

文章编号: 1000-8055(2008)11-2119-05

电磁阀式两相脉冲爆震火箭发动机试验

王育虔, 范 玮, 严传俊, 李 强, 李建玲
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了提高脉冲爆震火箭发动机的工作频率, 设计了一台内径 30 mm, 长度 1 000 mm 的电磁阀式脉冲爆震火箭发动机模型。脉冲爆震火箭发动机模型采用航空煤油为燃料, 压缩氧气为氧化剂, 压缩氮气为隔离气体, 通过选用高速大流量电磁阀, 加热燃料, 安装 Shchelkin 螺旋等方法, 使得该模型能够在 20~30 Hz 频率下多循环稳定工作。工作频率为 30 Hz 时, 爆震波峰值压力达到 2.2 MPa。脉冲爆震火箭发动机的时均推力随着工作频率的提高接近线性增大。

关 键 词: 脉冲爆震火箭发动机; 工作频率; 电磁阀

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Investigation on two-phase pulse detonation rocket engine with solenoid valve

WANG Yu-qian, FAN Wei, YAN Chuan-jun, LI Qiang, LI Jian-ling
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to increase the operation frequency of a pulse detonation rocket engine (PDRE), a PDRE model with solenoid valve was designed whose diameter and length was 30 mm and 1000 mm respectively. The model was operated with kerosene as fuel, compressed oxygen as oxidizer and nitrogen as purge gas. The PDRE model could steadily operate at the frequency of 20~30 Hz after taking such measures as selecting high-speed large flow solenoids, heating the fuel and assembling Shchelkin spiral. While the operation frequency is 30 Hz, the peak valuable of detonation wave pressure is 2.2 MPa. The time-averaged thrust of PDRE increases almost linearly with the operation frequency.

Key words: pulse detonation rocket engine; operation frequency; solenoid valve

脉冲爆震发动机是一种利用间歇式或脉冲式爆震波产生的高温、高压燃气来获得推力的新概念发动机。若发动机自带氧化剂, 以火箭模式工作, 则称为脉冲爆震火箭发动机 (Pulse detonation rocket engine), 简称 PDRE^[1]。与常规液体火箭发动机相比, 脉冲爆震火箭发动机具有更高的性能, 系统结构更简单。作为一种化学推进系

统, 脉冲爆震火箭发动机的应用与基础研究受到广泛关注, 成为世界各国研究的热点^[1-4]。

早期国内外对脉冲爆震发动机的研究大多为燃料与氧化剂均是气体的单相爆震, 自 20 世纪 90 年代末期, 基于提高单位容积能量密度的需要, 在两相爆震燃烧机理研究的基础上, 研究人员开始两相脉冲爆震发动机的研究^[5-8], 目前两相脉

收稿日期: 2007-11-06; 修订日期: 2008-05-21

基金项目: 国家自然科学基金(50106012, 50336030); 教育部新世纪优秀人才计划(NCET-04-0960)

作者简介: 王育虔(1980-), 男, 湖南隆回人, 博士生, 主要从事脉冲爆震发动机应用基础研究。

冲爆震发动机的最高工作频率为 66 Hz^[8]. 国内外进行 PDRE 研究时, 主要采用数值模拟^[4]和燃料与氧化剂均是气体的单相爆震^[1-3], 公开发表的有关气液两相的 PDRE 多循环实验研究的文献较少^[9-11]. 考虑到燃料的实用性及火箭的应用背景, 本文采用航空煤油和氧气作为推进剂, 但由于氧气的化学活泼性, 氧气/煤油混合物在多次爆震时极易产生连续燃烧, 故实验装置在设计时不仅采用电磁阀控制油气间歇式供应, 而且在每次爆震之间通入氮气, 将下一循环的新鲜燃料/氧化剂混合物与高温燃烧产物隔离, 氮气也是采用电磁阀控制供应. 这样能有效地防止连续燃烧, 达到按所需工作频率可靠控制 PDRE 工作的目的.

提高脉冲爆震发动机的工作频率是研究人员努力的方向之一, 脉冲爆震发动机的工作频率越高, 它产生的推力就越大, 推重比也就越高; 当工作频率达到一定程度时, 脉冲爆震发动机的脉冲推力将接近准稳态. 提高脉冲爆震发动机的工作频率, 主要从以下几个方面去考虑: 提高燃料和氧化剂的填充速度, 减小点火延迟时间, 减小爆燃向爆震转变 (Deflagration to detonation transition, 简称 DDT) 过程的距离等等.

使用空气作为氧化剂时, 燃料和氧化剂都可以采用无阀自适应供给, 而 PDRE 选择氧气作为氧化剂时, 燃料、氧气和隔离氮气都需要采用电磁阀控制供应, 电磁阀的流量直接关系到填充速度. 电磁阀的间歇式开启和火花塞按设定频率点火, 控制着 PDRE 的工作频率, 高频率大流量电磁阀是提高 PDRE 的工作频率的关键因素.

本文从提高燃料和氧化剂的填充速度和减小 DDT 距离入手, 目的是提高 PDRE 的工作频率. 在掌握两相爆震起爆、稳定可控工作、爆燃向爆震转变机理、PDRE 可爆范围等技术的基础上^[8], 设计了一台内径 30 mm, 长度 1000 mm 的 PDRE 模型, 在该模型上进行了大量旨在提高工作频率的实验研究. 该 PDRE 模型工作频率达到 30 Hz, 而目前很少有工作频率大于 20 Hz 电磁阀式两相 PDRE 的公开报道.

1 提高 PDRE 工作频率的措施

单管 PDRE 通常由混合室、爆震室、推力壁、点火器、推进剂供给和喷射系统及控制系统等组成, 其工作过程包括燃料/氧化剂填充、爆震触发和形成、爆震波的传播以及已燃气的清除几个过程. 爆震波传播速度极快 (2 000 m/s 左右), 提高

PDRE 的工作频率主要从三个方面进行考虑:

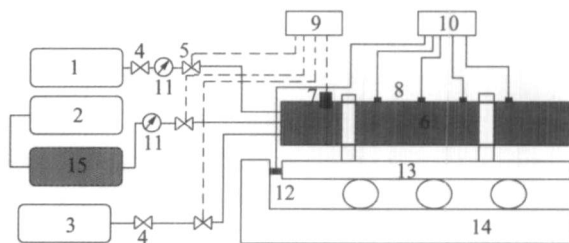
1) 提高航空煤油的填充速度. 航空煤油通过挤压式供应, 燃油电磁阀出口与离心喷嘴相连, 在供给压力、电磁阀占空比一定情况下, 同一离心喷嘴的流量是固定的. 提高航空煤油的填充速度, 通过选用高速大流量电磁阀和大通径离心喷嘴实现, 尽管如此, 航空煤油的供给还是受到了电磁阀的限制, 下一阶段的目标是通过正在研制的旋转阀来进一步提高煤油等的供给速度. 通过对燃油进行加热, 可以提高燃油的雾化质量, 加速燃油的蒸发, 从而使燃油与氧气更好地进行混合.

2) 提高氧气和氮气的填充速度. 氧气和氮气用高压气瓶供给, 高压氧气和氮气通过减压阀减压后, 在电磁阀控制下, 由进气孔进入爆震管头部. 采用了 3 种提高氧气和氮气的填充速度的方法: ①选用高速大流量电磁阀; ②提高氧气和氮气减压阀出口压力; ③加大爆震管头部的进气孔.

3) 缩短 DDT 过程的距离. PDRE 的混合室原来由混合段和点火段两个部分组成, 由于对燃油进行了加热, 改善了燃油的蒸发、掺混, 去掉混合段同样可以触发爆震. 爆震室由多节爆震管组成, 第一节爆震管中安装有 Shchelkin 螺旋, 螺旋的阻塞比根据 Lee J H 等人的实验最佳阻塞比 0.43 设计^[12], 作为 DDT 的增强装置, 可以缩短 DDT 距离.

2 PDRE 实验模型

PDRE 实验模型如图 1 所示, 爆震管内径为 30 mm, 总长 1000 mm, 爆震管安装在一个推力台架上, 推力台架由动架和静架组成, 动架通过滚动



1 氧气容器; 2 煤油容器; 3 隔离气体容器; 4 减压阀;
5 电磁阀; 6 爆震管; 7 火花塞; 8 压力传感器;
9 点火频率及阀门控制系统; 10 数据采集系统;
11 流量计; 12 推力传感器; 13 推力台架动架;
14 推力台架静架; 15 燃油加热器

图 1 脉冲爆震火箭发动机实验模型简图

Fig. 1 Schematic of experimental setup

直线导轨副与静架相连,动架前端与静架之间安装有 Kistler 9331B 推力传感器,用来测量实验模型的推力.燃油喷注用离心喷嘴喷雾角为 60° ,连续喷油时雾化质量较好.采用点火能量为 50 mJ 的汽车点火系统触发爆震,电磁阀开启的时序与点火的相位匹配由 9 发出的信号控制,占空比与点火频率预先设定.

沿爆震管轴向安装了 4 个压电晶体式传感器,分别距离推力壁 450, 510, 570, 630 mm (分别用 p_1 , p_2 , p_3 和 p_4 来标识).压力传感器除了用于测量爆震压力波形外,还可以帮助分析爆震波速,从而判断是否产生了充分发展的爆震波.由于爆震后的温度非常高,长时间在高温环境下工作会缩短传感器的使用寿命,同时高温也极易导致传感器产生“温度漂移”,影响测量精度,故安装座特别设计了水冷循环装置.设计的 PDRE 实验模型如图 2 所示.

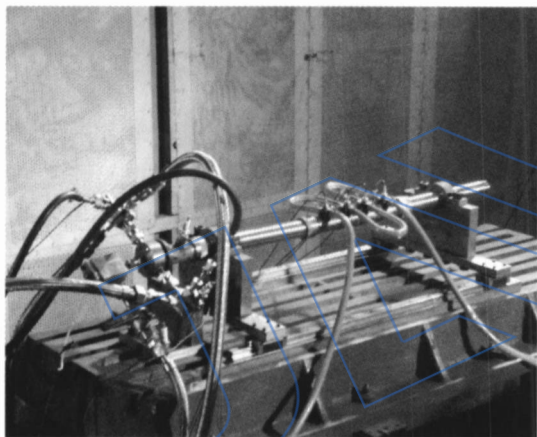


图 2 装配好的脉冲爆震火箭发动机实验模型

Fig. 2 Installed experimental setup

3 实验结果与分析

设定 PDRE 的工作频率分别为 20, 25, 30 Hz. 本实验中煤油温度加热到 100°C , 氧气减压阀出口压力根据需要在 0.8~1.2 MPa 间变化, 受到煤油电磁阀流量限制, 本实验中煤油和氧气当量比约为 0.6.

3.1 爆震压力结果与分析

20, 25, 30 Hz 时, 通过 p_1 , p_2 , p_3 和 p_4 压力传感器测得的爆震压力波形如图 3, 图 4 和图 5 所示.

由压力/时间曲线可知, 脉冲爆震火箭发动机模型能够在 20, 25, 30 Hz 频率下多循环稳定工

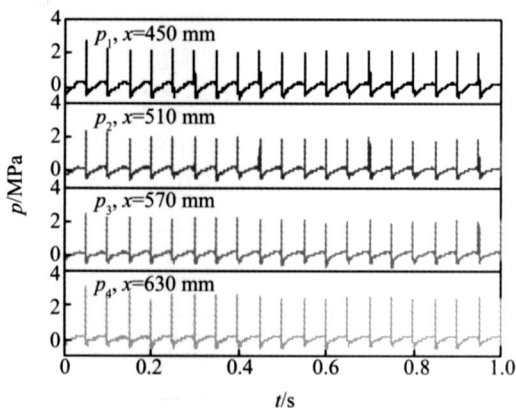


图 3 20 Hz 时 $p_1 \sim p_4$ 的压力分布图

Fig. 3 Pressure history of $p_1 \sim p_4$ at 20 Hz

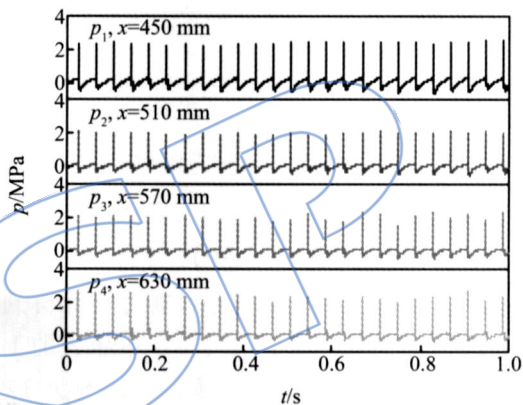


图 4 25 Hz 时 $p_1 \sim p_4$ 的压力分布图

Fig. 4 Pressure history of $p_1 \sim p_4$ at 25 Hz

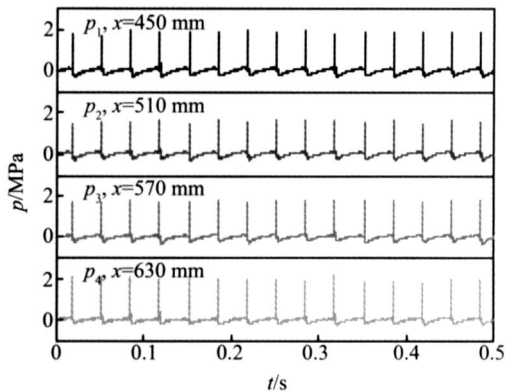


图 5 30 Hz 时 $p_1 \sim p_4$ 的压力分布图

Fig. 5 Pressure history of $p_1 \sim p_4$ at 30 Hz

作. 图 3 中 p_1 , p_2 , p_3 的峰值压力平均值为 2.1 MPa, p_4 峰值压力平均值达到 2.6 MPa, 上升了 0.5 MPa. 图 4 中 p_1 , p_2 , p_3 的峰值压力平均值在 2.2 MPa, p_4 峰值压力平均值, 达到 2.7 MPa, 上升了 0.5 MPa. 图 5 中 p_1 , p_2 , p_3 的峰值压力平均值在 1.8 MPa, p_4 峰值压力达到 2.2 MPa, 上升了 0.4 MPa. 根据压力数据, 还可以测量出爆震波

速. 爆震波速 $V = \Delta x / \Delta t$, 其中 Δx 为某两个压力传感器安装座的轴向距离 (本实验为 60 mm), Δt 为同一爆震波在两个压力传感器安装座位置达到压力峰值的时间差. 30 Hz 单个压力波形放大如图 6, 从图中可以得到 Δt 和爆震波上升时间.

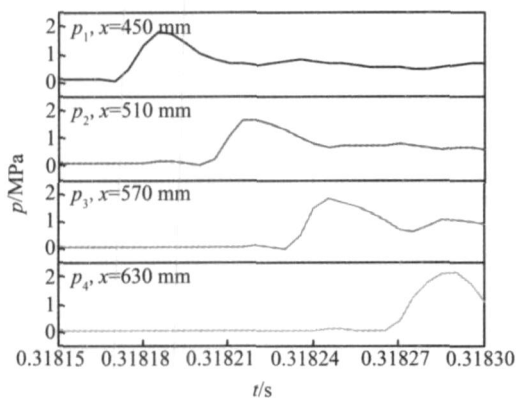


图 6 30 Hz 时 $p_1 \sim p_4$ 的单个压力波形放大曲线

Fig. 6 Amplified pressure history of $p_1 \sim p_4$ at 30 Hz

20 Hz 时 Δt 为 $30 \mu s$, 通过计算得到爆震波速为 2000 m/s , 单个压力波形中压力的上升时间为 $15 \sim 20 \mu s$. 25 Hz 时 Δt 为 $32 \mu s$, 通过计算得到爆震波速为 1875 m/s , 单个压力波形中压力的上升时间为 $15 \sim 25 \mu s$. 30 Hz 时爆震波速约为 1875 m/s , 单个压力波形中压力的上升时间为 $25 \mu s$ 左右. 煤油和氧气当量比为 0.6 时, 通过 CEA (Chemical equilibrium and applications) 计算得到爆震波压力为 3.1 MPa , 爆震波速为 2120.5 m/s . 20 Hz 和 25 Hz 时爆震波峰值压力与计算值比较接近, 30 Hz 时爆震波峰值压力与计算值有一定差别, 这是由于电磁阀频繁开关时, 离心喷嘴喷出的燃油雾化质量变差, 燃油与氧气混合不均匀, 导致爆震不是很充分. 考虑到燃油的雾化以及与氧气的混合不可能像气相可爆混合物那么好, 综合其爆震波速, 可以认为在 20, 25, 30 Hz 时均形成了爆震波. 从各个频率时 p_4 峰值压力平均值相对于 p_3 峰值压力平均值的跃升, 可以判断 DDT 转变发生在距推力壁 570~630 mm 之间.

3.2 PDRE 推力结果与分析

工作频率为 20, 25, 30 Hz 时, 通过推力传感器测得 PDRE 的推力波形, 可以计算出各个频率下的时均推力: 20 Hz 时的时均推力 32.5 N , 25 Hz 时的时均推力 40.3 N , 30 Hz 时的时均推力 48.6 N , 不难发现 PDRE 的时均推力随着工作频率的提高接近线性增大.

工作频率为 30 Hz 时, PDRE 的推力波形如

图 7 所示.

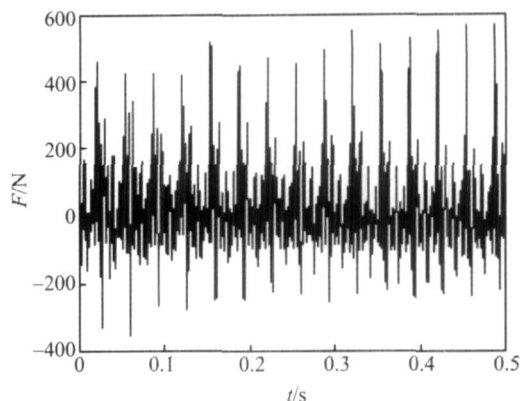


图 7 30 Hz 推力-时间曲线

Fig. 7 Thrust history at 30 Hz

4 结 论

1) 本实验设计了内径 30 mm, 长度 1000 mm 的脉冲火箭爆震发动机模型, 通过提高航空煤油、氧气和氮气的填充速度, 缩短爆震触发和形成的距离等方法, 使脉冲爆震火箭发动机的工作频率提高到 30 Hz.

2) 实验表明, 脉冲爆震火箭发动机模型能够在 20, 25, 30 Hz 频率下多循环稳定工作. 工作频率为 30 Hz 时, 脉冲爆震火箭发动机爆震峰值压力平均值为 2.2 MPa , 爆震波速为 1875 m/s .

3) 工作频率为 20, 25, 30 Hz 的推力分析表明, 脉冲火箭爆震发动机的时均推力随着工作频率的提高接近线性增大.

参考文献:

- [1] Bratkovich T E, Aarnio M J, Williams J T, et al. An introduction to pulse detonation rocket engines [R]. AIAA-97-2742.
- [2] Bussing T R A, Paggas G. An introduction to pulse detonation engines [R]. AIAA-94-0263.
- [3] Kasahara J, Hirano M, Matsuo A, et al. Flight experiments regarding ethylene-oxygen single-tube pulse detonation rockets [R]. AIAA-2004-3918.
- [4] Cambier J L. Quasi-one-dimensional modeling of pulse detonation rocket engines [R]. Huntsville, Alabama: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
- [5] Brophy C M, Netzer D W. Effects of ignition characteristics and geometry: on the performance of a JP-10/O₂ fuel pulse detonation engine [R]. AIAA-1999-2635.
- [6] 李建中, 王家骅, 范育新, 等. 煤油/空气气动阀式脉冲爆震发动机试验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 802-806. LI Jianzhong, WANG Jiahua, FAN Yuxin, et al. Experimental investigation on derosene/air pneumatic valve pulse

- detonation engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):802-806. (in chinese)
- [7] 张义宁,王家骅,张靖周. 频率 30~50 Hz 两相脉冲爆震发动机研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6):993-997.
- ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jingzhou. Investigation on two-phase pulse detonation engine at the frequency 30-50 Hz [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6):993-997. (in chinese)
- [8] 李牧,严传俊,王治武,等. 无阀两相脉冲爆震发动机循环过程实验分析[J]. 推进技术, 2007, 28(1):97-102.
- LI Mu, YAN Chuanjun, WANG Zhiwu, et al. Experimental analysis on cycle processes of two-phase valveless pulse detonation engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1):97-102. (in chinese)
- [9] 范玮,严传俊,李强,等. 模型脉冲爆震火箭发动机可爆范围的实验研究[J]. 航空学报, 2006, 27(5):737-741.
- FAN Wei, YAN Chuanjun, LI Qiang, et al. Experimental investigation on detonable range of pulse detonations rocket engine model [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5):737-741. (in chinese)
- [10] 张义宁,王家骅,张靖周,等. 脉冲爆震火箭发动机关键技术和样机研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5):529-534.
- ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jingzhou, et al. Experimental investigation on detonable range of pulse detonations rocket engine model [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5):529-534. (in chinese)
- [11] 李强,张群,范玮,等. 脉冲爆震火箭发动机的原理性试验[J]. 推进技术, 2004, 25(5):450-453.
- LI Qiang, ZHANG Qun, FAN Wei, et al. An experimental study for pulse detonation rocket engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5):450-453. (in chinese)
- [12] Lee J H, Knystautas R, Freiman A. High speed turbulence deflagration and transition to detonation in H₂-air mixtures[J]. Combustion and Flames, 1984, 65(3):227-239.