

变控制流供应角度涡流阀固体变推力 火箭发动机调节方案

魏祥庚, 李江, 陈剑, 侯廉

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对涡流阀变推力发动机变控制流供应角度方案, 开展了发动机工作特性的数值模拟及实验研究。数值研究结果表明: 采用变控制流供应角度可以很好地实现涡流阀变推力发动机的推力调节; 涡流阀最大推力调节比超出加质发动机调节比 26%; 调节比随着控制流供应角度的减小而增大。实验结果表明: 变控制流供应角度方案可行, 验证了“气-气”调节的优越性。变控制流供应角度涡流阀固体变推力发动机为实现固体发动机推力调节提供了一种技术途径。

关 键 词: 固体火箭发动机; 推力调节; 涡流阀; 控制流; 角度调节

中图分类号: V435.23

文献标志码: A

Variable control flow supply angle regulation scheme of vortex valve solid rocket motor thrust modulation

WEI Xianggeng, LI Jiang, CHEN Jian, HOU Lian

(Science and Technology on Combustion,

Internal Flow and Thermal-structure Laboratory,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical calculation and experimental study on the performance of the variable control flow supply angle regulation scheme of vortex valve solid rocket motor were carried out. Numerical results showed that the variable control flow supply angle regulation scheme can be used to achieve a very good performance, the maximum thrust regulation ratio of the vortex valve solid rocket motor exceeded that of the straight mass augmentation motor by 26%, and the pressure ratio increased with the decrease of the control flow supply angle. Experimental results showed that the variable control flow supply angle regulation scheme was feasible and the superiority of “gas-gas” regulation was verified. The variable control flow supply angle regulation scheme provided a technical approach for the realization of thrust regulation of solid rocket motor.

Key words: solid rocket motor; thrust modulation; vortex valve; control flow; angle modulation

未来战争对导弹强生存能力、高性能、多任务平台、高精度、高拦截能力等都提出了要求, 因此

要求固体火箭发动机的推力能够实现推力大小的调节。研究人员已经发展了很多种类的固体发动

收稿日期: 2016-04-21

作者简介: 魏祥庚(1979—), 男, 副教授, 博士, 主要从事火箭发动机推力控制及组合发动机技术研究。

引用格式: 魏祥庚, 李江, 陈剑, 等. 变控制流供应角度涡流阀固体变推力火箭发动机调节方案[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2737-2742. WEI Xianggeng, LI Jiang, CHEN Jian, et al. Variable control flow supply angle regulation scheme of vortex valve solid rocket motor thrust modulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2737-2742.

机推力调节方案^[1],其中改变发动机喉部面积的方案较为行之有效。改变发动机喉部面积的方案主要有机械式和流体式。机械式方案中喉栓调节方案^[2-3]研究较多,工作比较全面,但是该方案存在动密封及高温烧蚀问题。流体式方案中主要有喷流式调节方案和涡流阀调节方案。喷流式调节方案除了可以实现推力调节^[4]外,还多应用于固体发动机推力矢量控制^[5]方面。由于涡流阀方案具有“软调节、调节效率高、无动密封”等优点,为广大研究人员重视。目前国内外的研究人员利用理论分析、实验及数值模拟方法都证明了涡流阀固体变推力发动机的技术可行性及优势。Walsh等^[6]采用直径为50.8 mm的涡流阀使燃烧室压强产生了550%的变化,比直接加质理论能达到的范围大230%,在同样的控制流加入量的条件下,涡流阀发动机能够更灵活地调节推力。Blatter等^[7-8]针对涡流阀开展了实验研究,当控制流压力同主燃气的压力比为1.7:1时,获得了3.46:1的流量调节能力,并指出了提高控制流温度可提高调节能力的结论。Brodersen等^[9]进行了涡流阀构型设计的理论分析和实验研究。组建了包含一对紧接的涡流阀的实验设备,使用冷气、暖气和热燃气作为主流以及使用冷气和液体作为控制流开展了实验研究。Natan等^[10]研究了富氧的控制流对涡流阀固体变推力发动机的性能的影响。Lin等^[11]利用CFL3D代码进行了两组涡流阀性能的数值模拟。Jawarneh等^[12]利用 $n=2$ 的旋涡模型以及连续方程和能量方程建立了研究涡流室角速度径向压强分布的新方法。国内国防科学技术大学^[13-14]、西北工业大学^[15-20]等单位也分别进行了涡流阀方案固体变推力发动机技术研究。

由目前的研究可以看出控制流的参数对调节能力有很大影响,且主要是通过改变控制流的压强、流量等参数,不改变控制流的供应角度实现推力调节^[16-17]。这种采用调节控制压强和流量参数实现推力调节的方案对于采用冷气控制流时,调节方便易于实现,但是对于采用固体燃气发生器方式供应控制流时,就需要另外一套发动机流量调节装置,技术复杂且难度较大。由文献[6]可以知道涡流阀的调节能力能够比直接加质的高出2.3倍,而直接加质方案相当于将控制流沿涡流室的半径方向喷入涡流室。由此可以说明在保证控制流的压强、流量和温度不变的情况下,改变控制流的喷入角度可以实现推力的调节。结合涡运

动理论,在其他条件一致的情况下,改变控制流供应角度实际就是改变了涡流室内的驱涡动量的大小,进而改变了涡运动强度,从而实现了主流流动阻力的改变。结合涡流阀变推力方案工作原理,调节流动阻力就是实现了燃烧室压强的改变,从而实现了推力的控制。对于采用固体燃气发生器方案供应控制流时,采用变控制流供应角度实现推力控制将降低变推力发动机的研制难度,较好地实现发动机推力调节。基于变控制流供应角度的思路,利用数值模拟和实验方法开展了涡流阀变控制流供应角度推力调节方案的可行性研究。

1 变控制流供应角度调节方案

为了验证通过调节控制流供应角度实现推力调节的方案,本文利用文献[14]建立的数值计算方法进行了数值计算研究。三维流动数值模型采用的控制方程为雷诺平均N-S(Navier-Stokes)方程,湍流模型为SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型。主发动机入口边界条件为UDF(user-defined function)写入的质量流率入口,控制流入口边界条件采用压强入口,喷管出口边界条件为压强出口边界条件。网格采用结构与非结构网格的混合,并采用了局部加密措施。主发动机采用低燃温高燃速压强指数的复合推进剂,推进剂理论绝热燃烧温度约为1789 K,燃速压强指数为0.6,端面燃烧,燃面直径为180 mm;控制流采用相同的推进剂配方,采用燃气发生器方式供应燃气控制流,采用恒定燃气流量供应方式,控制流喷孔的数量为2个,单个喷孔的最小截面处的直径为2 mm,控制流喷孔为收扩结构,设置控制流的压强为10.9 MPa,控制流的流量为0.04 kg/s。控制流供应角度定义为控制流喷孔中心线与涡流室切线方向间的夹角,如图1所示,沿涡流室径向方向喷入涡流室时,控制流供应角度为90°;控制流喷孔沿切向方向喷入涡流室时,控制流角度为0°。为了验证变控制流角度方案的可行性,并获得该方案的初步性能,进行了控制流供应角度分别为0°、30°、60°和90°工况的数值计算。4种工况的调节前发动机工作参数一致:流量为0.19 kg/s,燃烧室工作压强为3.46 MPa。计算结果如表1所示,表中的压强调节比为调节后燃烧室工作压强与调节前的之比,推力比为调节后发动机推力与调节前推力之比,流量比为控制流流量与调节后主发动机的燃气流量之比。

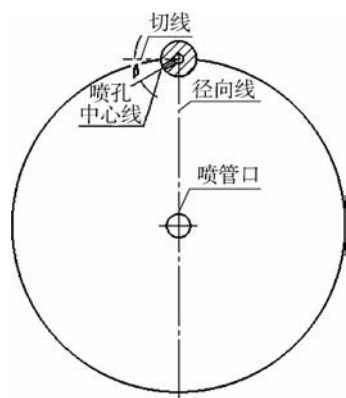
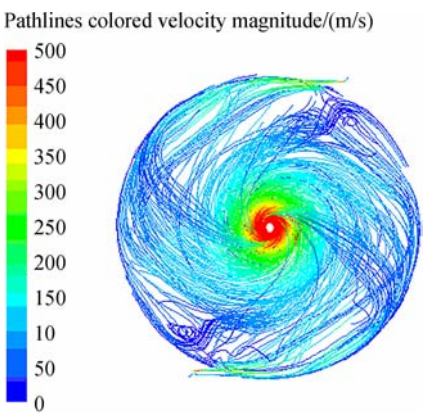
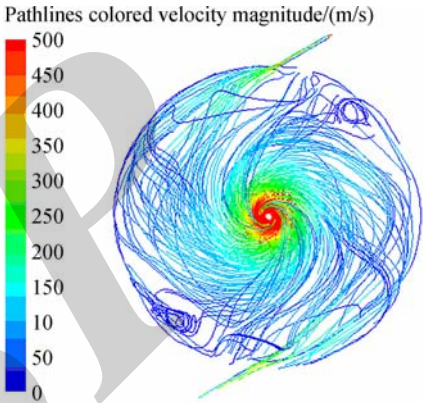


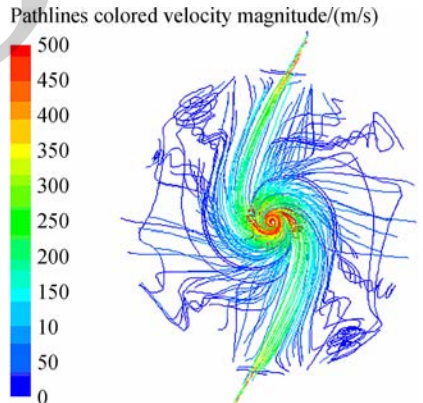
图 1 变控制流供应角度方案示意图



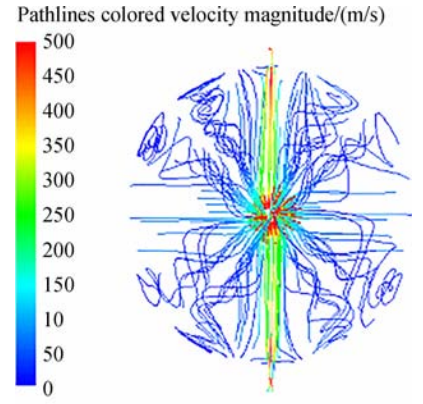
(a) 0°涡流室



(b) 30°涡流室



(c) 60°涡流室



(d) 90°涡流室

图 2 涡流室流线图

Fig. 2 Streamline of the vortex chamber

Fig. 1 Schematic diagram of variable control flow supply angle scheme

表 1 数值计算结果

Table 1 Result of numerical calculation

参数		控制流供应角度/(°)			
		0	30	60	90
调节后	流量/(kg/s)	0.311	0.303	0.277	0.241
参数	压强/MPa	7.75	7.45	6.41	5.07
压强调节比		2.24	2.15	1.85	1.46
流量比		0.129	0.132	0.144	0.166
推力比		1.918	1.872	1.732	1.526

由表 1 可以看出,控制流供应角度从 0°变化到 90°的过程中,发动机燃烧室压强调节比出现了较大变化,发动机燃烧室压强调节比变化约 1.53 倍,且随角度的增加不断下降;推力比出现同样的变化规律,推力比变化了 1.26 倍;流量比在整个过程中增加了 28.7%,考虑到控制流的流量为定值,也就是说发动机的主流流量在变化过程中不断减小,由此说明在同样的控制流条件下,随着控制流喷射角度的不断增加,控制流的调节能力不断下降。由此说明,采用变控制流供应角度可以较好地实现发动机推力调节,同时说明涡流阀变推力发动机的调节比随控制流动量切向分量的减小而降低。控制流供应角度为 0°时为传统的涡流阀变推力发动机,而控制流供应角度为 90°时为加质发动机,由表 1 数据可以知道,涡流阀变推力发动机的调节能力要大于加质发动机的调节能力,比加质发动机的推力调节能力增加了 26%,这与文献[6]得出的结论一致。图 2 给出了 4 种工况下涡流室内的流动迹线图。由图 2 可以看出,随着控制流供应角度的增加,涡流室内的流动旋转趋势在不断降低,且旋转影响的范围也在

减小,并且高速旋转的作用区域和强度也在变小。当控制流供应角度为 60° 时,明显地看出在距离控制流喷嘴较远的区域才出现较弱的旋转。控制流供应角度为 90° 时,涡流室中流体不再旋转,在控制流流过的沿路速度明显较其他区域要大。由此说明,涡流阀变推力发动机的涡流室内旋转强度对发动机推力调节能力有很大的影响,增加控制流的切向动量,也即增加了涡流室内气流的旋转强度,便可以增加发动机的推力调节能力。

2 变控制流角度调节方案实验

为了验证变控制流角度的可实现性,设计了变控制流角度涡流阀变推力发动机,组建了控制流为氮气的实验系统。实验系统主要由变控制流供应角度涡流阀发动机、氮气控制流供应系统、数据采集系统以及点火时序控制系统组成。实验系统示意图如图 3 所示。变控制流供应角度的涡流阀结构示意图如图 4 所示,通过步进电动机带动转轴旋转实现控制流供应角度的变化。为了保证系统的安全性,在转轴上设计了旋转限位结构,实现控制流变供应角度在 $\pm 18^{\circ}$ 之间变化,不会出现控制流喷射方向超出涡流室范围的情况。涡流阀的结构参数:涡流室直径为 140 mm,涡流室的高度为 5 mm,喷管喉部直径为 10 mm。

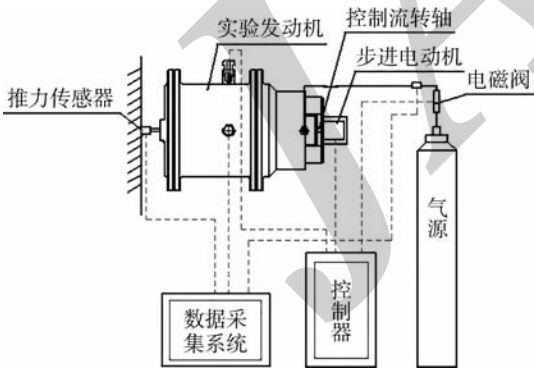


图 3 实验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of experiment system

为了验证系统的灵活性并测试系统的响应时间,首先进行了采用氮气模拟燃烧室工作压强的冷态控制流实验。实验中控制流变角度转轴转动灵活且响应较快,限位装置可以很好的实现安全区间的控制。热试实验采用低燃温高燃速压强指数的复合推进剂作为主发动机的装药,推进剂理论绝热燃烧温度约为 1 789 K,燃速压强指数为 0.6,单端面燃烧装药形式,燃面直径为 180 mm。

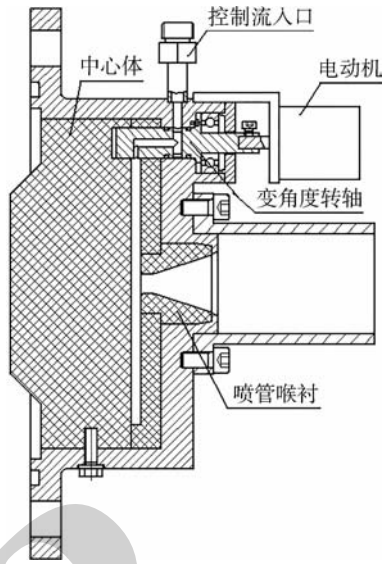


图 4 变控制流供应角度涡流阀

Fig. 4 Schematic diagram of variable control flow supply angle vortex valve

控制流采用压缩氮气供应。控制流喷孔为单个直径为 2 mm 的孔。实验工况采用两次调节方式: 90° (最大角度) 工况和 18° (最小角度) 工况。实验前设定控制流供应转轴为 90° 工况点。实验工况时序: 主发动机先工作 2 s, 然后开启控制流供应, 90° 工况工作 3 s 后, 调整为 18° 工况, 供气 5 s 后关闭控制流。经过前期冷态实验测试, 电动机由 90° 调整为 18° 所需要的时间约为 0.8 s。实验过程中控制流压强变化曲线如图 5 所示, 获得的发动机燃烧室-时间曲线如图 6 所示。

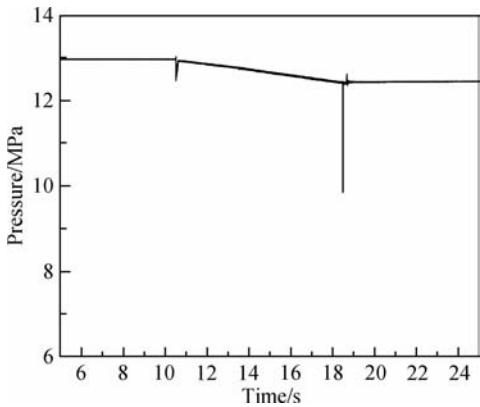


图 5 控制流压强-时间曲线

Fig. 5 Pressure vs time curve of the control flow

由图 5 可知,通气时间为 8 s,管道中的氮气压力下降趋势平稳,由 12.96 MPa 下降到 12.43 MPa,总下降为 0.53 MPa,控制流的平均流量约为 0.03 kg/s。控制流的压强变化总体来说不大,

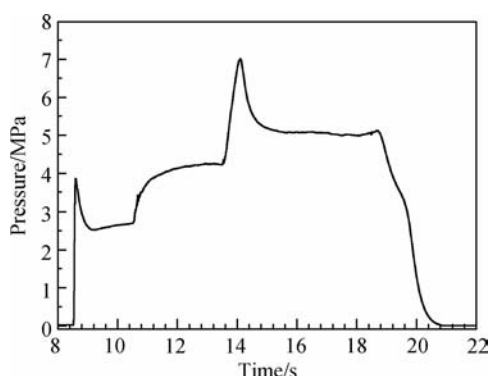


图 6 燃烧室压强-时间曲线

Fig. 6 Pressure vs time curve of the chamber

可视作控制流压力不变。

由图 6 可以看出,未喷入控制流时发动机的平均工作压强为 2.62 MPa, 90° 工况时发动机燃烧室平均工作压强为 4.14 MPa, 18° 工况时发动机燃烧室平均工作压强为 5.06 MPa。据此计算发动机的工作参数分别为:未喷入控制流时发动机的流量为 0.159 kg/s, 90° 工况时主发动机的流量为 0.218 kg/s, 18° 工况时主发动机的流量为 0.246 kg/s。由此可以获得两个工况的压强比分别为 1.58 和 1.93, 流量比分别为 0.138 和 0.122。由实验结果可以知道,随着控制流角度的增加,发动机的调节能力下降。实验表现出来的规律与数值计算的结果是一致的。在由 90° 工况调整到 18° 工况时,燃烧室出现了超调现象,且超调量比较大;而由未喷入控制流到 90° 工况时,燃烧室压强缓慢升高;两个工况转换过程中一个是转轴在旋转,一个是转轴静止不动,也就说在由 90° 工况调整到 18° 工况的过程中发生工作状态的变化和控制流供应转轴的旋转,而在由未喷入控制流到 90° 工况的过程中只发生了工作状态的变化,由此也说明在只有气流作用时,发动机的调节过程要比气流作用及旋转作用的复合作用有利于发动机的工作性能,也从一个侧面说明了涡流阀变推力发动机的“气-气”软调节的优越性。

经实验后拆机检验,发动机结构完整,控制流转轴及密封装置完好无损,转轴转动并停止在设定位置上。

由实验结果可以看出,燃烧室压强的变化趋势与数值计算结果一致;控制流供应角度越小,压强调节比越大。由此可以证明,变控制流供应角度可以实现发动机的推力随控调节,且具有较大的变比范围。如果再进一步结合控制流工作参数的改变,将会增加涡流阀变推力发动机的推力调

节灵活性和变比范围。后续可以针对变控制流供应角度调节方案开展调节能力、结构优化及性能优化等研究工作,进一步说明该方案的能力和应用。

3 结 论

通过对涡流阀变推力发动机变控制流供应角度调节方案的数值和实验研究,可以证明采用变控制流供应角度进行固体发动机推力调节是一种简单便捷行之有效的方案,为固体变推力发动机的应用提供了一种思路,并且涡流阀变推力发动机的调节比随控制流供应角度的减小而增大,具有较大范围的变比空间,为扩大涡流阀变推力发动机变比范围和提高调节比变化灵活性提供了技术支撑。

参考文献:

- [1] 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):12-15.
ZHANG Shuhui, HU Bo, MENG Yatao. Application and development of controllable solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2002, 25(4): 12-15. (in Chinese)
- [2] 王毅林,何国强,李江,等.非同轴式喉栓变推力固体发动机试验[J].固体火箭技术,2008,31(1):43-46.
WANG Yilin, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Experiment on non-coaxial variable thrust pintle solid motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(1): 43-46. (in Chinese)
- [3] 王佳兴,魏志军,王宁飞.高燃温喉栓式变推力固体火箭发动机试验[J].推进技术,2012,33(1):89-92.
WANG Jiaying, WEI Zhijun, WANG Ningfei. High burning temperature experiment on pintle controlled solid motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 89-92. (in Chinese)
- [4] 谢侃,李博,郭常超,等.固体火箭发动机气动喉部的推力调控特性[J].推进技术,2015,36(2):194-199.
XIE Kan, LI Bo, GUO Changchao, et al. Thrust control features for aerodynamic throat for solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 194-199. (in Chinese)
- [5] 张建华,谢侃.流体喉部喷管二次流矢量控制方案[J].北京航空航天大学学报,2012,38(3):309-313,318.
ZHANG Jianhua, XIE Kan. Secondary flow thrust vector control study for fluidic throat nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 309-313, 318. (in Chinese)
- [6] WALSH R F, LEWELLEN W S, STICKLER D B. A solid-propellant rocket motor modulated by a fluidic vortex valve[J]. Journal of Spacecraft, 1971, 8(1): 77-79.

[7] BLATTER A, KERANEN T W. Research and development of a vortex valve for flow modulation of a 16-percent aluminumized 5500 °F solid propellant gas[R]. AIAA 69-424, 1969.

[8] BLATTER A, KERANEN T W. A vortex valve for flow modulation of 5 500°F gas[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(2): 169-174.

[9] BRODERSEN R K, PAPADOPOULOS J G. Hot gas control system design and vortex valve tests[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1981, 126(3): 625-637.

[10] NATAN B, GANY A, WOLFF H. Thrust modulation of solidpropellant rockets by a fluidic vortex valve with secondary combustion[J]. Acta Astronautica, 1982, 9(12): 703-711.

[11] LIN R S, HARIHARN N, BROGAN T. Analysis of fluidic vortex valves for airflow control in combustors[R]. AIAA 2002-2946, 2002.

[12] JAWARNEH A, VATISTAS G H. Vortex chamber flows [R]. AIAA-2004-5620, 2004.

[13] GUO Jian, XIE Lunya, ZHANG Weihua, et al. Experimental investigation of thrust modulated SRM[R]. AIAA 96-3057, 1969.

[14] 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(5): 34-39.

ZHANG Weihua, CHENG Mousen, LIU Fenyuan. A study on vortex valve for thrust random modulation of SRM[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995(5): 34-39. (in Chinese)

[15] 魏祥庚, 何国强, 李江, 等. 涡流阀几何参数对固体发动机推力调节特性的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 352-355.

WEI Xianggeng, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Effects of vortex valve geometry parameters on SRM thrustmodulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 352-355. (in Chinese)

[16] 魏祥庚, 何国强, 李江, 等. 控制流参数对涡流阀变推力固体发动机性能的影响[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 571-575.

WEI Xianggeng, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Effects of control flow parameters on vortex valve SRM thrustmodulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 571-575. (in Chinese)

[17] 余晓京, 何国强, 李江, 等. 涡流阀式变推力发动机性能影响因素数值研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(2): 178-183.

YU Xiaojing, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Calculating effects of relevant parameters on vortex valve control of variable thrust SRM[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(2): 178-183. (in Chinese)

[18] 魏祥庚, 李江, 金蔚, 等. 涡流阀式固体变推力集成原理样机设计与实验[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6): 703-706.

WEI Xianggeng, LI Jiang, JIN Wei, et al. Design and experiment on integrated principle prototype of a solid propellant rocket motor modulated by a fluidic vortex valve [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(6): 703-706. (in Chinese)

[19] 金蔚, 李江, 魏祥庚. 涡流阀变推力发动机推力计算方法[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 330-334.

JIN Wei, LI Jiang, WEI Xianggeng. Thrust calculation method of variable thrust SRM controlled by vortex valve [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(3): 330-334. (in Chinese)

[20] 魏祥庚, 李江, 陈剑, 等. 涡流阀变推力发动机涡流室涡流结构分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 443-447.

WEI Xianggeng, LI Jiang, CHEN Jian, et al. Analysis of vortex structure in vortex chamber of variable-thrust motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology. 2011, 34(4): 443-447. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)