

涡流阀几何参数对固体发动机推力调节特性的影响^{*}

魏祥庚, 何国强, 李 江, 刘佩进, 余晓京

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了获得涡流阀参数对发动机推力调节性能的影响规律, 针对涡流阀的加注方式以及几何结构, 利用建立的基于涡流阀方案的固体火箭发动机推力可调实验系统开展了实验研究。通过实验结果的分析, 得到了加注环孔径、涡流室高度和直径以及中心进气面积的不同对涡流阀调节性能的影响规律。结果表明: 适当降低涡流室的高度、较大的中心进气面积、较大的涡流室直径有利于提高涡流阀的调节性能。因此, 可以通过对涡流阀结构的优化设计来提高发动机的推力调节性能。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 推力; 涡流阀⁺; 实验

中图分类号: V435.23 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 04-0352-04

Effects of vortex valve geometry parameters on SRM thrust modulation

WEI Xiang-geng HE Guo-qiang LI Jiang LU Pei-jin YU Xiao-jing

(Coll. of Astronautics Northwest Polytechnical Univ., Xi'an 710072 China)

Abstract A series of researches were experimentally investigated to study the influences of vortex valve geometry parameters on thrust modulation. The experimental system of thrust modulation SRM based on vortex valve is established. The influences of diameter of the injection ring height and diameter of the vortex chamber as well as area of the gas passage on thrust modulation performance are obtained. The experimental results show that the modulation performance of vortex valve can be improved by reducing the height of vortex chamber appropriately and by using larger area of the gas passage as well as by using greater diameter of the vortex chamber. Thus thrust modulation performance of SRM can be improved through optimizing vortex valve geometry parameters.

Key words Solid propellant rocket engine Thrust Vortex valve⁺; Experiment

1 引 言

由于涡流阀是一种不带活动部件而能调节流体流量的流体控制元件, 结构相对简单, 易于实现, 而备受关注^[1,2]。涡流阀通过改变喉部面积大小改变燃烧室平衡压强, 进而影响推进剂燃速, 实现对燃气生成量和排出量的控制, 达到调节推力的目的。国外对涡流阀在发动机上的应用始于二十世纪六、七十年代。Bendix公司首先发展了热燃气二次切向喷射进行推力矢量控制的涡流阀^[3], 并开展了可行性验证实验。Bendix公司的 Kassehmann等人设计了旁路方式的大容量涡流阀^[4], 利用两个涡流阀串连以产生

200%的流动增益。Walsh等人研究了涡流阀控制固体火箭发动机推力^[5], 采用了小型发动机进行了实验研究, 实验证明: 一个直径 50.8mm 涡流阀控制的燃烧室压强产生了 550%的变化, 比直接加质理论能达到的范围大 230%。国内对推力可调固体火箭发动机研究尚处于探索阶段。国防科技大学张为华^[6]等导出了涡流阀调节性能的相似准则方程, 对涡流阀调节固体发动机静态特性和影响调节性能的主要因素进行了分析。谢伦娅等人对不同控制气流(氮气、燃气、氧气)下的推力调节涡流阀方案进行了实验研究^[7]。文献资料都表明用涡流阀进行推力可调是可行的, 且通过实验、理论分析及数值模拟等手段对涡

* 收稿日期: 2006-08-07; 修订日期: 2007-03-19。

作者简介: 魏祥庚 (1979—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。Email: wxg521@163.com

流阀性能进行了分析验证。而不同涡流阀几何结构对发动机推力调节的影响方面的文献资料很少,文献 [8]用数值模拟的方法研究了不同几何结构的涡流阀的性能特点。本文设计了基于涡流阀方案的推力可调实验系统,并开展了涡流阀几何结构对发动机推力调节的性能影响的实验研究。

2 实验系统

基于涡流阀方案的推力可调实验系统可包括控制流加注系统、实验发动机、点火时序控制系统以及数据采集系统四部分。实验系统示意图如图 1 所示。控制流加注系统主要由气源、管路和阀门组成,为实验发动机提供满足要求条件的控制流;实验发动机为研究对象,在燃烧室的尾部装有涡流阀,涡流阀的结构示意图如图 2 所示,通过它的不同几何结构进行实验研究;点火时序控制系统完成实验中火箭发动机的点火和控制气流电磁阀的开闭,以及实验的时序控制;数

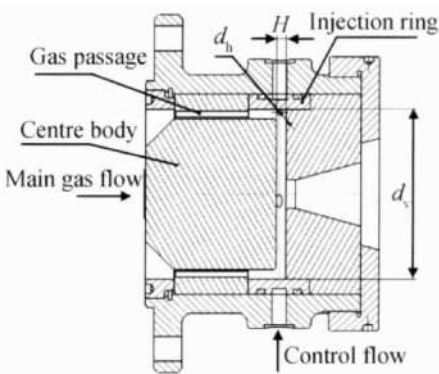


Fig 2 Schematic diagram of vortex valve

据采集系统完成实验中压强以及流量信号的采集。实验控制气流采用压缩氮气;实验发动机采用低含铝量的低温高压强指数的复合推进剂,燃气温度约为 1 800 K,端面燃烧,装药直径为 198 mm;实验采集气源压强、燃烧室压强、涡流阀集气室压强三个压强信号,一个推力传感器信号以及流量计信号。为了能够在一次实验内反映加控制气流前后的变化,实验采用点火时序控制器来控制发动机点火和电磁阀的开闭。

3 实验研究及结果分析

3.1 实验方案

为了更好的研究涡流阀的几何结构变化对发动机推力调节的影响,本文针对涡流室高度、涡流室直径、加注环以及中心进气面积开展了 8 次实验,实验方案以及实验涡流阀的几何结构参数见表 1。实验的控制流参数条件见表 2。

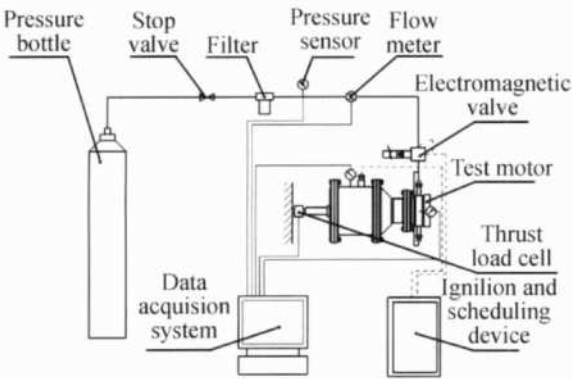


Fig 1 Test system

Table 1 Test program of influence of vortex valve geometry parameters on thrust modulation of SRM

Group No	Case No	Vortex valve geometry parameters			
		H igh of vortex chamber H/mm	D iam eter of vortex chamber d_v/mm	A rea of gas passage S/mm^2	N umber and d iam eter of injection ring hole $n \cdot d_h/mm$
1	1	8	90	260.8	2-2
	2	5	90	260.8	2-2
	3	3	90	260.8	2-2
2	2	5	90	260.8	2-2
	4	5	90	667.6	2-2
3	3	3	90	260.8	2-2
	5	3	60	260.8	2-2
4	6	5	90	667.6	4-1.2
	7	5	90	667.6	1-2.4
5	6	5	90	667.6	4-1.2
	8	5	90	667.6	4-3

Table 2 Control flow parameters

Case No	1	2	3	4	5	6	7	8
Pressure/MPa	12.55	13.02	12.81	12.75	12.24	12.80	12.68	11.60
Flux/(kg/s)	0.142	0.139	0.084	0.092	0.070	0.094	0.096	0.395

3.2 典型实验结果

为了说明涡流阀调节固体火箭发动机推力的工作特性,现将第4组实验的实验结果给出并作分析。第4组实验的燃烧室压强随时间变化的曲线图如图3所示,推力随时间变化的曲线图如图4所示。第4组中的两次实验使用的推进剂相同,但两者的药柱长度不同,即燃烧时间不一样,实验6的燃烧时间要短一些,这可以从图3和图4中看出。由图3和图4可以看出控制气流加入后发动机燃烧室压强以及推力明显升高,且能稳定工作。由实验数据分析可知:实验6和实验7的推力调节响应时间分别为91ms和285ms,推力调节比分别为1.67和2.17。这

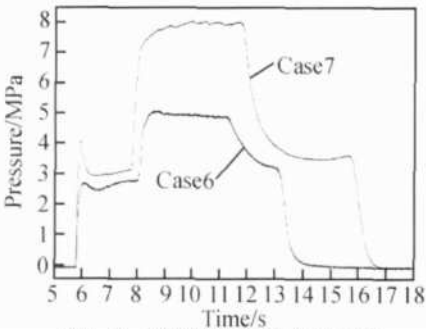


Fig 3 Pressure-time curve

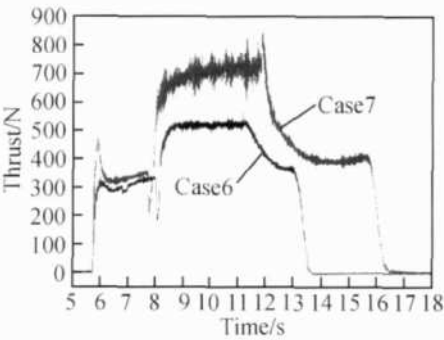


Fig 4 Thrust-time curve

说明涡流阀用于固体火箭发动机是完全可以实现快速、宽范围的推力调节。从图3和图4中都可以看出,实验曲线的后项台阶的值要高于前项台阶的值,这是因为端面燃烧装药的边缘效应导致燃面增加所致。

3.3 实验结果分析

为了更好地分析实验结果,便于说明比较,现定义以下参数:

压强比 $\alpha = p_{c2}/p_{c1}$, 表征加控制流前后的压强变化程度;

推力比 $\epsilon = F_c/F_m$, 表征加控制流前后的推力增加程度;

比冲损失率 $\delta = (I_{sl} - I_{ss})/I_{sl} \times 100\%$, 表征加控制流后发动机的比冲损失;

涡流阀工作能效 $\eta = \frac{(F_c - F_m)p_{c2}}{m_{\dot{p}} p_{gl}}$, 表征涡流阀调节推力的能力; 式中 p_{c1} 为不加控制流时燃烧室压强, p_{c2} 为加控制流时燃烧室压强, F_m 为没有加控制流时的推力, F_c 为加控制流后的推力, I_{sl} 为加控制流后发动机的理论比冲, I_{ss} 为加控制流时发动机的实际比冲, $m_{\dot{p}}$ 为控制流的质量流量。

根据实验数据的判读,得出实验结果如表3所示。

对于第1组实验,由表3可以看出实验三的综合效果较优。实验一的推力比虽然比实验三高一些,但由表2可知实验一的控制流量要比实验三的多出接近一倍。实验一和实验二的压强比都要高于实验三,但实验一的推力比却没有比实验三的高出多少,且实验二的还低于实验三的,这说明实验三的涡流阀工作效率高,把增加的能量用于提高发动机的推力性能,

Table 3 Influence of vortex valve geometry parameters on thrust modulation

Case No	1	2	3	4	5	6	7	8
α	3.01	3.07	2.72	3.15	1.95	1.86	2.68	2.93
ϵ	2.52	2.34	2.42	2.57	1.83	1.67	2.17	2.76
η	1853	1837	3322	3359	1626	831	2527	1010
δ	36.8%	42.4%	23.1%	27.0%	24.1%	35.9%	30.4%	47.6%

而实验一和实验二的高压强比会带来增加壳体设计的强度,从而会增加消极质量。因此,适当降低涡流室的高度有利于提高涡流阀的能效,过大的涡流室高度将不能充分发挥涡流阀的能力。

对于第 2 组试验,由表 3 可以看出实验四的调节效果要优于实验二的。这说明较大的中心通气面积有利于提高调节比。较大中心通气面积降低了主流的流速,使得主流能够在涡流室内与控制流进行较为充分的动量交换,使能量得到充分的发挥,从而提高了调节比。

对于第 3 组实验,由表 3 可以看出实验三的调节效果较优,推力比及压强比明显优于实验五的。涡流室直径增加有利于提高角动量矩,从而提高旋转强度,进而提高燃烧室压力,达到提高推力比的效果。

对于第 4 组实验,由表 3 可以看出实验七的调节效果要优于实验六的。由表 2 可知实验七和实验六的控制流参数(压强和流量)相当,由表 1 可知涡流阀几何结构相同,加注环孔面积相同,而加注环孔的个数不一样。这说明减少孔的数量既增加孔径有利于提高涡流阀的调节能力。由于环孔总面积相同,个数越多,则孔径越小,则会带来更大的损失,导致加注环孔出口处的控制流能量降低,因此降低了驱动旋转的角动量,从而降低了调节效果。

对于第 5 组实验,由表 3 可以看出实验八的调节效果要优于实验六的。这说明增加加注孔孔径有利于提高调节效果。增加孔径将会提高控制流的流量,从而提高燃烧室压力,从而达到提高推力的效果。但孔径过大,将会带来更多的比冲损失,从而削弱涡流阀的调节能力。

4 结 论

(1)适当降低涡流室的高度有利于提高涡流阀的工作能率;

(2)较大的中心进气面积能够提高涡流阀的调

节性能;

(3)较大的涡流室直径有利于提高涡流阀调节能力;

(4)在加注面积相同的条件下,减少加注孔的个数有利于提高调节能力;

(5)控制流加注孔径的选择将对涡流阀调节性能有很大的影响。

参考文献:

- [1] 徐温干. 固体火箭发动机推力大小调节技术的发展[J]. 推进技术, 1994, 15(1). (XU Wen-gan The development for technique of adjusting thrust of solid rocket motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1994, 15(1).)
- [2] 张淑慧, 胡波, 孟雅桃. 推力可控固体火箭发动机应用及发展[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(4).
- [3] Nelson C, Roberts R, Fish V. The vortex valve controlled rocket motor[R]. AIAA 68-538
- [4] Kassehian J T, Delozier T R. Fluidic valve for warm gas flow control[R]. AIAA 69-118
- [5] Walsh R F, Lewellen W S, Stickler D B. Investigation of a solid propellant rocket motor modulated by a fluidic vortex valve[R]. AIAA 70-643
- [6] 张为华, 程谋森, 刘分元. 固体发动机推力随机调节的涡流阀方案研究[J]. 推进技术, 1995, 16(5). (ZHANG Wei-hua, CHENG Mou-sen, LIU Fen-yuan A study on vortex valve for thrust random modulation of SRM [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, 16(5).)
- [7] 谢伦娅, 郭健, 张为华, 等. 固体发动机推力调节涡流阀方案实验研究[J]. 湖北航天科技, 1996(3).
- [8] Lin Ray-Sing, Nathan H, Arharan. Analysis of fluidic vortex valves for airflow control in combustors[R]. AIAA 2002-2946

(编辑: 梅 瑛)