} 一定的情况下,二次流流量越低,其对应总压 P_{ts} 越低,经过超声速扩压器扩压后所能获得的静压越低,对引射器的压力匹配性能要求越苛刻,对引射器的引射性能要求越高。

3.3 二次流总压 P_{ts} 一定,二次流总温 T_{ts} 的影响

图5(a)给出了二次流总压 $P_{ts} = P_{ts,ref}$ 情况下,二次流总温 T_{ts} 不同时引射器壁面静压分布。从图中可以看到:二次流总温 T_{ts} 由 $1.23P_{ts,ref}$ 降低到 $0.74P_{ts,ref}$,对应的喉部等直段激波串略靠前。实际上,在总压 P_{ts} 一定的情况下,总温 T_{ts} 越低,流量越大,对应的引射器负载也就越大。因而,降低总温 T_{ts} 时,引射器的工作条件变得恶劣,一次流需要给二次流传递更多的能量,最终导致混合完全的气流动能更低,激波串靠前。然而,二次流的总温影响的主要是被引射气流的流量,对于大增压比的引射器来说,引射

器的工作状态对二次流流量不敏感,因此激波串位置不会有较大差别。

图5(b)给出了超声速扩压器壁面静压分布。从图中可以看到,在总温下降近50%的情况下,超声速扩压器壁面静压基本没有变化,两种情况下整个流道均处于超声速流状态,流场主要由二次流来流决定。这说明 T_{ts} 对压力匹配基本无影响,与 P_{ts} 的影响规律形成鲜明对比。

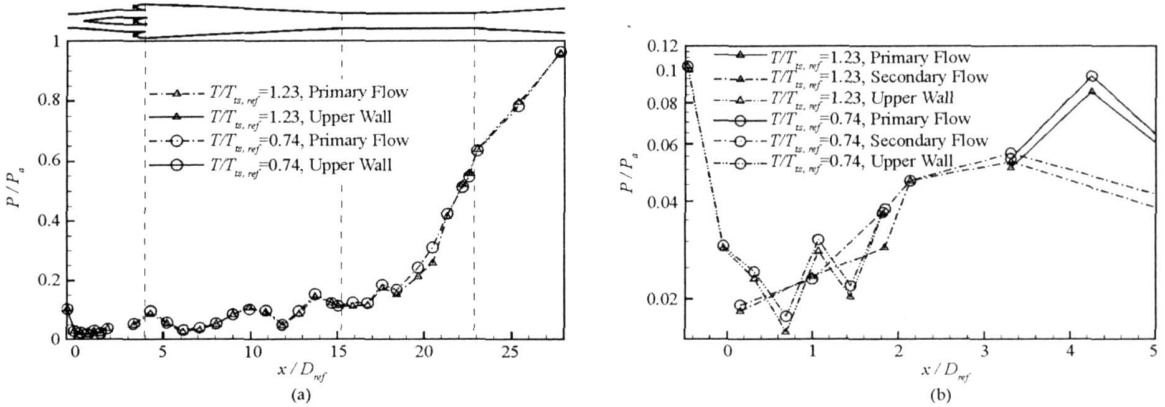


图5 不同二次流总温 T_{ts} 情况下壁面静压分布($P_{ts} = P_{ts,ref}$)

Fig. 5 Wall static pressure distributions with different T_{ts} ($P_B = P_{ts,ref}$)

4 结论

在二次流进入混合室之前先通过一个超声速扩压器扩压,使之可以达到较高的压力恢复,以降低压力匹配对引射器的性能要求。二次流总压对引射器压力匹配性能要求的影响较大,二次流总压越低,对引射器的压力匹配性能要求越高;而二次流总温则对引射器的压力匹配性能要求影响很小。当然,对于特定用途的引射器来说,来流的条件是给定的,只有提高超声速扩压器的压力恢复性能和引射器的引射能力才是合理的途径。

参考文献:

- [1] Dutton J C, Mikkelsen C D, Adly A L. A Theoretical and Experimental Investigation of the Constant Area, Supersonic-supersonic Ejector [J]. AIAA Journal, 1982, 20 (10): 1392.
- [2] Discoll R J, Moon L F. Pressure Recovery in Chemical-lasers [J]. AIAA Journal, 1977, 15 (5): 665.
- [3] Kim S, Kwon S. Experimental Investigation of an Annular Injection Supersonic Ejector [J]. AIAA Journal, 2006, 44 (8): 1905-1908.
- [4] 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.
- [5] 徐万武, 谭建国, 王振国. 二次流对超声速环型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.
- [6] 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.
- [7] Geman R C, Bauer R C. Effects of Diffuser Length on the Performance of Ejectors without Induced Flow [R]. AEDG-TN-61-89. AD262888, 1961.
- [8] Dufflocq M, Benjamin M A, Roan V P, et al. Initial Development of the Axisymmetric Ejector Shear Layer [C]// AIAA, SAE, ASME, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, 28th. Nashville, TN: AIAA-92-3567, 1992.