

文章编号: 1001- 2486(2010) 05- 0007- 05

二维超声速空气引射器启动特性试验研究^{*}

陈 健, 吴继平, 吕辉强, 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: 超声速引射器是高空模拟试车台的重要组件, 在发动机启动前利用引射器对试验舱预抽真空, 可避免发动机启动初始时刻燃气漏入试验舱造成燃气在发动机中分离, 对获取发动机在高空环境下的完整推力特性具有重要意义。而该工况下超声速引射器的启动过程是引射器工作过程中最为恶劣的工况, 设计不合理的引射器会导致启动压力过高甚至不能实现启动。建立了缩比超声速空气引射器试验台对超声速引射器的启动特性进行研究, 采用压力测量方法结合纹影技术对超声速引射器处于极限启动压比时的流场进行了描述, 研究结果表明混合室收缩比越小, 引射器极限启动压比越低。同时给出了定位超声速引射器不启动原因的判据: 当引射器不启动是由引射总压不足引起时, 盲腔压力在引射总压提高时降低, 并在临界启动状态下达到最小值; 而由混合室收缩比过小导致的引射器不启动在引射总压提高时盲腔压力单调上升。

关键词: 超声速引射器; 启动特性; 高空模拟试车台; 混合室收缩比

中图分类号: V435. 12 文献标识码: A

Experimental Investigation of the Starting Performances of the 2-D Supersonic Air Ejector

CHEN Jian, WU Ji ping, LV Hui qiang, WANG Zhen guo

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

Abstract: Supersonic ejector is an important component of the high altitude test facility. Evacuating the test cell before engine start by the ejector can arrest the rocket exhaust leak into the cell, thereby prevent the potential exhaust separation in the rocket nozzle. Meanwhile, the start phase of the ejector is the most critical condition for ejector operation, and an ejector designed improperly will result in an unacceptable high starting pressure and inability to be started of the ejector. In order to investigate the starting performances under this condition, a test facility for small scale supersonic air ejector is constructed. By using pneumatic method and schlieren technology, the flow field is studied when the ejector on utmost starting pressure ratio. The result shows that the utmost starting pressure goes down with the mixing room contraction ratio. The low mixing room contraction ratio will cause the ejector unable to be started as well as insufficient ejecting pressure. It is observed that the chamber pressure will go up monotonously with the ejecting pressure when the inability of the ejector is induced by low mixing room contraction ratio. In contrast, if the ejector unstart is induced by insufficient ejecting pressure, the chamber pressure will go down with the ejecting pressure.

Key words: supersonic ejector; starting performance; high altitude test facility; mixing chamber contraction ratio

超声速引射器在航空航天领域广泛应用于高空模拟试车台真空排气系统^[1]。在高空模拟试车台中, 火箭发动机启动初始时刻其室压较低, 不能依靠自身的射流引射作用对试验舱进行抽真空, 部分燃气会漏入试验舱使得发动机喷管出口背压升高, 导致发动机燃气在喷管的扩张段发生分离, 从而不能获得准确的高空推力曲线。因此, 需要利用超声速引射器在发动机启动前及启动初始时刻对试车台进行抽真空, 以保持试验舱的真空度。

根据混合室截面积的不同超声速引射器可分为等截面超声速引射器及第二喉道超声速引射器, 在超声速引射器的启动状态, 一般以启动压力和盲腔压力作为引射器性能优劣的评价指标。前人的研究结果表明第二喉道超声速引射器与等截面超声速引射器相比能有效降低引射器的启动压力^[2]。但第二

* 收稿日期: 2010- 03- 06

基金项目: 国家 863 高技术资助项目

作者简介: 陈健(1982-), 男, 博士生。

喉道使得超声速引射器与内压式进气道类似,也存在着启动的问题,第二喉道截面过小会导致超声速引射器无法启动^[3]。

前人利用数值仿真方法对第二喉道超声速引射器的启动特性进行了大量的研究。Wang 等^[4]的数值计算结果认为第二喉道超声速引射器启动可以有正激波存在于第二喉道入口前,而无需同超声速风洞启动一样必须将正激波吞入第二喉道;Kim 等^[5]通过数值计算发现存在着一个最佳的第二喉道收缩比使得引射器抽吸盲腔的性能最优;而 Chen 等^[6]通过数值研究认为可以第二喉道入口截面的平均马赫数作为引射器启动性能的评价指标。

然而,由于超声速引射器内流动状态的复杂性,根据数值计算结果虽然可以对流动参数进行较为详细的研究,但其准确性还有待进一步的验证。本文采用压力测量方法结合高速纹影技术,对某一二维构型的第二喉道超声速引射器的启动特性进行了一系列试验研究,揭示第二喉道对超声速引射器启动性能的影响,对引射器不启动的原因进行判定,所得结果对超声速引射器的设计和应用具有一定的指导意义。

1 试验系统及测量设备

在超声速引射器启动工况,启动压力和盲腔压力是两个最关键的性能参数。一次流总压升高至启动压力前,激波不能被第二喉道吞入,超声速引射器不能实现启动;在引射总压大于启动压力后,激波推出混合室,超声速一次流通过粘性卷吸作用抽吸盲腔气体并将盲腔与背压隔离使盲腔保持较高的真空度。启动总压越低、盲腔真空度越高,则超声速引射器的启动性能越好。

如图1所示为超声速空气引射器的结构示意图,模型引射器的引射喷管布置在边区,试验中工作介质为压缩空气,反压为环境压力。

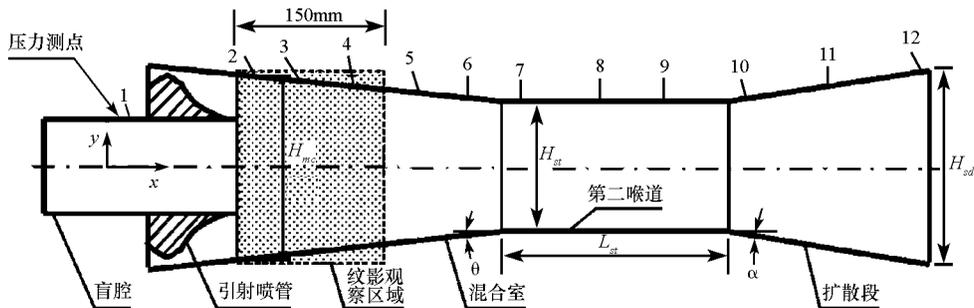


图1 缩比超声速引射器结构示意图

Fig. 1 Schematic of the small scale ejector

引射器混合室入口高度 H_{mc} 为60mm,其中二次流入口高度为30mm;引射喷管面积比10.72,对应喷管出口马赫数4.0;引射器展向宽度为60mm。试验中混合室收缩半角 θ 保持 3° 不变,共设置了三组不同的混合室收缩比($\Phi = H_s/H_{mc}$),分别为0.4、0.5和0.6,对应第二喉道长度 L_{st} 分别为200、230及270mm,对应的第二喉道长度与其水力学直径之比约为5。亚扩段面积比(H_{sd}/H_{st})约等于2,扩张半角 α 为 4° 。在引射管道上壁面共设置12个压力测点:盲腔设置1个测点,混合室布置5个测点,第二喉道和亚扩段各布置3个测点,图中分别以1~12表示各压力测点。表1给出了以盲腔测点所在位置为原点时各压力测点的位置坐标。纹影观测区域始于引射喷管出口,长度为150mm。

表1 引射管道壁面压力测点位置(以mm为单位)

Tab. 1 Location of the pressure transducer on ejector shroud(unit in mm)

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\Phi = 0.4$	0	160	235	320	395	475	520	580	645	710	775	840
$\Phi = 0.5$	0	160	220	285	350	435	490	565	635	700	775	880
$\Phi = 0.6$	0	160	205	255	305	355	410	555	615	685	780	930

试验中采用 Pressure System Inc. 的 9116 便携式压力扫描阀测压。选用 15psi 的测量模块,最大测量速率达 500Hz,测量精度可达满量程的 $\pm 0.05\%$ 。

2 试验结果与分析

2.1 临界启动压比下超声速引射器的内流场结构

图2给出了引射总压为2.0MPa时混合室收缩比 $\Phi=0.6$ 的引射器启动过程中引射喷管出口静压 P_n 、盲腔压力 P_c 、混合室第二个测点压力 P_m 以及第二喉道第二个测点压力 P_{ss} 随时间的变化曲线。图3给出了相同混合室收缩比下引射总压为1.7MPa时 P_c 、 P_n 及 P_m 随时间的变化曲线。可以看到,在该引射总压下, P_n 迅速下降,激波推出引射喷管;而 P_c 和 P_m 先下降,至3000ms时又经历一个突降并达到一个稳定值,且盲腔压力降至比喷管出口压力更低,这说明直至3000ms后,混合室内才建立起稳定的超声速流场,超声速引射器启动。可以推断,引射总压1.7MPa是激波恰能推入第二喉道的临界状态,相应地,此时超声速引射器处于“临界启动状态”。

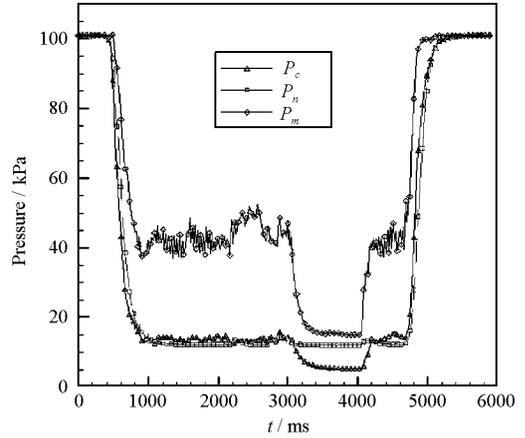
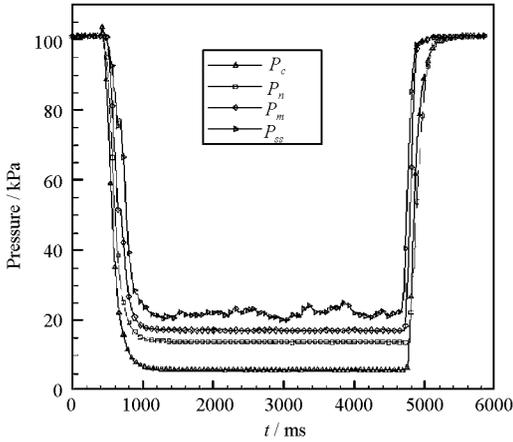


图2 $\Phi=0.6$ 引射总压 2.0MPa 时压力随时间变化曲线
Fig. 2 Curve of pressure variation ($\Phi=0.6, P_{01}=2.0\text{MPa}$)

图3 $\Phi=0.6$ 引射总压 1.7MPa 时压力随时间变化曲线
Fig. 3 Curve of pressure variation ($\Phi=0.6, P_{01}=1.7\text{MPa}$)

图4给出了超声速引射器临界启动状态的典型纹影图片。在图4(b)中,此时引射压力的微小波动即导致由反压引起的激波④反推至混合室前段,射流混合层①之间的距离增大,同时一次流的膨胀度大大减小,这说明该引射总压已接近此构型引射器的极限启动压力。在试验中,分别获得了混合室收缩比为0.5和0.6的超声速引射器所对应的极限启动压力,前者为1.6MPa,后者为1.7MPa。这说明引射器收缩比减小,可降低引射器的极限启动压力。但当收缩比减小至0.4时,无论如何提高引射总压,引射器都不能启动,这表明混合室收缩比有一极限值。

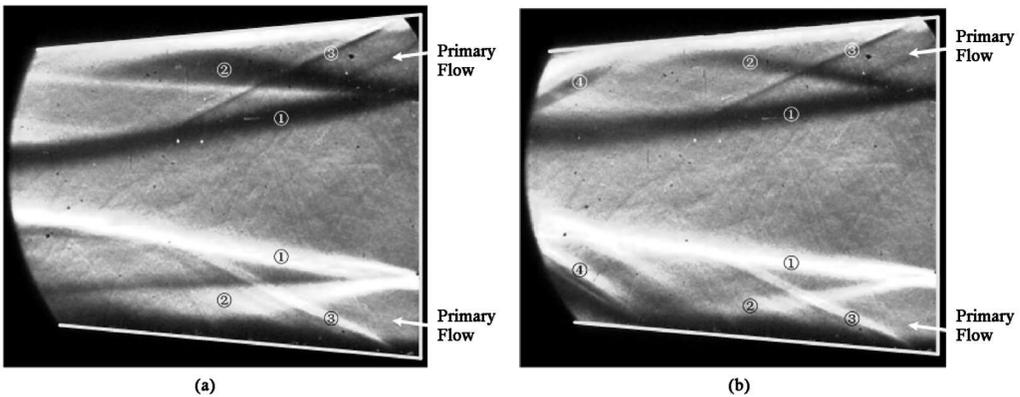


图4 临界启动压力下超声速引射器不同时刻混合室前段流场纹影图

Fig. 4 Schlieren pictures of the entrance part of the mixing chamber when ejector under utmost starting pressure

2.2 混合室收缩比过小导致的引射器不启动研究

图5给出了混合室收缩比 $\Phi=0.6$ 的超声速引射器在引射总压为2.4MPa情况下 P_n 、 P_c 、 P_m 及第二

喉道第一个测点压力 P_f 随时间的变化曲线, 与图 2 所示的引射器启动压力曲线不同, 此时盲腔压力高于引射喷管出口压力, 而引射喷管也未完全建立起稳定的超声速流场, 喷管出口压力剧烈振荡。混合室及第二喉道中的压力较高, 且混合室中的压力比外界反压还高, 说明此时引射气流未能顺利排出混合室而在其中产生了堆积效应。图 6 则给出了不同引射总压下引射器内的静压分布曲线。可以看到, 当引射总压从 1.6MPa 增加到 3.5MPa 时, 引射器内的静压分布十分相似, 只是一次流总压越高, 混合室壁面静压也就越高; 而亚扩段的壁面静压单调递增, 可以判断此时第二喉道中的流动为亚声速。图 6 中同样给出了引射总压降低至 1.3MPa 时引射器内的静压分布, 此时引射总压过低, 引射管道内压力连续上升至和外界反压平衡, 而混合室内并未出现堆积效应。

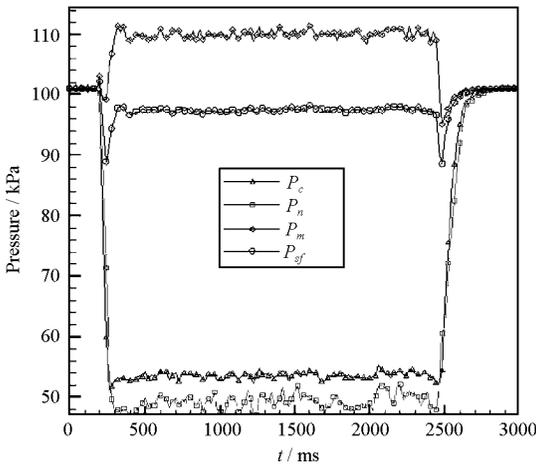


图 5 $\Phi=0.4$ 引射总压 2.4MPa 时压力随时间变化曲线
Fig. 5 Curve of pressure variation ($\Phi=0.4, P_{01}=2.4\text{MPa}$)

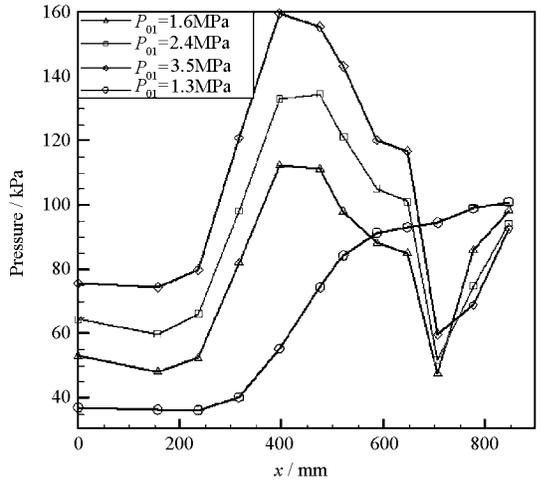


图 6 $\Phi=0.4$ 不同引射总压下引射器壁面静压分布
Fig. 6 Distribution of static pressure on different ejecting pressure ($\Phi=0.4$)

根据以上分析可知, 对于混合室收缩比过小而导致的引射器不启动, 单纯增加引射总压并不能使引射器启动, 此时, 可以调节引射器结构或增大混合室收缩比。

2.3 引射总压不足导致的引射器不启动研究

图 7 给出了混合室收缩比 $\Phi=0.6$ 、引射总压为 1.45MPa 时 P_n, P_c, P_m 及 P_f 随时间的变化曲线。可以看到, 在该引射总压下, P_c 和 P_n 迅速降低, 并维持一个稳定值, 说明此时激波已经推出引射喷管, 但 P_c 仍高于 P_n , 可以推断此时激波还未推入第二喉道。同时可以看到, P_m 和 P_f 均较高, 而与图 5 比较可以看出, 混合室收缩比 $\Phi=0.6$ 时, 引射器虽同样处于不启动状态, 但混合室压力和第二喉道压力均低于外界反压, 未在引射器内产生堆积效应。

图 8 给出了不同引射总压下引射器的壁面静压分布。其中, 引射总压 1.1MPa 和 1.45MPa 对应引射器不启动状态, 引射总压 1.9MPa 时引射器启动。当引射总压为 1.1MPa 时, 引射器内压力不断上升, 此时激波尚未推出引射喷管, 整个引射器内的流动均为亚声速; 当引射总压为 1.45MPa 和 1.90MPa 时, 引射喷管出口静压达到设计值, 此时激波已推出引射喷管, 引射喷管启动。但引射总压为 1.45MPa 时盲腔压力大大高于引射总压 1.9MPa 的情况, 且此时混合室内压力近似线性上升, 与引射总压为 1.9MPa 时混合室壁面压力的跳跃状分布不同, 后者说明此时混合室内已形成了超声速流场, 压力的跳跃变化是由于激波系在混合室内相交、反射的结果。

图 9 和图 10 分别给出了混合室收缩比 $\Phi=0.4$ 和 $\Phi=0.6$ 时 P_c 及 P_n 随一次流总压 P_{01} 的变化曲线。从图 9 可以看到, 当引射总压大于 1.3MPa 时, P_c 和 P_n 随着引射总压的增大而单调递增, 且基本呈线性关系, 同时, P_c 始终高于 P_n ; 而在图 10 中, 当引射总压处于 1.1MPa 和 1.45MPa 之间时, 引射喷管出口静压不断下降, 并在 $P_{01}=1.45\text{MPa}$ 时达到最小值, 说明引射总压在 1.45MPa 左右引射喷管即已启动, 此后引射总压升高引射喷管静压也随之线性增加; 而盲腔压力一直到引射总压为 1.7MPa 时才达到其最小值, 且在此之后盲腔压力小于引射喷管出口压力, 对应于引射器的临界启动状态。当引射器启动后,

P_c 和 P_n 随着 P_{01} 的升高而不断增大。

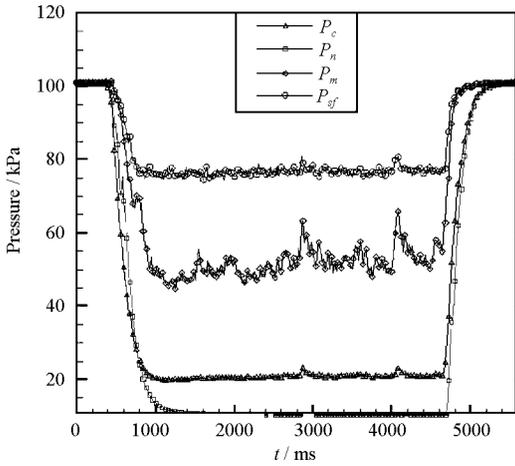


图 7 $\Phi=0.6$ 引射总压 1.45MPa 时压力随时间变化曲线
Fig. 7 Curve of pressure variation ($\Phi=0.6, P_{01}=1.45\text{MPa}$)

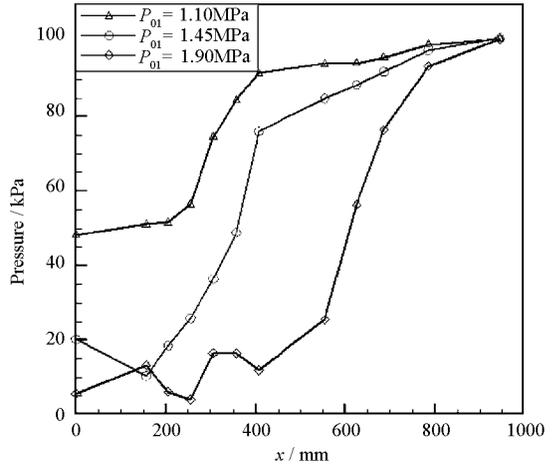


图 8 $\Phi=0.6$ 不同引射总压下引射器壁面静压分布
Fig. 6 Distribution of static pressure on different ejecting pressure ($\Phi=0.6$)

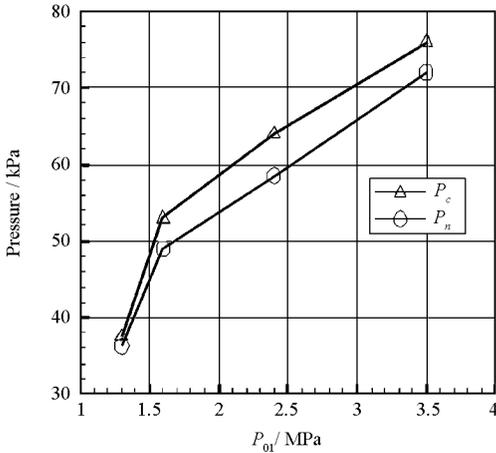


图 9 $\Phi=0.4$ 盲腔压力和引射喷管出口压力随总压变化曲线

Fig. 9 Blind chamber pressure & primary nozzle exit pressure vs P_{01} ($\Phi=0.4$)

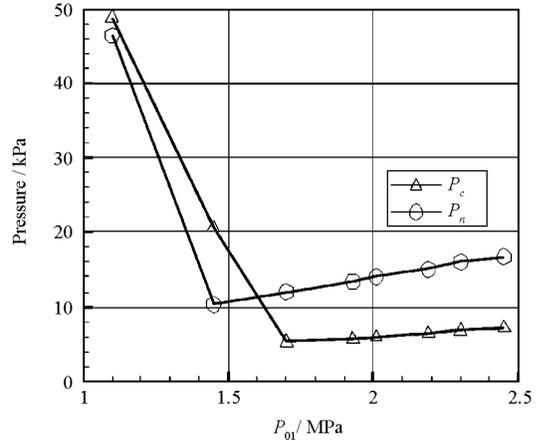


图 10 $\Phi=0.6$ 盲腔压力和引射喷管出口压力随总压变化曲线

Fig. 10 Blind chamber pressure & primary nozzle exit pressure vs P_{01} ($\Phi=0.6$)

3 结论

通过本文试验研究, 对超声速引射器处于临界启动状态时的流场结构进行了描述, 发现混合室收缩比越小, 引射器的极限启动压力越低。但混合室收缩比不能过小, 进一步对因混合室收缩比过小和引射总压不足造成的引射器不启动现象进行了研究, 给出了定位超声速引射器不启动原因的判据: 在引射总压上升过程中引射喷管出口静压和盲腔压力是否降低。后续还将对混合室收缩角、引射马赫数以及第二喉道长度等结构参数对超声速引射器启动性能的影响进行研究。

参考文献:

[1] Bauer R C, Geman R. The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors without Induced Flow [R]. AEDG TN- 61- 133, 1961.
 [2] 徐万武, 谭建国, 王振国. 高空模拟试车台超声速引射器数值研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2): 71- 74.
 [3] 吴继平. 高增压比多喷管超声速引射器设计理论、方法与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
 [4] Wang J J, Chen F. On the Start Condition of a Second throat Ejector/diffuser[J]. Aeronautical Journal, 1996, 10: 321- 326.
 [5] Kim H D, Setoguchi T, et al. Navier stokes Computations of the Supersonic Ejector diffuser System with a Second Throat [J]. Journal of Thermal Science, 1999, 8(2): 79- 88.
 [6] Chen F, Liu C F, Yang J Y. Supersonic Flow in the Second throat Ejector diffuser System [J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1994, 31(1): 123- 129.