

文章编号: 1000-8055(2009)07-1661-05

高室压脉冲推力器冷流实验

梁树强, 刘 宇, 覃粒子, 林 震
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了检验高室压脉冲推力器的设计并了解其工作特性, 进行了冷流实验. 可移动喷注器的动态密封采用 O 型圈结构, 推进剂的流动通道既能保证充填时推进剂的流通, 又能保证挤压时不会有回流. 实验表明密封效果良好, 摩擦力大小符合设计要求, 冷流下推力器仍可脉冲工作, 可移动喷注器能够实现增压的目的.

关 键 词: 脉冲推力器; 可移动喷注器; 冷流实验; 动密封; 脉冲工作

中图分类号: V433.9+1

文献标识码: A

Cold test of pulse thruster with high combustion chamber pressure

LIANG Shu qiang, LIU Yu, QIN Li zi, LIN Zhen

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to verify the design and analyze the characteristics of pulse thruster with high combustion chamber pressure, the cold test was carried out. Using O-ring as a dynamic seal of the moving injector, the channels enabled the propellants to flow from manifold cavities to extrusion cavities, and few propellants were recirculated. The sealing result of O-rings was tested, and the friction force was measured. According to test results, the sealing result is good, and the friction force accords with the design requirement. In the cold test, the thruster can work at pulsating state, and the moving injector can increase the pressure of propellants in extrusion cavities.

Key words: pulse thruster; moving injector; cold test; dynamic sealing; pulsating work

与传统的采用挤压式供给系统的液体火箭发动机不同, 高室压脉冲推力器使用可移动的喷注器, 从而可以在与前者相同的供给压强下, 获得高得多的燃烧室压强, 解决了燃烧室压强升高与系统质量增加之间的矛盾. 可移动喷注器实质上是一个带有喷嘴的差动式活塞, 它有一部分伸到集液腔之外, 造成喷注器上游与推进剂接触的面积小于下游与燃烧室内的燃气接触的面积. 面积的差值导致喷注器上下游两端受到的压力不同, 而压力差推动了喷注器的运动. 当喷注器向上游运动时, 挤压腔内的推进剂受挤压而压强升高, 增加

了进入燃烧室的推进剂流量, 从而提高了燃烧室的压强.

上世纪 90 年代, 法国飞机发动机研究制造公司 (SNECMA) 分部欧洲动力装置制造公司 (SEP) 对以 N_2O_4 和一甲基肼 (MMH) 为推进剂的高室压脉冲推力器进行了实验, 供给压强为 2 MPa, 燃烧室最高压强达 38 MPa, 与相同推力相同膨胀比的传统液体火箭发动机相比, 脉冲推力器的尺寸大大减小^[1]. 2003 年, 美国爱德华空军基地的研究人员通过建立的等容脉冲燃烧模型对单组元脉冲推力器的性能进行了分析^[2]. 北京航

收稿日期: 2009-02-27; 修订日期: 2009-05-04

基金项目: 国家自然科学基金 (50706003)

作者简介: 梁树强 (1982-), 男, 山东聊城人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机研究.

空航天大学于 2007 年开始了对于高压脉冲推力器的研究,首先进行的是以气氧和酒精为推进剂的推力器的设计和实验,由于气体和液体的可压缩性相差太大以及挤压腔和集液腔之间的泄漏比较严重,实验效果并不理想^[3],随后进一步完善双组元推力器的数学模型和性能计算方法^[4],在此基础上设计了以液态 N_2O 和酒精为推进剂的推力器,并进行了相关实验。

由于高压脉冲推力器是一种新概念的火箭发动机,在进行热试之前,应做好充分的冷试研究,其目的主要有三个:一是检验实验系统的工作性能,确定节流装置的流量特性;二是确定热试时的点火时序;三是检验发动机的设计加工效果,检查发动机的密封性能,测量可移动喷注器的摩擦力,同时实验发动机在冷流下的脉冲工作特性。本文总结了围绕目的三所做的工作。

1 推力器设计

脉冲推力器主要由头部、头部支撑座、身部、可移动喷注器以及喷管等组成,推力器剖面图及照片如图 1 所示。头部和可移动喷注器一起组成了氧化剂的集液腔和挤压腔,头部支撑座和可移动喷注器一起组成了燃料的集液腔和挤压腔,喷注器在头部和头部支撑座之间的环形通道内上下运动。喷注器下游有一个限位块,它和头部支撑座一起限制了喷注器的运动范围,通过改变限位块的高度,可以得到不同的行程。头部和头部支撑座上分别焊有氧化剂和燃料的接嘴,头部的氧化剂挤压腔位置开有测压通道,身部上对应燃烧室的位置也开有测压通道,身部上还焊有火花塞安装座。喷管做成可拆卸式,方便更换。除了几个焊接部位外,主要部件均采用螺栓连接,以便拆卸。

高压脉冲推力器的关键部件是可移动喷注器,它的作用主要有两个:一是对挤压腔内的推进剂进行挤压,增大其压力;二是有效组织推进剂的雾化混合和燃烧。针对后者,考虑到所用的推进剂为液态 N_2O 和酒精,这里采用直流互击式喷嘴,共 4 对,单个喷嘴的直径分别为 0.9 mm 和 0.7 mm。而对于挤压过程,必须解决挤压腔和集液腔之间的密封问题。这是由于脉冲推力器在工作过程中,燃烧室的最大压强可达几十 MPa,挤压腔的压强将更高,而集液腔与供给管路连接,其压强只有几 MPa,挤压腔和集液腔之间的压差会很大。而且由于喷注器运动的需要及加工存在的误差,挤压腔和集液腔之间将存在缝隙。由文献

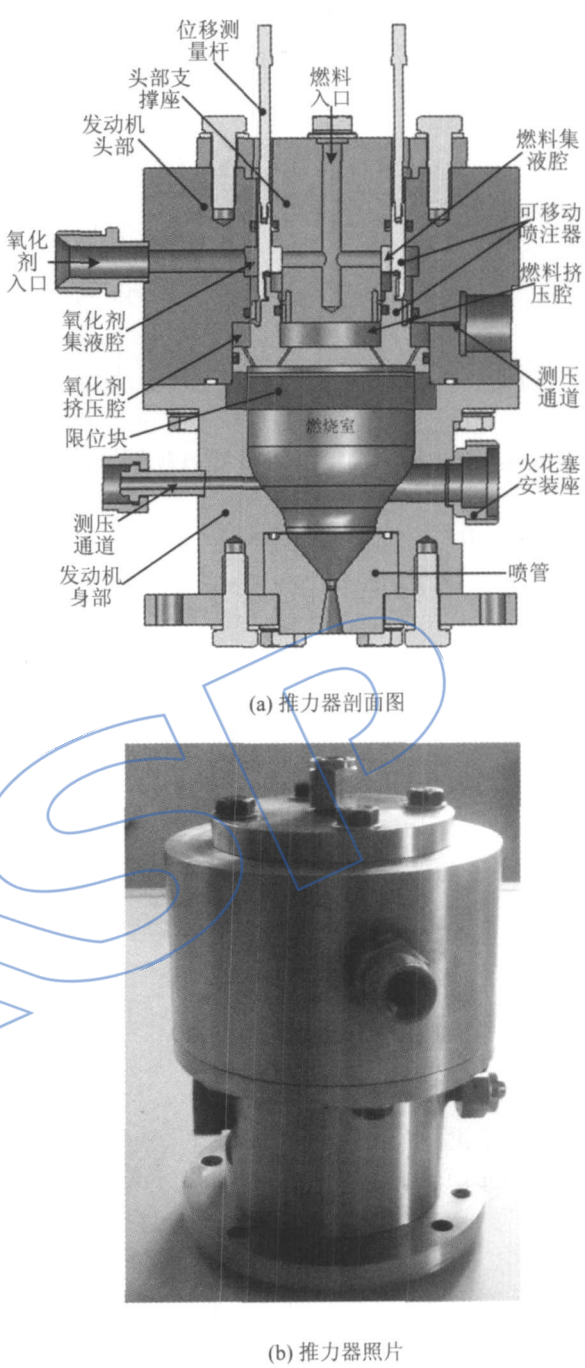
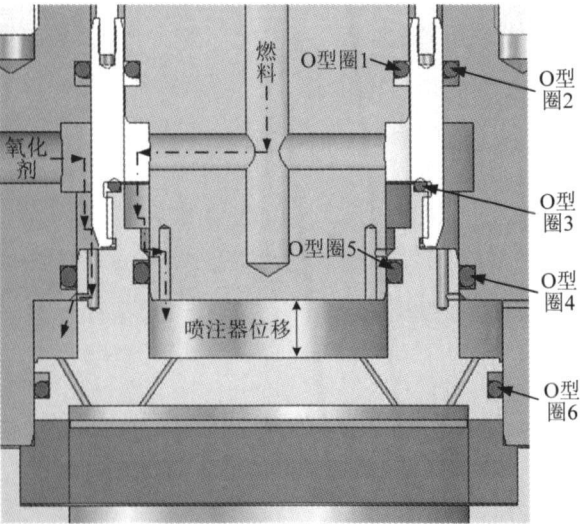


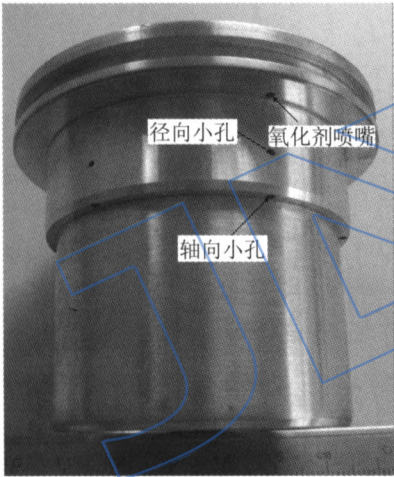
图 1 推力器剖面图及照片
Fig.1 Section and photo of pulse thruster

[5] 可知,环缝泄漏的流量与压差和缝隙高度的三次方的乘积成正比。如果由挤压腔泄漏到集液腔的流量太大的话,将不能在挤压腔内形成高压。为解决这一问题,文献[1]的方法是在喷注器的滑动接触面上涂一层特殊物质,造价昂贵,而且实验几次后由于磨损,其密封性将变得很差。我们提出的办法是在结构上保证密封,在挤压腔和集液腔之间设置一道 O 型圈,即图 2(a) 中的 O 型圈 4 和 O 型圈 5。为了能使集液腔内的推进剂流入挤压腔,

分别在可移动喷注器和头部支撑座上开有轴向小孔和与其对应的径向小孔,如图 2(b),(c) 所示.



(a)



(b)



(c)

图 2 密封与流动通道

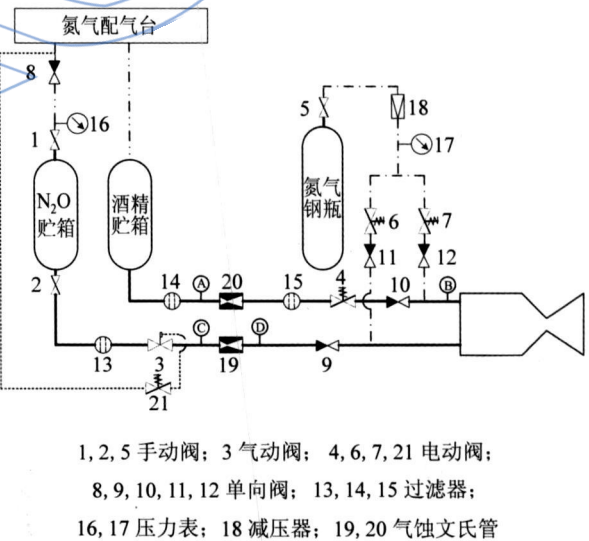
Fig.2 Sealing and flow channels

这样,当燃烧室压强降低时,喷注器在集液腔内推进剂的推动下向下游运动,当径向小孔滑过 O 型圈后,集液腔内的推进剂便进入挤压腔,其流动路线如图 2(a) 所示;当燃烧室内压强升高时,喷注器向上游运动,当径向小孔滑过 O 型圈后,流动通道被密封,挤压腔内的推进剂便不会被挤入集液腔.图 2(a) 中的 O 型圈 1 和 2 是为了防止集液腔内的推进剂向外界环境泄露;O 型圈 3 是两个集液腔之间的密封;O 型圈 6 是氧化剂挤压腔和燃烧室之间的密封.

2 实验系统与测控系统

2.1 实验系统

实验系统主要由推进剂供给系统、吹除系统、发动机台架及点火系统等组成,其中供给和吹除系统如图 3 所示.高压氮气由并联多个氮气瓶的汇流排提供,经配气台调节到需要的压力后分别供到推进剂贮箱,推进剂分别经过滤器、电磁阀或气动阀、气蚀文氏管、单向阀后进入脉冲推力器,实验结束后,用高压氮气对管路及推力器进行吹除.在冷试中,贮箱内的推进剂由水代替.



1, 2, 5 手动阀; 3 气动阀; 4, 6, 7, 21 电动阀;
8, 9, 10, 11, 12 单向阀; 13, 14, 15 过滤器;
16, 17 压力表; 18 减压器; 19, 20 气蚀文氏管

图 3 实验系统图

Fig.3 Sketch of test system

2.2 测控系统

测控系统由工控计算机、数据采集卡、测量和控制软件以及传感器等组成.实验中测量的参数分别是氧化剂气蚀文氏管前后压强、氧化剂挤压腔压强、燃料气蚀文氏管前压强、发动机燃料入口压强、燃烧室压强以及可移动喷注器的位移.压强

测量采用精度高、稳定性好的溅射薄膜压强传感器,响应频率为 6 000 Hz. 位移测量选用电感式位移变送器,响应频率为 1 000 Hz,为非接触式测量,传感器中间的铁芯通过连杆与喷嘴连接.

3 实验过程与结果分析

3.1 密封测试

如图 2(a) 所示,脉冲推力器内部共有 6 道 O 型圈进行密封,实验中分别对它们的密封效果进行了测试,这里只分析氧化剂挤压腔和集液腔之间(即 O 型圈 4)的密封.为便于测量,用实心喷管代替了正常喷管,这样燃烧室就成了一个封闭腔体;用高度为 17.5 mm 的限位块代替高度为 13.5 mm 的限位块,这样可移动喷嘴上的径向小孔被密封在集液腔一侧,不能再向下运动.

图 4 是实验的数据曲线,从中可以看出,打开氧化剂主路阀门后,气蚀文氏管前后压强迅速升高,分别稳定在 3.37 MPa 和 3.25 MPa,而挤压腔及燃烧室压强保持在大气压 0.1 MPa 不变,说明没有水进入挤压腔及燃烧室,所设计的密封结构密封效果良好.

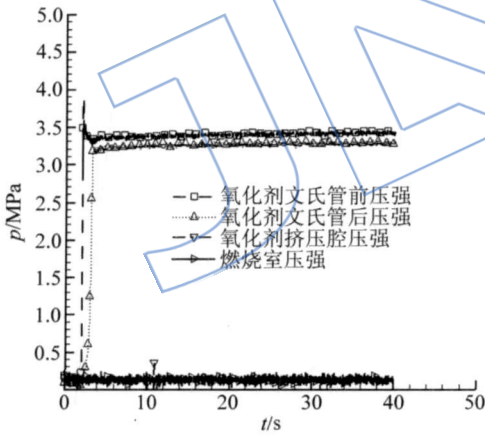


图 4 O 型圈密封效果测试曲线

Fig. 4 Test of sealing

3.2 摩擦力测量

O 型圈密封的优点是结构简单、密封效果好,缺点是摩擦阻力大^[6].对脉冲推力器来说,如果摩擦力太大的话,喷嘴器将不能在设计压力下正常运动,因此有必要对摩擦力进行测量.实验前将喷嘴器置于通道的最顶端,实验时,只打开燃料管路的电磁阀,然后从 0.2 MPa 开始慢慢调高贮箱压力,直到将喷嘴器推动并运行到行程的最底端,此时有水从喷管喷出.

图 5 是测量摩擦力的数据曲线,可以看出,随着上游贮箱压强的不断增加,发动机燃料入口压强也不断增加,喷嘴器在压力作用下慢慢移动,直到 12.69 s 时,运动速度变快,入口压强为 1.21 MPa,喷嘴器位移为 0.13 mm,以此时的压强作为计算摩擦力的依据.由于燃料入口到燃料集液腔的距离很近,可以忽略压力损失,认为集液腔内的压强等于入口压强.集液腔内水的作用面积为环形凸台的面积 A_{if} ,由此得到摩擦力为 $f = p_{if} A_{if} = 470.3 \text{ N}$.将其带入发动机数学计算模型可以得到,发动机在该摩擦力下可以脉冲工作.

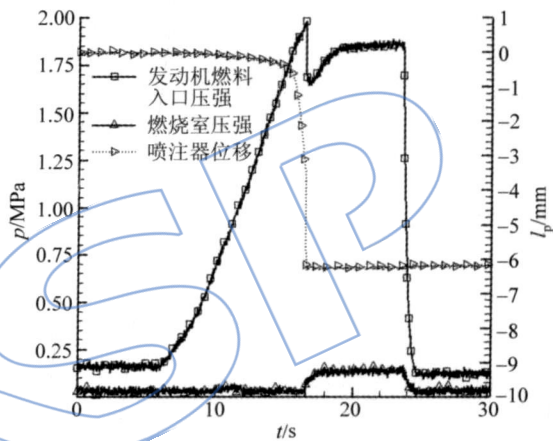


图 5 摩擦力测量曲线

Fig. 5 Measure of friction force

3.3 冷流脉冲工作

分析脉冲推力器的工作原理可以看出,喷嘴器运动的原因是其两侧压力的不平衡.因此即使在冷流状态下,只要选择适当小的喷管喉部,使某个阶段喷嘴器在燃烧室侧压力高于挤压腔侧压力,喷嘴器也可以脉冲运动.为了验证这一点,进行了冷流条件下的脉冲实验.喷嘴器的行程为 8 mm,用喉部直径为 1.8 mm 的喷管代替直径为 2.8 mm 的热试喷管.贮箱压强为 4.6 MPa,实验时同时打开氧化剂和燃料的控制阀.

图 6(a) 是实验的压强和位移曲线,图 6(b) 是其局部放大图.从图中可以看出,即使在冷流条件下,喷嘴器仍可以脉冲运动.位移传感器的零点对应着喷嘴器处于通道最下游的位置.从图 6(b) 可以看到,随着喷嘴器向下游的运动,径向小孔逐渐脱离 O 型圈的密封而使集液腔内的水进入了挤压腔和燃烧室,当位移为 0 时,燃烧室的压强已经升至 1.9 MPa.这个过程速度是很快,因此当运动的喷嘴器突然被限位块挡住后,挤压腔的压强

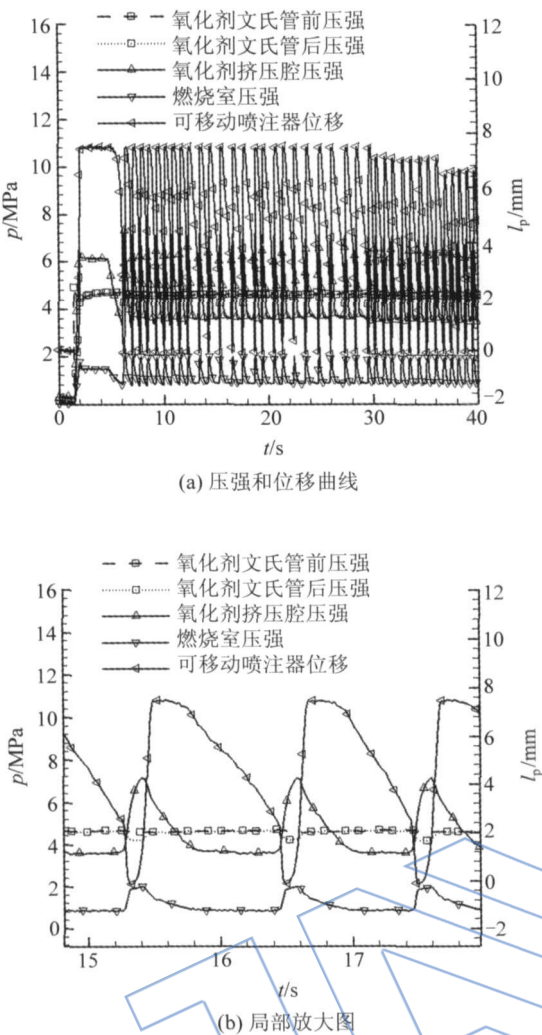


图 6 冷流脉冲实验曲线
Fig. 6 Pulsating state at cold test

会由于水击作用而继续上升, 并超过了供给压强, 燃烧室的压强也不断增加. 由于喷注器两端受力面积不同, 导致燃烧室侧压力高于挤压腔侧压力, 喷注器开始向上游运动. 这时挤压腔和燃烧室的压强还在上升, 最大分别可达 7.16 MPa 和 2 MPa. 直到径向小孔重新被 O 型圈密封住时, 由于没有水补充到挤压腔和燃烧室内, 压强开始降低, 这一点与有推进剂燃烧的工作状态会有所不同, 因为在热流条件下, 存在燃气的膨胀做功, 挤

压腔内的推进剂压强会继续升高. 随着挤压腔和燃烧室内的水不断从喷管排出, 压强逐渐降低, 当燃烧室压强降到 1.2 MPa 时, 喷注器在集液腔内水的作用下重新向下游运动, 开始新的循环. 平均每个脉冲的周期为 1.17 s, 频率为 0.85 Hz.

4 结 论

高压压脉冲推力器使用可移动的喷注器, 为保证它的正常工作, 必须解决动态密封问题, 经过选择, 最终确定使用结构简单、密封可靠但摩擦力较大的 O 型圈结构. 推进剂的流动通道经过特别设计, 既能保证充填时推进剂能从集液腔进入挤压腔, 又能保证挤压时推进剂不会回流. 为了检验设计结果, 并为热试做准备, 进行了一系列冷试研究. 密封测试结果表明, 所设计的密封结构工作可靠; O 型圈产生的摩擦力经测量符合设计要求; 选用喉面面积适当的喷管, 可以使发动机在冷流条件下脉冲工作, 挤压腔的最大压强达 7.16 MPa, 大于 4.6 MPa 的供给压强, 说明可移动喷注器能够实现增压的目的.

参考文献:

- [1] Koppel C, Gallier P. Status of a miniaturized pulse thruster test[R]. AIAA 99-2591.
- [2] Coy E B. Pulse combustion rockets for space propulsion applications[R]. AIAA 2003-1174.
- [3] 梁树强, 刘宇, 汤海滨, 等. 低贮压高压压脉冲火箭发动机实验研究[C]//中国航空学会火箭发动机专业委员会第二届火箭推进技术学术会议论文集. 陕西延安: 中国航空学会, 2007: 16-22.
- [4] 梁树强, 刘宇, 覃粒子, 等. 双组元高压压脉冲火箭发动机工作特性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 450-457. LIANG Shuqiang, LIU Yu, QIN Lizi, et al. Study on the characteristics of bipropellant fueled pulse rocket engine with high combustion chamber pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 450-457. (in Chinese)
- [5] 王积伟, 童宏甲, 黄谊. 液压与气压传动[M]. 北京: 机械工业出版社, 2005.
- [6] 刘领勋, 刘英贵. 动态密封设计技术[M]. 北京: 中国标准出版社, 1993.