

超音速环形蒸汽引射器启动特性试验研究

赵 宏, 张海栋, 赵春宇
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 为考察超音速环形蒸汽引射器启动特性, 在地面试验台上, 对采用不同蒸汽喷嘴的超音速环形蒸汽引射器模型启动关机过程中参数动态变化趋势进行了试验研究。试验结果表明: 随着蒸汽喷嘴扩张角 ($0\sim 20^\circ$) 的增加, 真空舱内极限真空压力增加, 环引最小启动压力变化不明显, 且关机段最小失稳压力低于启动段最小启动压力。

关键词: 超音速引射器; 蒸汽射流泵; 启动特性; 最小启动压力

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0048-05

Experimental investigation on start performance of supersonic steam annual ejector

Zhao Hong, Zhang Haidong, Zhao Chunyu

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: Experiment of a supersonic steam annual ejector was conducted at ground-test bench. Test results show that vacuum pressure increase gradually and minimal start pressure change significantly with the increase of steam nozzle expanding angle. During the shutdown phase, the malfunction pressure is lower than minimal start pressure.

Key words: supersonic ejector; steam-jet pump; start performance; minimal start pressure

0 引言

超音速环形蒸汽引射器是一种蒸汽射流泵,

它利用超音速射流的引射增压机理作用实现抽取真空, 在各种大型发动机高空模拟试验系统领域被广泛采用。高空模拟主动引射系统启动过程中, 超音速环形蒸汽引射器必须首先启动, 将正

收稿日期: 2009-10-27; 修回日期: 2010-01-04。

作者简介: 赵宏 (1970—), 男, 高级工程师/博士, 研究领域为火箭发动机高空模拟技术。

激波推出混合扩压段出口并在混合扩压段内建立超音速流场,才能保证上游设备正常工作。超音速环形蒸汽引射器启动成功与否取决于实际蒸汽总压与引射器最小启动压力的比值(最小启动压力),最小启动压力高于实际蒸汽总压将导致引射器无法正常启动,因此启动特性研究是超音速环形蒸汽引射器设计与性能验证过程中的一项重要内容。

影响超音速环形蒸汽引射器启动特性的主要因素包括蒸汽喷嘴结构、混合扩压段几何构型、蒸汽成分、实际蒸汽总压与引射器最小启动压力的比值。相关研究表明,超音速中心型引射器启动特性研究较为成熟,有大量的试验结果可供参考;超音速环形引射器,特别是超音速环形蒸汽引射器,启动特性研究文献稀少,且所研究的环形引射器工况低、盲腔真空度低,与高工况大压缩比超音速环形蒸汽引射器的工作状态相去甚远,无法全面反映超音速环形蒸汽引射器启动特性的变化规律。因此,有必要深入开展超音速环形蒸汽引射器启动特性的试验研究工作。

试验了三种蒸汽喷嘴扩张角的超音速环形蒸汽引射器,混合扩压段为等截面混合扩压段,并将引射器与模拟喷嘴、真空舱、二次喉道扩压器

等高空模拟系统缩比组件相连接,研究引射器启动关机特性及引射器与上游设备的相互作用,得到相应参数曲线与变化规律。

1 试验系统与试验过程

1.1 试验系统

试验系统由氮气供给分系统、蒸汽供给分系统、测控分系统、试验模型组成。氮气供给分系统提供模拟负载氮气,分系统由手动截止阀、氮气减压器、管路、电磁阀、金属软管等组成,氮气源压力16.0MPa,总容积约100m³;蒸汽供给分系统提供所需参数蒸汽,分系统由蒸汽管路、电动截止阀、金属软管等组成,最大蒸汽压力0.8~1.0MPa,最大蒸汽流量6.0kg/s,蒸汽温度180~200℃;测控系统由蒸汽电动截止阀控制单元、氮气电磁阀控制开关、数据采集系统组成,用于控制氮气/蒸汽供给参数调节及试验参数采集,数据采集由传感器、信号调理器、Nicolet便携式数据采集设备(型号:Dimension 41)完成,系统测量精度约5‰,采集速率1kHz;试验模型由真空舱、模拟喷嘴、二次喉道扩压器、超音速环形蒸汽引射器等几部分组成,见图1所示。

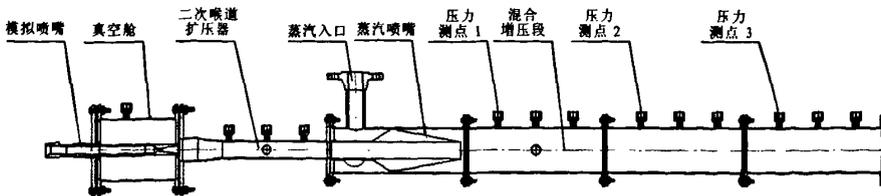


图1 试验模型示意图

Fig.1 Sketch of experimental model

模拟喷嘴入口与氮气供给分系统的金属软管连接,用于模拟发动机喷管出口气流马赫数与静压,并与二次喉道扩压器、超音速环形蒸汽引射器共同用于保障真空舱内压力环境。超音速环形蒸汽引射器由蒸汽喷嘴和混合扩压段组成,蒸汽喷嘴为拉瓦尔喷嘴,扩张段扩张半角 $\alpha=0\sim 30^\circ$,设计蒸汽喷嘴入口压力 $p_{1,0D}=0.8\text{MPa}$,蒸汽喷嘴入口设置测压点,用于测量蒸汽总压($p_{1,0}$)。混

合扩压段上设置壁面静压测点,典型三个静压测点距离蒸汽喷嘴出口长度与混合扩压段直径之分别为0.9 (No.1)、4.4 (No.2)、7.7 (No.3)。

1.2 试验过程

研究超音速环形蒸汽引射器启动特性试验过程如下:①不供氮气,考察无负载条件下引射器的启动特性和极限真空抽吸能力;②供氮气,考察亚音速负载条件下引射器的启动特性及其对发

动机-扩压器系统的影响。

2 试验结果与分析

2.1 无负载条件下，超音速环形蒸汽引射器启动关机过程

无负载情况下，超音速环形蒸汽引射器启动关机过程中典型压力变化如图2、图3所示。

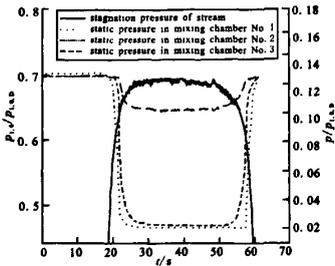


图2 混合段壁面相对静压比随时间的变化(右Y轴)
蒸汽相对总压 $p_{1,0}$ 随时间的变化(左Y轴)

Fig.2 Trend of static pressure in mixer with time

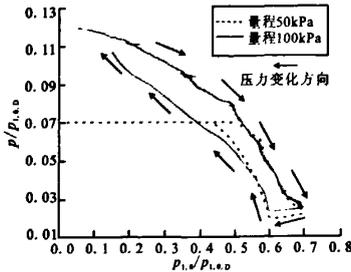


图3 蒸汽总压与真空舱压力的关系

Fig.3 Correlation of vacuum pressure to steam stagnation pressure

从图中可以看出，在启动阶段，随着蒸汽阀门的开启，喷嘴上游蒸汽总压迅速提高($p_{1,0}/p_{1,0,0}=0.05 \rightarrow 0.7$)，引射器混合扩压段静压则迅速降低($p/p_{1,0,0}=0.125 \rightarrow 0.022$ (测点 No.1, No.2), $p/p_{1,0,0}=0.125 \rightarrow 0.1$ (测点 No.3))，且不同流向位置的静压变化幅度及变化时序不同，存在时间延迟。在蒸汽启动过程中，流场建立过程沿蒸汽喷嘴-混合段-扩压段顺序进行，且不同位置压力变化速率不同，越接近喷嘴则压力变化速率越接近蒸汽压力变化速率 ($dp/dt=0.078$)。各测点压力

变化时间延迟分别为 1.205、2.915、4.474秒，相对压力变化速率 ($d(p/p_{1,0,0})/dt$) 分别为 -0.073 、 -0.0113 、 $-0.0036/s$ 。由图中曲线及正激波关系式可知，在延迟 5.085 秒时混合扩压段出口静压(测点 No.3) 约 95kPa，马赫数约 1.025，正激波已经位于扩压段出口下游，表明引射器已经启动，此时对应的最小启动压力约 0.5~0.52MPa (理论值 0.51MPa)，极限真空约 19.7kPa (理论值 16.73kPa，见图3)。随着蒸汽压力的继续增加，混合扩压段压力继续增加，极限真空亦继续降低，但降低速率明显减小，且在蒸汽压力保持平稳阶段，由于真空舱容积对抽吸时间的影响，极限真空仍然缓慢降低至稳定。

在关机阶段，随着引射器入口蒸汽总压逐渐降低 ($p/p_{1,0,0}=0.7 \rightarrow 0.1$)，混合扩压段壁面静压逐渐增加 ($p/p_{1,0,0}=0.022 \rightarrow 0.125$ (测点 No.1, No.2), $p/p_{1,0,0}=0.1 \rightarrow 0.125$ (测点 No.3))。与引射器启动过程相反，压力曲线变化起始顺序为混合扩压段→蒸汽喷嘴出口，三个壁面静压测点相对于蒸汽总压变化的延迟时间分别为 1.07、3.32、8.50 秒，相对压力变化速率分别为 0.002、0.013、0.033/s，蒸汽总压变化速率 0.044。此外，压力曲线(图2，图3)尚表明，关机阶段混合扩压段失稳压力(约 0.48~0.49MPa) 较启动阶段最小启动压力低约 5%，极限真空 15.2kPa (理论值 12.55kPa) 亦较启动阶段极限真空低约 23%，这与图3中真空舱相对压力随蒸汽总压变化趋势相一致，这种气体粘性造成的迟滞现象表明：为获取较高的极限真空，临界设计的引射器启动阶段蒸汽压力可以采取先升后降的方式进行，这与空气引射器启动过程一致。此后，随着蒸汽压力低于失稳压力，正激波进入混合扩压段出口并向上游推进，表现为波后的测点压力变化存在转折点，转折点后压力变化十分缓慢，且静压大小非常接近环境大气压(图2)。

2.2 蒸汽喷嘴扩张角大小对超音速环形蒸汽引射器启动关机特性的影响

无负载启动过程中，在面积比相同情况下，蒸汽喷嘴扩张角大小决定了混合扩压段入口蒸汽速度矢量分布及喷嘴出口膨胀波形状与交汇点位

置, 从而影响下游流场内波系分布。三种扩张角蒸汽喷嘴引射器启动关机过程中真空舱压强随时间变化如图 4、图 5 所示。

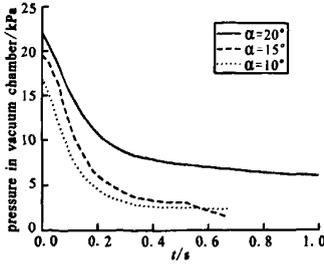


图 4 启动阶段, 不同蒸汽喷嘴扩张角的真空舱压力随时间变化

Fig.4 Correlation of vacuum pressure to nozzle expand angle during start period

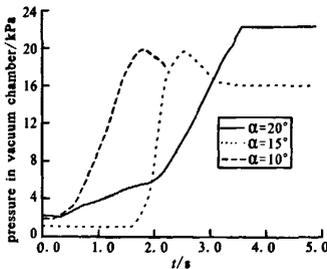


图 5 关机阶段, 不同蒸汽喷嘴扩张角的真空舱压力随时间变化

Fig.5 Correlation of vacuum pressure to nozzle expand angle during shutdown period

在引射器启动过程中 (图 4), 随着扩张角由 10° 增加到 20°, 真空舱压强下降速度相近 (-65~-75 kPa/s), 但最低真空舱压强有较大差异 (20°→22kPa, 15°→19kPa, 10°→17kPa), 表明引射器抽吸能力随喷嘴扩张角增加而降低, 且膨胀波形状与交汇点位置影响交汇点上游蒸汽流速度方向, 从而影响极限真空高低, 这种趋势与动量守恒方程计算结果一致。在关机过程中 (图 5), 随着扩张角由 10° 增加到 20°, 真空舱压强上升速度由 29.42 kPa/s 降低到 10.75 kPa/s, 表明蒸汽喷嘴扩张角越大, 关机段蒸汽流对外界空气回流阻尼效果越明显。

2.3 亚音速负载条件下, 超音速环形蒸汽引射器启动关机过程

亚音速负载情况下引射器启动参数曲线如图 6 所示, 参数变化趋势与无负载情况下基本一致, 差别在于: 在亚音速负载情况下, 蒸汽总压的微小变化将引起引射器混合扩压段出口附近区域静压的剧烈反应, 整个混合流场起到信号放大器的作用, 究其原因, 在于亚音速负载条件下, 引射器混合内流场不但取决于蒸汽流动, 而且也取决于负载流动, 即取决于蒸汽流与负载流的相互作用。况且, 随着引射器的启动, 引射器上游的二次喉道燃气扩压器由不启动状态转变为启动状态, 亚音速负载转变为超音速负载, 引射模式由超-亚引射转变为超-超引射。

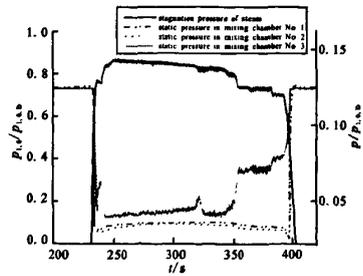


图 6 亚音速负载条件下, 混合扩压段静压/蒸汽总压随时间的变化

Fig.6 Variation of static pressure in mixer for subsonic load

试验数据表明 (参见图 2 和图 6), 在有负载情况下, 蒸汽压力变化 0.7%, 混合扩压段出口静压变化 38.64%, 相对变化值为 2.43; 在无负载情况下, 蒸汽压力变化 0.6%, 混合扩压段出口静压变化 0.1%, 相对变化比值为 0.167, 有/无负载相对变化比值相差 14.58 倍。引射器启动关机过程中, 引射器流场参数相对变化速率 (相对于蒸汽总压变化速率) 亦有较大变化, 有负载情况下, 混合扩压段压力变化速率相对值为 0.51, 无负载情况下, 变化速率相对值为 0.94, 降低了 56%。若提高亚音速负载流量, 则引射流、被引射流的相互作用更加剧烈, 混合场参数变化更加明显。

3 结论

由超音速环形蒸汽引射器模型试验可以得出以下结论:

(1) 超音速环形蒸汽引射器关机阶段失稳压力值、最低真空舱压力值均低于启动阶段,最大失稳压力较最小启动压力低约 5%, 最低真空舱压力低约 23%。

(2) 在一定角度范围内 ($0^{\circ}\sim 30^{\circ}$), 随着蒸汽喷嘴扩张角增加, 蒸汽引射器启动阶段抽吸速率无明显变化, 但最低真空舱压强增加, 蒸汽引射器关机阶段的外界气流回流速率降低, 表明较小的蒸汽喷嘴扩张角有利于试验发动机启动阶段高空环境的模拟, 而较大的蒸汽喷嘴扩张角有利于试验发动机关机阶段的回流抑制。

(3) 有/无亚音速负载条件下, 蒸汽引射器启动特性基本一致, 但有负载条件下的引射器混合场参数变化随蒸汽总压变化非常明显, 特别是蒸

汽引射器启动造成上游燃气扩压器发生工作模式转换的情况下。

参考文献:

- [1] Taylor, Delbert. Supersonic ejectors [R]. GARD-AG-163, Paris: NTIS, 1973.
- [2] Bauer R C, German R C. The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors without Induced Flow[R]. AEDC-TN-61-133, California: AEDC, 1961..
- [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): 7-10.
- [4] 李德海, 肖新鹰. 环状引射器的工作性能优势分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 25-26.
- [5] 张华, 凌云佩. 混合与扩散同时进行的环形引射系统引射性能实验研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 1993(1): 85-94.
- [6] James W Hale. Comparison of Diffuser-ejector Performance with Five Different Driving Fluids[R]. AEDC-TDR-63-207, California: AEDC, 1963.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 42 页)

相当于系统的阻尼系数为 0.31, 过渡过程收敛, 振荡 1.5 次, 调节时间约 6ms, 表明调节阀有良好的起动脉特性。

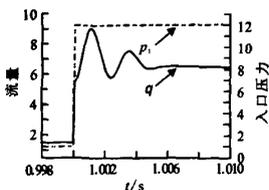


图 7 调节阀起动脉特性仿真曲线

Fig.7 Simulated start-up curve of the valve

5 结论

基于 AMESim 软件建立了调节阀的仿真模

型, 仿真了其流量特性, 并与额定调整试验和半系统冷调试验的结果进行了对比, 结果表明该模型精度满足要求, 为进一步分析和改善调节阀的性能奠定了基础。利用该模型成功预测了全系统试验过程中各工况下该调节阀的流量特性。利用该模型对调节阀的起动脉特性进行了初步仿真研究, 结果表明该调节阀具有较好的起动脉特性。

参考文献:

- [1] 齐海涛, 付永领. 基于 AMESim 的电动静液作动器的仿真分析[J]. 机床与液压. 2007, 35(3): 184-186.
- [2] 唐毅, 魏鑫, 曹克强. 基于 AMESim 的某型飞机液压系统仿真研究[J]. 机床与液压. 2007, 35(6): 198-200.

(编辑: 王建喜)