

高室压脉冲推力器设计与实验研究

梁树强, 覃粒子, 林 震, 刘 宇, 刘亚冰, 谢 侃

(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掌握液体 N_2O /酒精推进剂的点火燃烧规律, 进行了实验研究。可移动喷注器的动密封采用 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。冷试结果表明密封效果良好。测定了系统的热试时序, 实现了稳态条件下的点火燃烧, 燃烧室压力为 2.58MPa。由于液体 N_2O 的饱和蒸汽压较高, 容易蒸发, 积存在燃烧室内的蒸气造成点火压力峰比较高。

关键词: 脉冲推力器; 设计; 动密封; 实验

中图分类号: V433.9

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0008-06

Design and experiment of a pulse thruster with high combustion chamber pressure

Liang Shuqiang, Qin Lizi, Lin Zhen, Liu Yu, Liu Yabing, Xie Kan

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

Abstract: In order to verify the design of a pulse thruster with high combustion chamber pressure and grasp the combustion characteristic of liquid N_2O /alcohol, the experiments were carried out. Using O-ring as dynamic sealing of the moving injector. The propellant flow paths ensure propellants flowing from manifold cavities to extrusion cavities without propellants count-flow. According to the test results, the sealing of O-rings works well. The time sequence was measured, and the ignition was achieved. The combustion chamber pressure was 2.58MPa. The ignition pressure peak was high because of N_2O having high saturation vapor pressure.

Key words: pulse thruster; design; dynamic sealing; experiment

收稿日期: 2009-03-26; 修回日期: 2009-05-15。基金项目: 国家自然科学基金(50706003)。

作者简介: 梁树强 (1982—), 男, 博士生, 主要研究领域为液体火箭发动机研究。

0 引言

高室压脉冲推力器使用可移动的喷注器, 可以获得比供给压力高得多的燃烧室压力, 解决了燃烧室压力升高与系统重量增加之间的矛盾。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。面积差引起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力升高, 增加了进入燃烧室的推进剂流量, 从而提高了燃烧室的压力。

这一概念由法国 SNECMA 公司提出, 上世纪 90 年代, 其 SEP 分部开展了对高室压脉冲推力器的实验研究。实验发动机以 N_2O_4 和一甲基肼 (MMH) 为推进剂, 供给压力为 2MPa。实验结果与设计值较为吻合, 其中实际推力为 180N, 略低于设计的 200N; 燃烧室最高压力 38MPa, 低于设计的 56MPa。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理论分析^[2]。

在分析高室压脉冲推力器原理的基础上, 通过理论计算获得关键截面尺寸参数, 设计了实验样机, 并采用液体 N_2O 和酒精推进剂进行了稳态条件下的热试研究。

1 推力器设计

实验样机主要由头部、头部支撑座、身部、可移动喷注器以及喷管等组成, 如图 1(a)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 DN10 的氧化剂和 DN8 的燃料接嘴, 氧化剂挤压腔和燃烧室上开有测压通道, 身上焊有火花塞安装座。喷管做成可拆卸式, 方便更换。

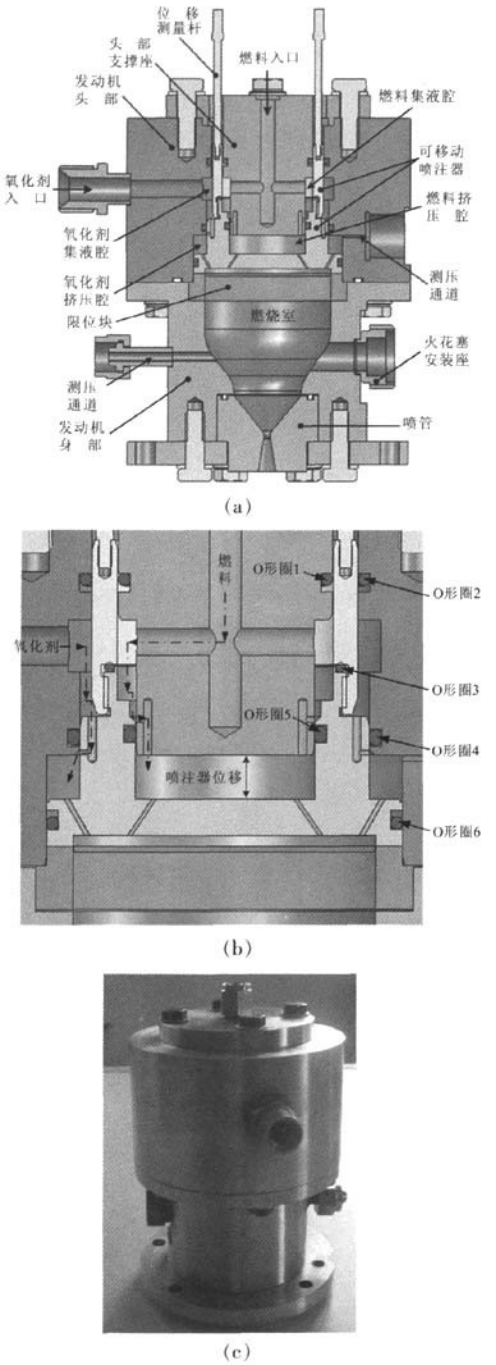


图 1 脉冲推力器设计剖面图及实物照片
Fig.1 Section and photo of pulse thruster

高室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:

(1) 是组织推进剂的雾化混合和燃烧;

(2) 是对挤压腔内的推进剂进行挤压,增大其压力。

对于前者,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,总共四对,单个喷嘴的直径分别为 0.9mm 和 0.7mm。而对于后者,除了合理选取喷注器上各截面的尺寸外,必须解决挤压腔和集液腔之间的动密封问题。这是由于脉冲推力器在工作过程中,燃烧室的最高压力可达几十 MPa,挤压腔的压力将更高,而集液腔与供给管路连接,其压力只有几 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。由参考文献[3]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。如果在挤压过程中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,参考文献[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 形圈,即图 1(b)中的 O 形圈 4 和 O 形圈 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。这样,当燃烧室压力降低时,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 形圈后,集液腔内的推进剂便进入挤压腔,其流动路线如图 1(b)所示;当燃烧室内压力升高时,喷注器向上游运动,当径向小孔滑过 O 形圈后,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 1(b)中的其他 O 形圈也各有不同作用,O 形圈 1 和 2 是为了防止集液腔内的推进剂向外界环境泄露;O 形圈 3 是两个集液腔之间的密封;O 形圈 6 是氧化剂挤压腔和燃烧室之间的密封。

2 推进剂与实验测控系统

2.1 推进剂的选择与使用

气体的可压缩性太大,挤压过程中压力增量有限,为了取得较好的增压效果,脉冲推力器应选用液体推进剂。燃料选择 95%浓度的酒精,比较容易获取。液体氧化剂的选择颇费周折,这是由于日前常用的液体氧化剂如液氧、四氧化二氮、过氧化氢及硫酸等要么有毒,要么对试验装置要求太高,要么对橡胶制品等有腐蚀作用^[4],受已有试验条件的限制而不能使用。经过考查后,选用氧化亚氮(N_2O),它是一种无毒、安全的推进剂^[5],近年来受到了广泛的关注,2001 年被欧空局认定为“绿色”推进剂^[6]。但 N_2O 有一个缺点是饱和蒸汽压高且随温度变化很大,例如在 294K 时,其饱和蒸汽压为 5.14MPa,在 273K 时为 3.12MPa。当压力低于饱和蒸汽压时, N_2O 将变为气体状态。为了使 N_2O 从贮箱经管路到达推力器挤压腔时仍为液态,实验中采取了以下措施:一是用氮气给贮箱增压,实验时增压到 5.5MPa 左右;二是降低 N_2O 的温度,实验前先在贮箱外浇液氮,使其温度快速降到 0℃以下,然后在贮箱外包覆冰块,使温度在实验中保持在 0℃左右。

N_2O 在贮存钢瓶内的状态同家用液化石油气很相似,为了保证流出的 N_2O 为液态,对钢瓶做了修改。钢瓶内部加装了虹吸管并连接到出口阀门处,当需要向贮箱内加注 N_2O 时,连接钢瓶和贮箱之间的管路,打开钢瓶上的手阀, N_2O 便会在瓶内蒸气的压力下流向贮箱。与酒精的贮箱不同, N_2O 贮箱的加注口在它的下方,上方是放气口和增压气体接口(两者可以共用)。加注时,应打开上方的放气口,一边充填一边放掉已蒸发的气态 N_2O ,以降低贮箱压力,保证足够的充填量。

2.2 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 2 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, 受挤压的推进剂分别经过过滤器、控制阀门、气蚀文氏管、单向阀后进入脉冲推力器, 实验结束后, 由高压氮气瓶提供氮气对管路及推力器进行吹除。在最初的实验系统中, N_2O 的控制阀门是普通的电磁阀, 实验过程中经常出现阀门不能完全关闭的现象。经过分析认为, 这是由于 N_2O 的饱和蒸汽压很高, 当其流过阀门时, 由于压力骤降而蒸发吸热使阀芯的周围结冰, 而当阀芯的驱动力不能克服这一额外增加的阻力时, 便不能使阀内的动静接触面完全密封, 发生泄露。解决的办法是用气动阀取代电磁阀, 前者靠高压气体的压力驱动阀芯, 驱动力远大于电磁阀。

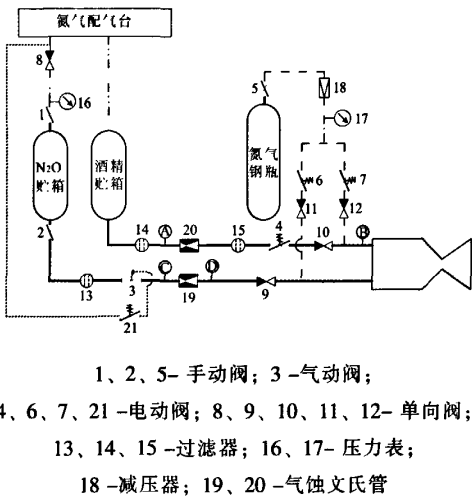


图 2 实验系统图
Fig.2 Sketch of test system

2.3 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、压力传感器及位移传感器等组成。实验中共测量 7 路参数, 分别是氧化剂气蚀文氏管前、后压力、氧化剂挤压腔压力、燃料气蚀文氏管前压力、发动机燃料入口压力、燃烧室压力以及喷注器的位移。压力测量采用精度高、稳定性好的溅射薄膜压力传感器, 响应频率为 6000Hz; 位移测量选用 500 LCIT 电感式位移变

送器, 响应频率为 1000Hz。

3 实验过程与结果分析

3.1 密封测试

如图 1(b)所示, 脉冲推力器内部共有 6 道 O 形圈进行密封, 为了保证实验中不发生泄露, 分别对它们的密封效果进行了测试, 这里只分析对挤压过程至关重要的挤压腔和集液腔之间(即 O 形圈 4)的密封。由于是冷试, 贮箱内用水代替推进剂。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 17.5mm 的限位块代替高度为 13.5mm 的限位块, 这样可移动喷注器上的径向小孔被密封在集液腔一侧, 不能再向下运动。如果密封良好, 将不会有水进入挤压腔及燃烧室, 其压力也不会有变化。

图 3 是实验的数据曲线, 从中可以看出, 打开氧化剂主路阀门后, 气蚀文氏管前后压力迅速升高, 分别稳定在 3.37MPa 和 3.25MPa, 而挤压腔及燃烧室压力保持在大气压 0.1MPa 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。

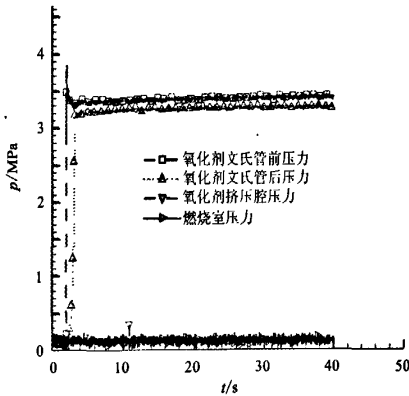


图 3 O 形圈密封效果测试曲线
Fig.3 Test of sealing

3.2 时序调试

合理的起动点火时序, 是液体火箭发动机正常工作的基础。因此在点火热试之前, 分别用 N_2O 和酒精进行了各自管路的充填冷试, 利用测

试得到的充填时间确定阀门的打开顺序及间隔时间。在此基础上编制自动控制程序,进行联合冷试,再根据发动机入口和挤压腔的建压曲线,调整开阀和点火时间。反复几次之后,得到最终的热试时序:先开 N₂O 主阀,1.36s 后开酒精主阀,4.01s 后火花塞点火电源通电,4.3s 后关火花塞电源,4.8s 后关闭推进剂阀门并打开吹除阀门,实验结束,点火持续时间为 0.8s。图 4 是测量时序时的压力曲线。

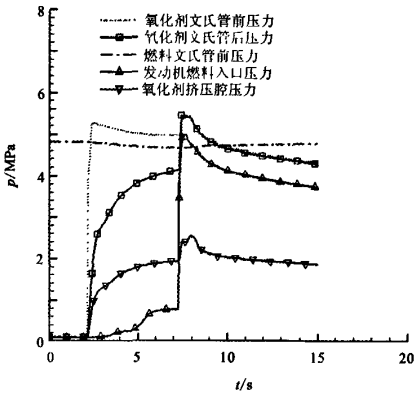


图 4 时序测试曲线

Fig.4 Measure of time sequence

在多次的 N₂O 冷流实验中,都发现气蚀文氏管后及挤压腔在建压过程中会出现一个拐点,如图 4 中的 3.15s 时刻。经过分析后发现,该拐点对应的压力值与当时温度下的饱和蒸汽压很接近。这说明 N₂O 在管路内的流动是先达到气液混合的饱和状态,等气体排空后液体压力再快速上升。

3.3 稳态点火热试

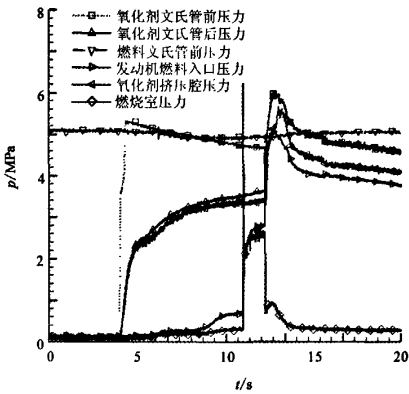
所谓稳态热试,是在可移动喷注器上端和头部支撑座之间加入一个限位块,使喷注器不能上下运动,这样脉冲推力器就工作在稳态条件之下。同时,喷管喉部直径也由脉冲状态的 2.8mm 增加到稳态的 7.6mm。稳态热试的目的有两个,一是以前没有液体 N₂O 和酒精这种推进剂组合的使用经验,先进行室压比较低的稳态热试可以降低风险程度;二是检验喷嘴的设计效果,如果推进剂的混合雾化组织的不好,燃烧效果将受到影

响,甚至不能成功点火。稳态热试点火实验总共进行了 13 次,其中 8 次失败,5 次成功。表 1 是第 13 次实验的参数设定,图 5 是该次实验的压力曲线和点火成功后的照片。

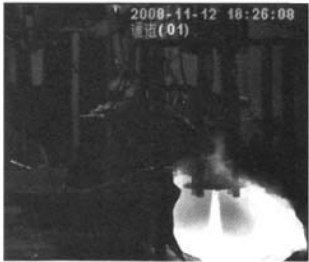
表 1 热试参数设定

Tab.1 Parameters of test-firing

酒精贮箱 压力/MPa	N ₂ O 贮箱压 力/MPa	酒精流量/ (g·s ⁻¹)	N ₂ O 流量/ (g·s ⁻¹)
4.85	5.3	25.8	50.6



(a)



(b)

图 5 稳态热试压力曲线及实验过程照片

Fig.5 Pressure curve and photo of test-firing at steady state

从图 5 可以看出, N₂O 开阀时刻为 2.38s,在 6.56s 时刻,推进剂点燃,燃烧室压力开始建立,比时序设定值延后 0.17s;点火开始时刻,燃烧室内出现了 6.22MPa 的压力峰值,之后燃烧室压力下降,并基本稳定在 2.58MPa 左右,与设计值

较为吻合;到 7.4s 时刻,关闭推进剂主阀,打开吹除阀,燃烧过程结束。为了安全起见,燃烧持续时间只设定为 0.8s。点火压力峰比较高的主要原因是, N_2O 的饱和蒸汽压很高,当其从贮箱进入管路及推力室后,会由于压力骤降而汽化,如果在喷嘴喷出的 N_2O 为气态时点火,会由于混合比太低而不能点火成功。为了保证顺利点火,必须使从喷嘴喷出的 N_2O 为液态,而这时已经有大量气体 N_2O 积存在燃烧室内,当酒精进入并点火后会产生高压。为了解决这一问题,可以采取预冷的措施,即点火之前对整个氧化剂管路及推力室充填 N_2O 进行充分的预冷,温度降低后, N_2O 的饱和蒸汽压会随之降低,这样会减少它的蒸发。预冷之后用氮气对管路进行吹除,再按照时序开启氧化剂及燃料阀门并点火。

4 结论

高室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、密封可靠的 O 形圈结构。为此,推进剂的流动通道也经过特别设计,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

验密封效果,进行了以水为工质的冷流试验,结果表明,所设计的密封结构工作可靠。

以 N_2O 和酒精为推进剂,通过反复的冷流试验,确定了起动点火时序,在此基础上进行了多次稳态点火热试。实验结果表明,只要时序设定合理、推进剂流量满足设计要求、保证管路和挤压腔内的 N_2O 为液态,这种推进剂组合可以实现点火燃烧。由于 N_2O 容易蒸发的特性,点火压力峰会比较高。这些实验为进一步的脉冲热试打下了基础。

参考文献:

- [1] Koppel C, Gallier P. Status of a Miniaturized Pulse Thruster Test[R]. AIAA 99-2591.
- [2] Edward. Pulse Combustion Rockets for Space Propulsion Applications[R]. AIAA 2003-1174.
- [3] 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.
- [4] 高思秘 主编. 液体推进剂[M]. 北京:宇航出版社,1991.
- [5] 贾月,张浩,李亚. 一氧化二氮无毒推进剂催化分解研究[J]. 火箭推进,2008,34(3): 58-62.
- [6] 霍雪亮,韦迪,李路明. N_2O 单组元推进器预热过程的建模[J]. 推进技术,2005,26(1): 80-83.

(编辑:马杰)

(上接第 7 页)

- [28] Kunin A, Natan B, Greenberg J. Preliminary Modeling of the Combustion of Gel Fuel Droplets [R]. Tel Aviv & Haifa: 48th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, 2008, 20080227-28.
- [29] Kunin A, Greenberg J, Natan B. A Simple Phenomenological Model of an Organic Gel Spray Diffusion Flame[J]. Combust. Sci. Technol. 2008, 180(1): 27-44.
- [30] Kunin A, Greenberg J, Natan B. Hot Spots in Organic Gel Spray Diffusion Flames[R]. AIAA 2006-1440.
- [31] Nusca M, Michaels R. Progress in the Development of a

Computational Model for the Army's Impinging Stream Vortex Engine[R]. AIAA 2004-3851.

- [32] Mueller D, Turns S. A Theoretical Evaluation of Secondary Atomization Effects on Engine Performance for Aluminum Gel Propellants[R]. AIAA 94-0686.
- [33] 张蒙正,仲伟聪. 非金属凝胶推进剂热力特性计算及分析[J]. 火箭推进,2008,34(2): 55-58.

(编辑:陈红霞)