

文章编号: 1672-9897(2011)01-0017-06

## 两相脉冲爆震火箭发动机性能实验

李建玲, 范 玮, 熊 姹, 王育虔, 李 强

(西北工业大学动力与能源学院, 西安 710072)

**摘要:**为了获得脉冲爆震火箭发动机(PDRE)的性能参数,采用液态煤油为燃料、氧气为氧化剂、压缩氮气为隔离气体,进行了一系列多循环爆震实验。使用孔板流量计测量煤油流量,使用集气法测量氧气流量,使用动态压电式压力传感器测量了爆震室轴向的沿程压力,使用火焰温度及水蒸气浓度红外光谱测量仪测量爆震管出口平面的尾焰温度,使用动态压电式推力传感器测量 PDRE 所产生的瞬时推力。实验获得 PDRE 不同频率下的平均推力和比冲。实验结果表明:爆震压力和温度随着工作频率的变化而有所变化,填充系数对于 PDRE 比冲大小有着显著影响。采用爆震室部分填充的策略,可以显著地提高发动机比冲。

**关键词:**脉冲爆震;比冲;填充系数;工作频率;火箭发动机

**中图分类号:**V231.22

**文献标识码:**A

### Experimental investigation on the performance of two-phase pulse detonation rocket engine

LI Jian-ling, FAN Wei, XIONG Cha, WANG Yu-qian, LI Qiang

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Utilizing liquid kerosene as the fuel, oxygen as oxidizer and nitrogen as purge gas, a series of multi-cycle detonation experiments were conducted to obtain the performance parameters of pulse detonation rocket engine (PDRE). The mass flow of liquid kerosene was measured by orifice meter and the mass flow of oxygen was measured based on the method of gas collection. The detonation chamber pressure traces were recorded by dynamic piezoelectric pressure transducers. Pulsed temperature test was employed to measure pulsed temperature at the exhaust plume of PDRE. A dynamic piezoelectric thrust transducer was used to record the transient thrust produced by PDRE. The average thrust and specific impulse of PDRE with different operation frequency were obtained by experiments. The experimental results indicated that detonation pressure and temperature were varied with the operation frequency of PDRE, and the fill fraction has a significant influence on the specific impulse of PDRE. With the strategy of partial filling in detonation tube, the specific impulse can be remarkably enhanced.

**Key words:** pulse detonation; specific impulse; fill fraction; operation frequency; rocket engine

## 0 引言

脉冲爆震发动机<sup>[1]</sup>(Pulse Detonation Engine, 简称 PDE)是一种利用周期性爆震波产生推力的非稳态新型推进系统。根据氧化剂的来源,PDE 可分为吸气式和火箭式。由于爆震燃烧的热效率明显高于等压燃烧,较之采用等压燃烧的常规火箭发动机来说,脉冲爆震火箭发动机(Pulse Detonation Rocket Engine,简称 PDRE)具有理论上的性能优势。此外,

由于爆震燃烧后燃气的压力明显上升,增压比可达 15~55 倍<sup>[2]</sup>,PDRE 的燃料和氧化剂可以较低的压力喷注入燃烧室。因此较之采用等压燃烧的传统火箭发动机来说,PDRE 对增压部件(如高压涡轮泵等)的要求大为减低,系统结构可更为简单。作为一种化学推进系统,目前世界很多国家都开展了 PDRE 的应用与基础研究工作<sup>[3]</sup>。

比冲是衡量火箭发动机性能的重要指标,表征单位重量流量推进剂所产生的推力。因此要获得 PDRE

收稿日期: 2010-01-14;修订日期: 2010-04-05

基金项目: 西北工业大学博士论文创新基金(CX200709);国家自然科学基金项目(50976094,50906072);教育部博士点基金(20096102110022)

实验比冲,就需要准确测量 PDRE 所产生的推力和推进剂流量。由于 PDRE 间歇式工作和非稳态特性,PDRE 推力和推进剂流量都是脉动的,测量难度较之稳态发动机大为增加。目前,关于 PDRE 性能的实验研究多是只报道其推力,而 PDRE 比冲值鲜见于文献[4-6]。此外,尽管目前大多数脉冲爆震的相关研究使用氢气或者小分子的气态碳氢化合物为燃料,但从实用性出发,大分子的液态碳氢化合物才是理想的推进剂燃料。因此笔者着眼于实验研究液态煤油/氧气 PDRE 的性能。采用液态煤油为燃料、氧气为氧化剂,进行了一系列多循环爆震实验,研究了工作频率对爆震参数的影响,获得不同工作频率下 PDRE 的推力和比冲,研究了影响 PDRE 性能的主要因素,为高性能 PDRE 的设计提供研究思路。

## 1 实验装置

两相 PDRE 实验系统由供给系统、电磁阀及点火控制系统、爆震管、压力测量系统和数据采集系统等组成,如图 1 所示。爆震管安装在一个推力测试台架上,推力测试台架由动架和静架两部分组成。静架为铸铁基座,动架通过滚动轴承和线性导轨支承在静架上,爆震管被固定在动架上。动架前端与静架之间安装有 Kistler 9331B 压电式动态推力传感器,用来测量实验模型的推力。本实验使用 DEWE-3020 十六通道数据采集系统,单个通道的最高采样率为 200kHz。

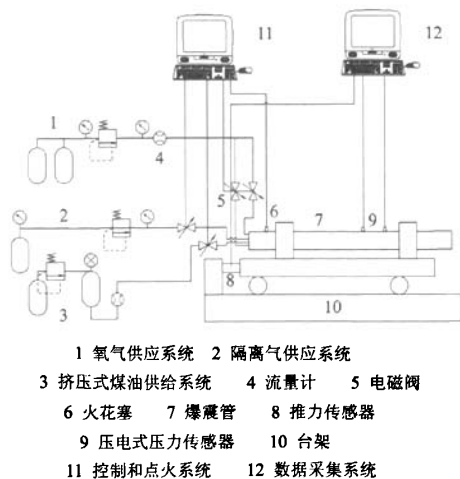


图 1 两相 PDRE 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of two-phase PDRE system

实验模型的爆震管头部封闭,尾端敞口,由推力壁、混合段、起爆段、爆震室组成。爆震管内径为 30mm,爆震管总长  $L$  为 1.47m,爆震管体积  $V$  为

$1.04 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ 。实验采用液态煤油( $\text{C}_{10}\text{H}_{21}$ )为燃料,氧气为氧化剂,氮气为隔离气体。煤油和氧气从头部轴向注入爆震室,在混合段内混合后,由点火能量为 50mJ 的火花塞点燃。混合段后的起爆管内壁装有 Shchelkin 螺旋作为湍流增强装置,以促进爆燃向爆震转变,缩短 DDT 距离。爆震段上布有 5 个压力测点,用于判断爆震在何处形成。压力测点  $p_1 \sim p_5$  分别距推力壁 570、630、1320、1380mm 和 1440mm。各压力测点均安装动态压电式压力传感器来测量爆震室内压力分布。在实验模型 I 的爆震管出口位置安装火焰温度及水蒸气浓度红外光谱测量仪(PTSCT)<sup>[7]</sup>,测量爆震管出口平面的尾焰温度,如图 2 所示。



Fig. 2 装有 PTSCT 的两相 PDRE

Fig. 2 Two-phase PDRE mounted with PTSCT

PDRE 每个循环的运行都包含如下过程:向爆震管内填充燃料和氧化剂;点火,形成爆震波;高温高压的燃气膨胀排出爆震管;注入隔离气体,将爆震管内的燃气进一步吹除。吹除过程结束后,喷注隔离气体的阀门关闭,喷注燃料和氧化剂的阀门重新开启,发动机进入下一个循环过程。通过电磁阀及点火控制系统设定实验模型工作频率,控制燃油、氧气和氮气的间歇供给和点火时序,如图 3 所示。供油量、供气量可通过供给压力和电磁阀开启时间进行调节。对于特定系统,当供应压力和电磁阀开启时间一定,供油量和供气量也随着确定。本实验中,氧气和煤油的喷射压力分别为 1.7 和 0.5MPa。在本实验中,煤油流量采用孔板流量计测量。但较之脉动液态流量的测量,脉动气体流量的测量难度要大得多。目前质量流量计最快响应时间只能达到 0.2~0.3s,而频率为 5Hz 的 PDRE 一个周期的工作时间也只需 0.2s,因此现有的质量流量计响应时间不能达到 PDRE 气体流量测量的要求。如果采用孔板流量计,由于 PDRE 运行过程内部流场为非稳态,不能保证通过孔板后的气体一直处于超临界状态,其测量结果与实际流量出现很大偏差。在本实验中,采用质量流量计和孔板流量计测量出的气体流量比真实值大 10 倍以上。对于

脉动气体流量测量,采用单位时间内确定气体总量的方法来折算出气体平均流量的方法要可靠得多。因此本实验采用冷态集气法来测量氧气流量。冷态实验,在一定时间内仅由电磁阀向爆震管内间歇供给氧气,通过收集爆震管出口的氧气,根据收集到的气体体积和密度,折算出氧气平均流量。在本实验中,氧气流量  $\dot{m}_{O_2}$  为 15.78g/s,燃油氧气混合物填充当量比为 1。所有实验均在初始压力 0.1MPa,初始温度 25℃ 的条件下进行。在同一实验模型上分别进行了爆震频率  $f$  为 5、10 和 15Hz 的实验。

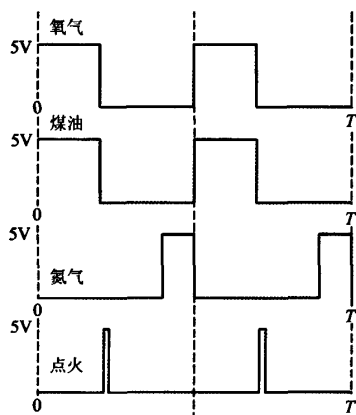


图3 电磁阀和点火的时序图  
Fig. 3 Sequence of the solenoid valves and the ignition

## 2 实验结果与分析

### 2.1 压力波形

图4~6分别给出了工作频率  $f$  为 5、10 和 15Hz 时发动机不同位置的压力波形。压力波形表明发动机的实际工作频率与实验设定的频率相一致。在 3 种工作频率下,在距推力壁 570mm 的  $p_1$  位置,均得到了充分发展的爆震波;但在距推力壁 1440mm 的  $p_5$  位置,随着工作频率的增加该处的压力是逐渐下降的。当工作频率为 5Hz 时, $p_5$  位置仍能得到充分发展的爆震波;而当工作频率为 15Hz 时, $p_5$  位置最大峰值压力已经分别下降到 0.5MPa 左右。在 15Hz 时, $p_5$  位置压力明显下降的原因与此处的填充度有关。填充系数指的是每次起爆时可爆混合物填充爆震室的体积与爆震室的总容积之比,在等截面爆震室中就是可爆混合物填充爆震室的长度与爆震室的总长度之比。随着频率的增加,PDRE 每个循环的燃料和氧化剂填充时间缩短。当氧气和煤油流量一定,随着频率的提高,填充系数是不断减小的。在本实验中,对应于 5、10 和 15Hz,爆震管的填充系数分别为 2.12、1.06 和 0.71。当爆震室部分填充时,填充系数

小于 1,爆震波到达可爆混合物与不可爆气体界面转化为不带化学反应的激波。随着激波向爆震管下游传播,其强度逐渐减低,因此  $p_5$  位置压力明显下降。多循环实验结果表明,煤油氧气两相爆震压力低于由 CEA 计算出的理想 CJ 气相爆震压力<sup>[8-9]</sup> (4.16MPa),而多循环实验中爆震压力随着工作频率的增加而有所下降,当爆震管处于部分填充状态时,在未填充可燃混合物处的爆震管尾部压力明显减低。

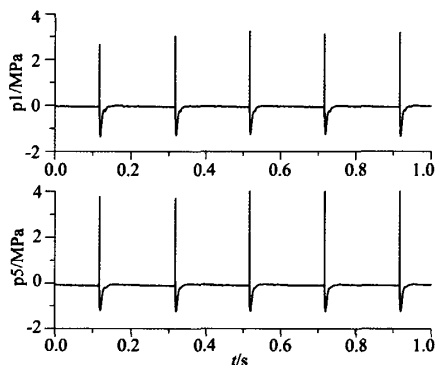


图4 5Hz 时 PDRE 不同位置的压力波形  
Fig. 4 Pressure profiles with the operation frequency of 5Hz

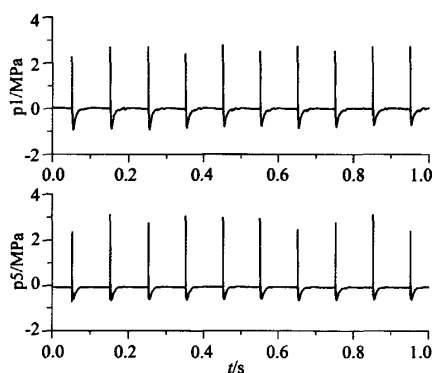


图5 10Hz 时 PDRE 不同位置的压力波形  
Fig. 5 Pressure profiles with the operation frequency of 10Hz

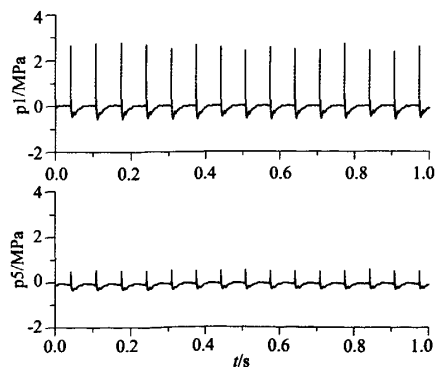


图6 15Hz 时 PDRE 不同位置的压力波形  
Fig. 6 Pressure profiles with the operation frequency of 15Hz

## 2.2 尾焰温度

图7分别给出了工作频率 $f$ 为5、10和15Hz时爆震管尾部火焰温度的变化曲线。在较低的工作频率下,脉冲温度的变化均匀,但是随着工作频率的升高,温度脉动增大。这是由于频率的升高减少了隔离气体填充时间,前一次的脉冲对后一次脉冲的影响逐渐增大。将每个频率下的脉冲温度进行平均,得到如图8所示的不同频率下平均温度的变化曲线。工作频率为10Hz时,PDRE的尾焰温度达到了2144.7K,随着工作频率的上升,其尾焰温度相应增高。当煤油/氧气混合物当量比为1时,由CEA计算出的CJ气相爆震温度为3917.9K,明显高于实验测量值,这主要是由于理论计算未考虑液体燃料的雾化蒸发对爆震特性参数的影响。

## 2.3 瞬时推力

图9分别给出了工作频率 $f$ 为5、10和15Hz实验测得的瞬时推力曲线。如图9所示,力传感器输出的瞬时推力信号表现为上下振荡曲线,看似存在明显的负推力。图10为氢氧脉冲爆震火箭发动机多循环工作过程一维数值仿真得到的推力壁处的瞬时推力曲线<sup>[10]</sup>。可以看出,数值模拟和实验得到的瞬时推

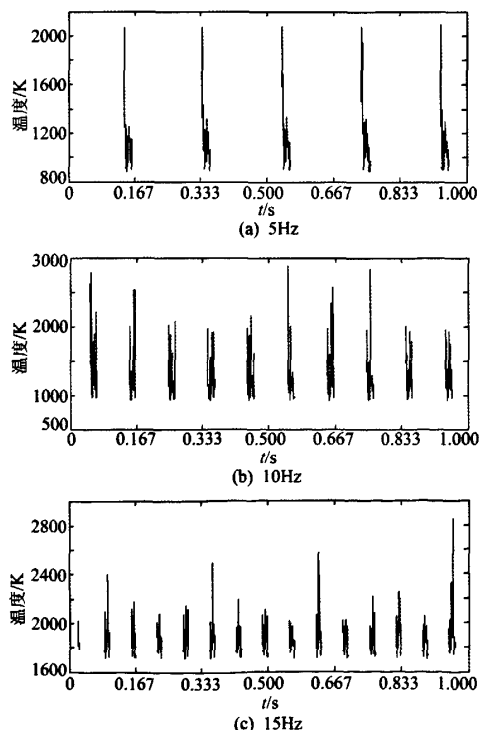


图7 不同频率,PDRE尾焰温度变化曲线  
Fig. 7 Plume temperature profiles for different operation frequency of PDRE

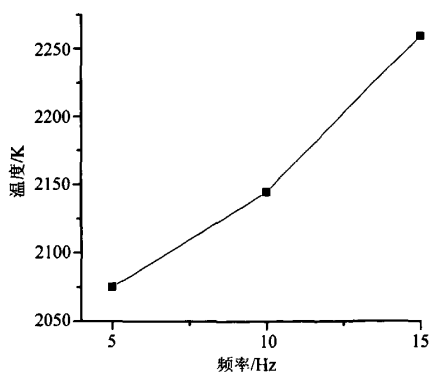


图8 不同频率,PDRE尾焰脉冲平均温度  
Fig. 8 Averaged pulse plume temperature profiles for different operation frequency of PDRE

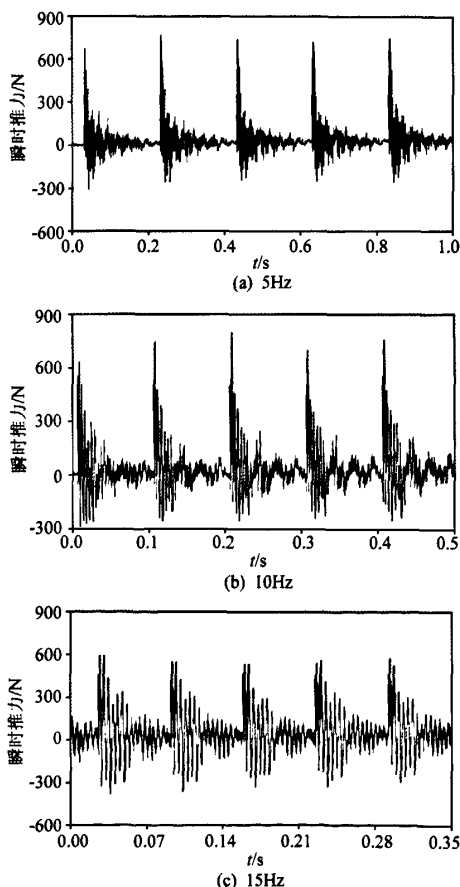


图9 不同频率,PDRE瞬时推力曲线  
Fig. 9 Transient thrust profiles for different operation frequency of PDRE

力信号存在明显差异。根据动量方程可知,当推力壁压力高于外界压力,PDRE产生正推力;随着推力壁压力逐步减低,PDRE产生的正推力逐渐减小;如果爆震管内气体过度膨胀,推力壁压力会略低于外界环

境压力,PDRE产生负推力。结合实验测得的压力信号,由于PDRE周期性的运行,在爆震管内压力排到环境气压附近,下一个循环开始,因此负推力值不会很大。上述分析表明,通过推力测试平台采集得到的力传感器响应曲线与实验模型实际所输出的瞬时推力存在明显差异,在实际工作过程中PDRE并没有产生明显的负推力。这种差异是由压电式力传感器的固有特性以及PDRE周期性脉冲工作方式引起的。

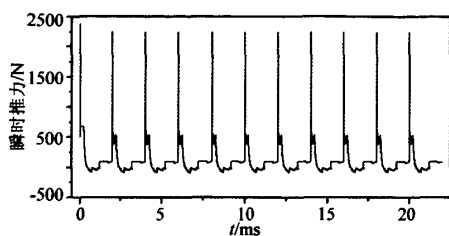


图10 数值模型得到的瞬时推力曲线

Fig. 10 Transient thrust profile obtained by simulation

为了了解推力测试平台对周期性脉冲力的动态响应,将推力测试平台简化为单自由度质量-弹簧-阻尼系统,用脉冲力来代替实验模型的实际瞬时推力。利用 Matlab Simulink<sup>[11]</sup>模拟简化的单自由度质量-弹簧-阻尼系统。图11为单自由度质量-弹簧-阻尼系统脉冲力动态响应曲线。从图11可知,力传感器动态响应曲线与实际输入周期性脉冲推力存在很大的不同。输入的周期性脉冲推力没有负值,而动态响应曲线却表现为欠阻尼振荡曲线。也就是说,动态响应曲线中存在的负值区域并不意味着输入推力存在负值。对脉冲力动态响应曲线进行时间积分,可以得到响应积分冲量曲线,如12所示。从图12可知,周期性脉冲推力和动态响应曲线的积分冲量曲线虽然存在不同,但是,在整个时间过程两者的积分冲量数值是相同的。故通过将一定时间内(整周期)测得的力传感器动态响应曲线对时间积分来计算这段时间内输入周期性脉冲力所产生的冲量,两者结果是一致的。

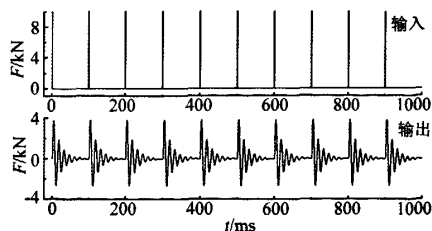


图11 脉冲力响应曲线

Fig. 11 Response curve of pulse force

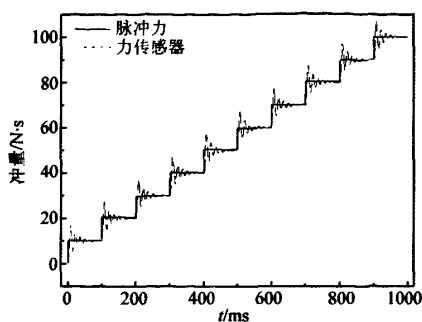


图12 脉冲力响应积分冲量曲线

Fig. 12 Impulse curve obtained by integrating the response curve of pulse force

## 2.4 平均推力和比冲

由上述分析可知,通过对时间长度1s内的力传感器测量曲线进行时间积分,可以得到PDRE实验模型在这1s时间内所产生的实际冲量 $I$ 和平均推力 $F_{avg}$ 。以混合物为基础的比冲 $I_{sp}$ 可按下式计算

$$I_{sp} = \frac{I}{\rho_0 V g} = \frac{I}{m_0 g} = \frac{F_{avg}}{(m_{O_2} + m_{fuel})g} \quad (1)$$

式中 $\rho_0$ 表示初始填充混合物的密度, $g$ 为当地重力加速度,这里 $g=9.81\text{m/s}^2$ 。相应的燃料比冲可按下式计算

$$I_{spf} = I_{sp}/w_f \quad (2)$$

$w_f$ 为燃料的质量分数。

表1列出了不同频率工作时对应的发动机填充系数、平均推力、混合物比冲以及燃料比冲。从表1可以看出,在同一实验模型上,随着工作频率的增加,实验测得的平均推力、混合物比冲以及燃料比冲逐渐增大。

表1 不同频率下填充系数及性能参数

Table 1 Fill Fraction and performance parameters of PDRE with different operation frequency

频率 Hz	5	10	15
填充系数	2.12	1.06	0.71
平均推力/N	24.57	33.42	54.00
混合物比冲/s	123.3	167.7	271.0
燃料比冲/s	560.5	762.2	1231.1

根据 Wintenberger<sup>[12]</sup>给出的PDRE性能分析模型,当发动机的尺寸一定时,随着频率的增加,平均推力线性增大,而混合物比冲和燃料比冲并不随着工作频率的增加而变化。在本实验条件下,采用 Wintenberger性能分析模型计算出的PDRE的比冲和燃料比冲分别为165s和736s。但是,值得注意的是该分析模型计算是针对发动机刚好完全填充的情况,没有考虑部分填充的影响,因此该理论值没能真实充分体现出脉冲爆震火箭发动机的性能优势。在爆震管完

全填充的条件下,爆震燃烧释放出的能量并未充分利用来产生推力,未经膨胀做功的高温高压燃气被直接排出发动机外。

当频率为 10Hz 时,填充系数为 1.06,混合物比冲为 167.7s,略高于 Wintenberger 模型计算值(165s)。当频率为 5Hz 时,填充系数为 2.12,混合物比冲明显低于模型计算值,这是由于发动机明显过填充,过填充部分的燃料氧化剂混合物被排到发动机外,对发动机推力的产生没有贡献。当频率为 15Hz 时,填充系数为 0.71,混合物比冲明显高于模型计算值,这是由于发动机部分填充,爆震室未填充部分起到了等截面直喷管的作用,有利于将爆震后的高温高压燃气的内能进一步转化为排气动能,从而大大地提高了发动机的性能。

### 3 结 论

(1) 随着工作频率的升高,爆震压力有所下降,尾焰温度脉动增大,尾焰脉冲平均温度升高。当爆震管处于部分填充状态时,在未填充可燃混合物处的爆震管尾部压力明显减低;

(2) 压电式力传感器输出的响应曲线与 PDRE 实际瞬时推力信号存在明显差异,但在整个时间过程两者的积分冲量数值是相同的,因此可以通过将一定时间内(整周期)测得的力传感器动态响应曲线对时间积分,来计算这段时间内输入周期性脉冲力所产生的冲量;

(3) 填充系数的变化对于 PDRE 比冲值有着显著影响。采用爆震室部分填充的策略,可以显著地提高发动机比冲。对同一实验模型,当油气的平均流量一定,可以通过改变频率来改变填充系数,频率越高,填充系数越小,混合物比冲以及燃料比冲都呈现出明显增大的趋势;

(4) 实验测得煤油/氧气 PDRE 的尾焰温度在 2000K 以上,可以考虑在爆震室出口加装喷管,进一步提高爆震后的高温高压燃气的内能向排气动能的转化率,PDRE 的比冲仍有进一步提高的潜力。

#### 参考文献:

[1] BUSSING T, PAPPAS G. An introduction to pulse

detonation engines[C]. AIAA 1994-0263, 1994.

- [2] KUO K K. Principles of combustion[M]. New York, John Wiley and Sons, 1986; 231-284.
- [3] KAILASANATH K. Research on pulse detonation combustion systems; A Status Report[C]. AIAA 2009-631, 2009.
- [4] 范玮,严传俊,邓君香,等. 模型两相脉冲爆震发动机推力的测试与研究[J]. 航空动力学报,2001, 16(2):185-188.
- [5] 张群,严传俊,范玮,等. 部分填充对脉冲爆震发动机冲量的影响[J]. 推进技术,2006, 27(3):280-284.
- [6] KASAHARA J, HASEGAWA A, NEMOTO T, et al. Performance validation of a single-tube pulse detonation rocket system[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1): 173-180.
- [7] 熊姝,严传俊,王治武,等. 脉冲爆震发动机尾焰温度测量与数值模拟[J]. 工程热物理学报,2008, 29(2):335-338.
- [8] GORDON S, MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, I. Analysis[R]. NASA Reference Publication 1311, 1994.
- [9] MCBRIDE B J, GORDON S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, II. User manual and program description [R]. NASA Reference Publication 1311, 1996.
- [10] FAN Wei, LI Jian-ling, LI Qiang, et al. Numerical investigation on multi-cycle operation of pulse detonation rocket engine[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2008, 25(3): 189-195.
- [11] 张平. MATLAB 基础与应用简明教程[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2001.
- [12] WINTENBERGER E, AUSTIN J M, COOPER M, et al. Analytical model for the impulse of a single-cycle pulse detonation tube[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1):22-38.

#### 作者简介:



李建玲(1983-),女,四川仪陇人,博士生。研究方向:燃烧学、推进技术及脉冲爆震发动机应用基础研究。通信地址:陕西省西安市友谊西路 127 号西北工业大学动力与能源学院(710072),联系电话:029-88492748,13571980649, E-mail: lijianling @ mail.nwpu.edu.cn