

# 高室压脉冲液体火箭发动机特性试验

段 毅, 刘 宇, 覃 粒 子, 梁 树 强, 林 震  
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘 要:** 为了研究高室压脉冲液体火箭发动机工作原理, 增压规律以及脉冲特性, 通过一系列冷热流试验对试验发动机进行了研究。冷流试验中使用水和氮气作为工质, 试验发动机实现自主脉冲工作, 验证了差动式可移动活塞应用在推力室中具有增压效果。热流试验中使用气氧/酒精为推进剂, 使用传统挤压式推进剂供给系统。在可移动喷注器行程 0.8mm 条件下, 获得 9 次连续脉冲, 燃烧室峰值压强 5.511MPa, 高于推进剂供给压强 (氧气路 3.761MPa, 酒精路 4.424MPa), 表明在相同的推进剂供给压强下, 高室压脉冲液体火箭发动机能提高燃烧室压强。

**关键词:** 脉动燃烧; 高室压; 差动活塞; 可移动喷注器; 液体火箭发动机; 特性试验

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 02-0012-06

## Characteristics tests of pulse liquid rocket engine with high chamber pressure

Duan Yi, Liu Yu, Qin Lizi, Liang Shuqiang, Lin Zhen

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Numerous tests using cold flow and hot gas were employed in order to investigate the operating theory, pressurizing principles and pulse characteristics of a Pulse Liquid Rocket Engine (PLRE) with high chamber pressure. A test PLRE with a pressure-fed propellant system was designed and fabricated based on calculations and theoretical analysis. In cold flow tests, water and nitrogen were employed as working substances. The automatic pulse cycles of the test PLRE show that the differential piston increases chamber pressure when it is applied to the thrust chamber. In hot gas tests, ethanol and oxygen were used as propellants. A sequence of nine automatic pulse circles was obtained with a 0.8 mm displacement range of the movable injector. The peak chamber pressure was 5.511MPa, which was higher than propellants feeding pressures (3.761MPa for ethanol and 4.424MPa for oxygen). The test results show that the PLRE can obviously increase the chamber

收稿日期: 2008-12-23; 修回日期: 2009-01-16。基金项目: 国家自然科学基金(50706003)

作者简介: 段毅 (1982—), 男, 博士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

pressure while the propellants feeding pressures stays the same as the conventional pressure-fed liquid rocket engine.

**Key words:** pulse combustion; high chamber pressure; differential pistons; movable injector; liquid rocket engine; characteristics tests

## 0 引言

目前, 深空探测是航天活动的一个热点方向<sup>[1-3]</sup>, 而推进装置小型化是其核心内容。推进装置小型化不仅能够显著降低系统质量和体积, 而且允许增加系统冗余度<sup>[4]</sup>, 催生新型航天器设计和航天任务方案。文献 [5] 提出将脉动燃烧引入小推力液体火箭发动机的工作过程, 在数百牛推力级别, 发展一种新型小型化推进装置——高室压脉冲液体火箭发动机 (下文均简称为 PLRE)。PLRE 可解决增加燃烧室压强与减小推进系统质量之间的矛盾, 其燃烧室压强直接驱动可移动喷注器, 对头部挤压腔内的推进剂增压, 使燃烧室压强达到高于系统供给压强的水平, 从而提高比冲, 减小喷管喉部尺寸, 实现推进装置小型化; 同时也能降低对推进剂供给系统的增压要求。

法国 SNECMA 公司在上世纪 90 年代末设计制造了 PLRE 并进行了一系列原理性试验, 在 200 牛级推力水平上, 以常规推进剂供给压强 (约 2MPa) 获得极高的燃烧室压强 (约 38MPa), 从而达到显著减小推力器质量及尺寸的目的, 演示验证了该类发动机的工作原理与特性<sup>[6]</sup>。

美国爱德华空军基地的科研人员在文献 [6] 中对 PLRE 性能进行了理论分析与计算。结果表明, 在 PLRE 的平均燃烧室压强下, PLRE 提供更高比冲; 在 PLRE 燃烧室峰值压强下, 传统液体火箭发动机提供的更高比冲。

文献 [7] 中, 对 PLRE 在空间推进中的应用效果进行了分析和评估。同在 450N 真空推力水平下, 应用 PLRE 的方案 1 和方案 2 分别比作为参照的传统液体火箭发动机提高 6 秒比冲或减轻 5.5kg 质量。若发动机作为地球同步通信卫星推

进单元时, 提高 6 秒比冲相当于增加卫星在轨寿命 1 年, 减轻的 5.5kg 系统质量换成推进剂后, 增加在轨寿命 3 个月。而商业卫星每增加 1 个月的在轨寿命, 意味着数百万美元的经济效益。因此, 对 PLRE 的研究具有极大的潜在经济效益。

## 1 工作原理

PLRE 与常规的小推力液体发动机的主要区别在于前者应用了可移动喷注器, 其功能相当于一个差动式活塞, 由燃烧室压强直接驱动, 对于封闭状态的头部挤压腔内的推进剂进行增压, 从而能够自行达到非常高的燃烧室压强峰值, 其平均压强水平也相当可观。PLRE 的工作过程描述如下:

- (1) 初始状态燃烧室内压强等于环境压强;
- (2) 系统启动, 推进剂在供给压强作用下进入汇流腔, 并使可移动喷注器向右加速运动;
- (3) 可移动喷注器接触到限位环后停止, 汇流腔的推进剂供给通道打开, 开始填充挤压腔;
- (4) 由于水击现象, 推进剂开始喷注进入燃烧室;
- (5) 燃烧开始, 高压燃气通过喷管膨胀以产生推力; 同时推动可移动喷注器加速向左运动。此时挤压腔压强高于燃烧室压强, 但可移动喷注器右侧受力面积大于左侧 (差动活塞的特点), 喷注压差不足以抵消面积差对运动方向的影响, 推进剂供给通道很快被可移动喷注器关闭;
- (6) 可移动喷注器继续向左移动, 压缩封闭状态下的挤压腔内推进剂, 使压强不断升高, 喷注流量快速增长, 燃烧强度剧烈增加;
- (7) 燃烧室压强驱动可移动喷注器到达初始位置, 挤压腔推进剂全部进入燃烧室;

(8) 燃气排空, 燃烧室形成低压区, 新循环开始 (参见图 1)。

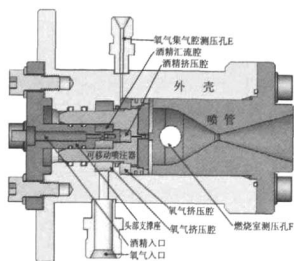


图 1 高室压脉冲液体火箭发动机结构简图

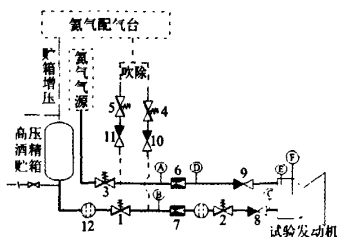
Fig.1 Structure of a PLRE

## 2 试验系统

热试试验使用氧气和酒精作为推进剂, 设计流量酒精为  $10.7\text{g/s}$ , 氧气为  $9.7\text{g/s}$ , 设计推力  $59\text{N}$ , 燃烧室压强峰值  $30\text{MPa}$ , 可移动喷注器设计行程  $4\text{mm}$ 。试验系统由推进剂供给系统、试验控制系统、数据采集系统和试验发动机等组成。

### 2.1 推进剂供给系统

推进剂供给系统由氧气、氮气气源, 高压酒精贮箱, 文氏管、各种阀门及管路等组成, 如图 2 所示。氮气气源由 20 个体积约  $0.041\text{m}^3$  的高压氮气瓶并联而成, 试验中稳定输出  $6\text{MPa}$  的氮气, 作为酒精贮箱增压和管路吹除气体。氧气气源由 12 个体积约  $0.041\text{m}^3$  的高压氧气瓶并联而成, 经配气台调整压强到  $6\text{MPa}$  后输出。试验中使用音速喷嘴控制其流量, 最大供给流量为  $0.0986\text{kg/s}$ 。高压酒精贮箱中的酒精在氮气挤压下进入试验发动机, 通过汽蚀文氏管控制流量, 其最大供给能力为  $0.1985\text{kg/s}$ 。



1-5 电磁阀; 6、7 文氏管; 8-11 单向阀

图 2 推进剂供给系统示意图

Fig.2 Schematic diagram of propellants feeding system

### 2.2 试验控制系统

试验控制系统主要由控制台、电视监视设备、电话对讲设备、阀门及传感器等组成, 如图 3 所示。试验系统需要控制 8 路电磁阀和火花塞点火, 既能手动控制, 又能通过 PLC 编程自动控制。试验前, 调节减压阀将各路压力值调到设定值; 试验时, 由控制台人工或自动控制试车, 并监控传感器的信号, 实时观察关键参数的变化情况。

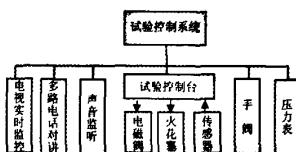


图 3 试验控制系统示意图

Fig.3 Schematic diagram of test control system

### 2.3 试验测量系统

测量系统主要由传感器、信号调理器 (包括传感器激励电源和放大器)、采集卡、工控机以及相关软件等组成。本试验中需要同时测量 6 路压强数据: 图 2 中 A、B、C、D、E、F。采用 6 通道循环采集, 每毫秒每路可采集 8 个数据点。A 为氧气音速喷嘴前测压点; B 为酒精文氏管前测压点; C 为试验发动机头部入口处酒精测压点, 测量酒精供给压强; D 为氧气供给压强测压点; E 为发动机氧气挤压腔测压点通过  $\Phi 1$  的测压通道与氧气挤压腔连通; F 为燃烧室测压点, 通过  $\Phi 4$  的测压通道与燃烧室连通。由于试验发动机结构的限制, 无法测量酒精挤压腔压强, 如图 1 所示。

图 2 中 A、B、C、D 四处测压点属于常规非动态压强测量, 在相应位置安装常规测压传感器即可。文献 [5] 中燃烧室压强脉冲频率约为  $100\text{Hz}$ , 设计最高压强  $40\text{MPa}$ , 因此 F 点是动态高压测量。高频信号经过动态测试系统后, 有不同程度的滞后和幅值的改变, 这主要由测试系统幅频特性决定。在本试验中, 幅频特性主要由传压管道决定。此外, 由于燃烧室最高温度可达  $2500\text{K}$  以上, 测压传感器最高工作温度为  $500\text{K}$ , 不能直接测量燃烧室压强, 必须通过传压管道将

燃烧室燃气引出后测量。为获得好的频率特性,并保护测压传感器,在传压管道中充填红油。燃烧室压强输入信号频率小于 1200Hz 时,燃烧室传压管道幅值比小于 1.2,可以忽略其幅值失真。氧气挤压腔测压也属高压动态测量。当氧气挤压腔输入信号频率小于 1000Hz 时,输出信号的幅值失真很小。

2.4 数据修正

由于测量 C、D、E、F 点的压强时,测压传感器通过转接头连接测压点,增加了转接头容积和传感器自身空腔容积,测量压强值将比实际压强值小。下面对 C、D、E、F 点压强数据进行修正(A、B 两处转接头以及传感器空腔容积相对配气台系统而言,可以忽略不计,因此 A、B 点的压强数据未作修正)。容积的增大可以近似为等温过程,使用公式 (1) 进行修正。

$$P_{测}/P_{实}=V_{实}/V_{测} \tag{1}$$

式中,  $V_{测}=V_{实}+\Delta V$ 。 $\Delta V$  是由于安装测压传感器而引入的额外容积,包括转接头空腔、传感器空腔以及传压管道(E、F 点)空腔容积,具体修正系数见表 1。

表 1 数据修正系数

Tab.1 Correct factor of test data

测压位置	C	D	E	F
$V_{实际}$	78540	94248	2538	35721
$V_{测量}$	80147	95856	3892.1	37555
修正系数 $P_{实}/P_{测}$	1.0205	1.0171	1.5335	1.0513

本文试验数据,均采用表中系数进行修正。

3 点火时序测量与调节

热试车前,通过大量冷流试验,测量了发动机内动密封效果、摩擦阻力、流动效率以及填充时间,并在冷流条件下成功实现试验发动机连续脉冲工作,表明差动式可移动活塞应用在推力室中具有增压效果。此外,还需要进行点火时序测量与调节。

首先测定推进剂从打开主阀到喷注进入燃烧室的时间。根据测量结果,使用 PLC 控制氧气和酒精主路电磁阀开启时序及火花塞点火时间,使两种推进剂到达燃烧室的时间及火花塞点火时间满足稳定启动的要求。最终确定热试点火时序如图 4 所示。

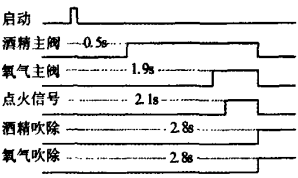


图 4 热试车时序图

Fig.4 Sequence diagram of hot fire tests

以按下热试车启动按钮为 0 时刻,0.5 秒后打开酒精路主阀;1.9 秒后打开氧气主阀;2.1 秒后火花塞点火;2.8 秒后同时关闭氧气、酒精主阀,火花塞停止点火,发动机停车,同时打开吹除阀门进行吹除,试车结束。

4 热试结果与分析

共进行了 4 次热试试验,每次试验均点火成功,验证了试验发动机良好的点火特性;在可移动喷注器行程为 0.8mm 条件下,实现了试验发动机自动持续脉冲工作,获得了 9 次连续工作脉冲,如图 5(a)所示,验证了试验发动机原理的正确性。

热试结果体现了高压脉冲发动机的突出优点:在挤压式供给系统支持下,燃烧室压强高于推进剂供给压强,如图 5(b)所示。常规挤压式供给系统发动机,从推进剂储箱到燃烧室,压强逐步降低,限制了燃烧室压强和发动机小型化水平。而 PLRE 在低供给压强下,能实现高燃烧室压强,从而提高发动机性能并实现发动机小型化。酒精和氧气供给压强呈现脉冲规律,其压强峰与燃烧室压强峰对应。原因是氧气和酒精周期性填充汇流腔、挤压腔,使推进剂供给流量周期性变化。具体对酒精路分析,可根据不可压缩流伯努利方程:

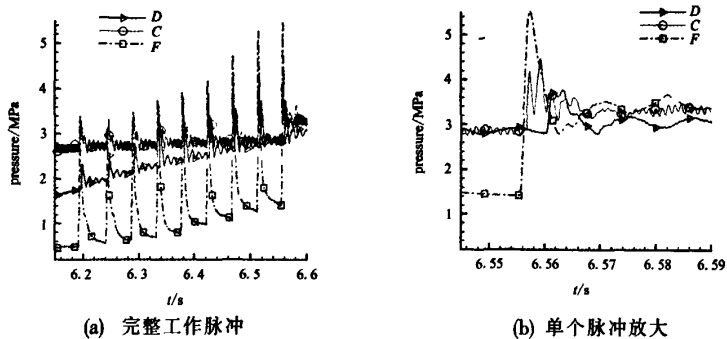


图 5 供给压强 C、D 与燃烧室压强 F 的 P-T 曲线  
Fig.5 P-T profiles of propellant feeding and chamber pressure (C, D, and F)

$$\frac{p}{\rho g} + \frac{u^2}{2g} + z = K$$

式中,  $K$  为常数;  $\rho$  为酒精密度, 常数;  $g$  为重力加速度, 常数;  $z$  代表单位重量流体具有的位能, 常数。酒精路供给压强测量值为静压  $p$  值。在填充汇流腔过程中, 酒精在管路中以流速  $u$  流动, 此时测得静压  $p$  较小。当填充过程完成, 关闭填充管路, 可移动喷注器迅速压缩挤压腔, 燃烧强度迅速增加, 燃烧室压强迅速达到峰值; 测压点 C 处酒精流速, 在关闭管路后也快速降为 0, 因此测量值静压  $p$  变大, 出现酒精供给压强峰。对氧气路, 应用可压流的伯努利方程可以得到类似结论。但每个燃烧室压强峰对应推进剂供给压强有两个相近的压强峰, 如图 5(b)所示, 尚无法根据已有试验结果从原理上解释这一现象, 有待进一步研究探索。酒精和氧气供给压强变化具有相同的频率 (表 2)。可移动喷注器同时开关氧气和酒精。

表 2 热试压强特性

Tab.2 Pressure characteristics of hot fire tests

	压强最大值 /MPa	压强振幅	脉冲频率
酒精供给压强(C)	4.465	1.295	22.9832
氧气供给压强(D)	3.777	0.960	22.9832
氧气挤压腔压强(E)	5.779	1.941	22.9832
燃烧室压强(F)	5.511	4.114	23.1374

汇流腔和挤压腔, 二者同步填充, 流速同步变化, 因此压强变化也具有相同周期。根据前面的分析, 理论上燃烧室压强变化应与 C、D 处供给压强变化频率相同, 测量结果中, 燃烧室压强变化频率略高于推进剂供给管路压强变化频率, 可能是选用的测压传感器及传压管道参数不同导致的。

此外, 试验结果还表明, 除了在波峰位置挤压腔压强等于或略小于燃烧室压强外, 其他时间挤压腔都保持了对燃烧室的喷注压差, 使试验发动机正常喷注。少数波峰处燃烧室压强略高于挤压腔压强, 可能跟挤压腔压强测量方式、可移动喷注器动密封泄露以及测压传感器误差有关。此外, 随着时间推移, 高压脉冲发动机内部密封结构磨损加剧, 推进剂泄漏量增加, 使挤压腔腔压强与燃烧室压强之差 ( $\Delta p = p_E - p_F$ ) 减小,  $\Delta p_8 \approx 1.66\text{MPa}$ ,  $\Delta p_9 \approx 0.8$ , 如图 6 所示。

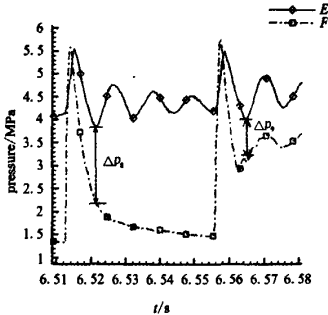


图 6 挤压腔压强(E)与燃烧室压强(F)的 P-T 曲线  
Fig.6 P-T profiles of compress pressure and chamber pressure (E and F)

## 5 存在问题及解决思路

试验虽然成功证明了在相同的推进剂供给压强下, PLRE 能提高燃烧室压强, 但仍存在下面的问题:

(1) 在可移动喷注器行程被限制在 0.8mm 时, 试验发动机实现脉冲工作。但在 4mm 的最大设计行程下, 未实现自主脉冲工作。可能原因是, 在最大设计行程下, 可移动喷注器开关时间长, 在相同推进剂泄露率下, 绝对泄露量较大, 使参与燃烧的实际推进剂量减小, 燃烧室压强降低, 可移动喷注器不能被推回闭合位置, 工作循环无法建立。

(2) 本试验热试车燃烧室增压水平与 SNECMA 热试增压水平相差较大, 可能原因有:

a. SNECMA 公司采用不可压缩液态双组元推进剂(四氧化二氮/甲基肼), 而本试验中使用的推进剂(气氧/酒精)中有气相组元, 具有可压缩性, 使得推进剂挤压腔增压水平降低, 从而整个发动机增压水平降低;

b. SNECMA 公司试验推进剂流量达到 105g/s; 本试验考虑安全性, 推进剂流量为 20.4g/s, 远低于前者, 增压能力降低;

c. 发动机制造工艺水平方面, SNECMA 公司采用多种特殊材料以及特种加工工艺保证喷注腔以及燃烧室密封, 项目投资达到人民币 3000 万元以上; 而本试验由于经费原因, 发动机加工工艺水平较低, 喷注腔及燃烧室密封采用普通 O 型圈密封, 泄漏较严重, 也降低了发动机增压能力。

虽然试验尚不完善, 但验证了 PLRE, 相比传统液体火箭发动机, 具有提高燃烧室压强, 减小发动机尺寸的突出优点。

## 6 结论

重点介绍了高压脉冲发动机特性试验, 结果

表明:

(1) 试验样机在挤压式推进剂供应系统支持下, 燃烧室压强高于推进剂供给压强, 实现自主脉冲工作。燃烧室压强峰值 5.511MPa, 高于氧气供给压强 (3.761MPa) 或酒精供给压强 (4.424MPa)。

(2) 挤压腔压强始终高于燃烧室压强, 高压脉冲发动机始终正常喷注, 维持脉冲工作循环。

(3) 推进剂供给压强随对试验发动机挤压腔的周期填充而规律变化, 且酒精和氧气供给压强变化频率相同。

(4) 高压脉冲发动机中的动态密封问题, 是目前发动机设计中的最关键问题。

## 参考文献:

- [1] Esper J. The Neptune/Triton Explorer mission: A Concept Feasibility Study[J]. Acta Astronautica. 2006, 59(8): 627-637.
- [2] Chiravalle V P. Nuclear Electric Ion Propulsion for Three Deep Space Missions [J]. Acta Astronautica. 2008, 62(6): 374-390.
- [3] Kawakatsu Y. Concept Study on Deep Space Orbit Transfer Vehicle[J]. Acta Astronautica. 2007, 61(11): 1019-1028.
- [4] Gronland T A, Rangsten P, Nese M, et al. Miniaturization of Components and Systems for Space Using MEMS - Technology[J]. Acta Astronautica. 2007, 61(2): 228-233.
- [5] Koppel C, Gallier P. Statue of a Miniaturize Pulse Thruster Test[R]. AIAA 99-2591, 1999.
- [6] Talley D G, Coy E B. Constant Volume Limit of Pulsed Propulsion for a Constant Ideal Gas[J]. Journal of Propulsion and Power. 2002, 18(2): 400-406.
- [7] Coy E B. Pulse Combustion Rocket for Space Propulsion Application[R]. AIAA 2003-1174.
- [8] 柳长安, 吴宝元, 王玉峰. 冲压发动机转级流场数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(5): 18-21.

(编辑: 马杰)