

文章编号:1000-8055(2011)11-2510-05

中心锥体结构脉冲爆震火箭发动机初步实验

严 宇, 范 玮, 王 可, 穆 杨

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了改善采用液态燃料的脉冲爆震火箭发动机内部燃料的雾化以及燃料混合物的掺混状况, 采用了一种中心锥体结构. 该结构发动机不采用 Shchelkin 螺旋增爆装置, 而采用中心锥体结构、二级供应方式. 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, 在该结构脉冲爆震火箭发动机上获得了充分发展的爆震波并且能够在多循环条件下稳定工作. 实验结果表明, 该结构可以大大缩短 DDT(deflagration to detonation transition)距离, 在实验条件下爆燃向爆震转变距离约为管径的 5 倍. 较之同一管径采用 Shchelkin 螺旋增爆装置的脉冲爆震火箭发动机, 该结构发动机的爆燃向爆震转变距离缩短了 57.5%.

关 键 词: 液态燃料; 脉冲爆震火箭发动机; 中心锥体; 二级供应;

DDT (deflagration to detonation transition) 距离

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Preliminary experimental investigation on pulse detonation rocket engine with central cone configuration

YAN Yu, FAN Wei, WANG Ke, MU Yang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to improve the atomization of liquid fuel and mixing of reactants inside the pulse detonation rocket engine using liquid fuel, a pulse detonation rocket engine with a different configuration was invented. A central cone instead of Shchelkin spiral was used in this engine. Reactants could be injected into the engine both through the engine head and the central cone. With kerosene used as fuel, oxygen as oxidizer and nitrogen as purge gas, fully developed detonation waves were generated in this engine, which could operate steadily on multi-cycle mode. The result also indicates that this engine could greatly shorten the DDT (deflagration to detonation transition) run-up distance, and the DDT run-up distance is approximately five times of the inner diameter of detonation tube. Compared with the approach of installing Shchelkin spiral in the detonation tube as DDT enhancement device, the DDT run-up distance of this engine was shortened by 57.5%.

Key words: liquid fuel; pulse detonation rocket engine; central cone; two-stage filling; DDT (deflagration to detonation transition) run-up distance

收稿日期:2010-11-19; 修订日期:2011-02-22

基金项目:国家自然科学基金项目(50976094); 教育部博士点基金项目(20096102110022)

作者简介:严宇(1985—),男,湖北黄冈人,博士生,研究方向为新概念推进技术、燃烧与流动.

通讯作者:范玮(1966—),女,江西抚州人,教授、博士生导师,博士,研究方向为新概念推进技术、燃烧与流动.

E-mail:weifan419@nwpu.edu.cn

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, 简称 PDE)是一种利用周期性爆震波来产生间歇式推力的非稳态推进装置. 根据是否自带氧化剂, 脉冲爆震发动机可以在吸气式和火箭式两种模式下工作. 其中脉冲爆震发动机工作在火箭模式下需要自带氧化剂, 该发动机被称为脉冲爆震火箭发动机(pulse detonation rocket engine, PDRE)^[1-2]. 爆震循环的热效率高于等压循环和等容循环^[3]. 基于爆震循环的脉冲爆震发动机比基于等容或等压循环的常规稳态发动机有理论性能优势. 除此之外, 脉冲爆震发动机还具有结构简单、质量轻、推质比大、工作范围宽等潜在优势, 目前世界上包括中国在内的许多国家都正在积极开展脉冲爆震发动机的研究计划^[4].

如何快速短距地形成充分发展的爆震波是脉冲爆震发动机技术的关键所在. 实用中往往采用间接起爆的方法来产生爆震波, 并采用增强爆震装置如 Shchelkin 螺旋、孔板^[5-7]等方法. 由于爆燃向爆震转变过程需要一定的时间和距离, 转变距离往往很长, 这就导致脉冲爆震发动机的长度和横截面直径之比(简称长径比)较大.

考虑到发动机容积的限制, 在实际应用中往往采用液态燃料^[8-9]. 由于脉冲爆震发动机的非定常特性, 其在高频条件下工作时每个循环中的填充时间很短, 而且发动机的长径比较大, 液态燃料的喷射距离要远小于发动机的长度. 喷射距离大对应大油珠, 大油珠对快速蒸发是不利的, 这对可燃混合物的完全燃烧是不利的, 导致发动机的耗油率居高不下, 会影响脉冲爆震发动机性能的提高. 另外因为发动机长度增加会带来燃料填充时间和排气时间增加, 单个循环时间增加, 所以发动机工作频率的提高受到限制. 因此, 缩短采用液态燃料的脉冲爆震发动机的长度在实际应用中是很有意义的, 这将直接改善发动机内部可燃混合物的填充状态, 改善发动机的燃烧特性, 降低燃油消耗率, 提高发动机工作频率上限, 发挥出脉冲爆震发动机的理论优势.

本文从采用液态燃料的脉冲爆震火箭发动机的实际应用角度出发, 提出了一种带中心锥体的脉冲爆震火箭发动机结构. 该结构发动机采用低能量点火装置, 不采用已经很成熟的 Shchelkin 螺旋作为爆震增强装置. 作者在该结构脉冲爆震火箭发动机上进行了初步的实验, 以期望在较短的距离内形成稳定可控的爆震波.

1 实验装置

本实验中的脉冲爆震发动机工作在火箭模式下, 即自带氧化剂. 实验系统示意图如图 1 所示. 采用带中心锥体结构脉冲爆震火箭发动机的主体是一等截面的圆爆震管, 其内直径为 30 mm, 总长度为 530 mm, 内部有与其同轴安装的中心锥体, 发动机的结构示意图如图 2 所示. 图 2 中的点火段的长度约为 160 mm, 中心锥体的长度为 70 mm, 中心锥体的最大截面圆的直径为 26 mm, 测试段长度为 300 mm, 测试段上布置有四个压电晶体式压电传感器, 压力测点位置($p_1 \sim p_4$)与火花塞之间的距离分别为 170, 230, 290 和 350 mm. 压力信号的采样频率为 200 kHz. 中心锥体的最大截面圆的直径小于脉冲爆震火箭发动机的内直径, 图 2 中点火段和测试段通过中心锥体与发动机内壁面之间的间隙相导通. 该结构脉冲爆震火箭发动机没有采用 Shchelkin 螺旋增爆装置. 采用二级供应的方法向发动机内部供应燃料和氧化剂, 中心锥体上连接有燃料及氧化剂的供应导管, 燃料和氧化剂可以通过中心锥体向发动机测试段内填充.

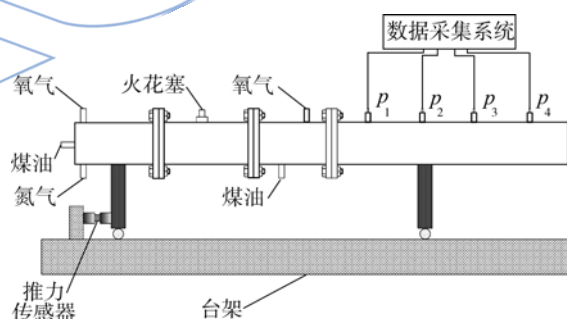


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental system

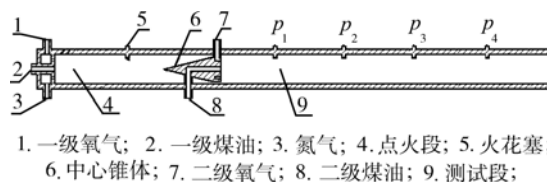


图 2 带中心锥体的结构脉冲爆震火箭发动机的剖面示意图

Fig. 2 Schematic of cutaway view of the pulse detonation engine with central cone

实验中采用液态航空煤油为燃料、压缩氧气为氧化剂、压缩氮气为隔离气体. 每个燃料、氧化剂及隔离气体入口前均连接有快速响应的电磁

阀,可用来精确地控制煤油、氧气、氮气的间歇式供给.各电磁阀及点火装置的控制信号时序如图3所示.采用普通的汽车火花塞来点火,点火能量约为每次50 mJ.多循环实验中,保持脉冲爆震火箭发动机的工作频率为5 Hz不变.煤油氧气混合物当量比约为1.0,实验条件下环境压力为101 325 Pa,环境温度为20 ℃.该条件下,由CEA(chemical equilibrium and applications)计算出的C-J(Chapman-Jouguet)爆震波压力和速度分别为4.18 MPa和2356.6 m/s.

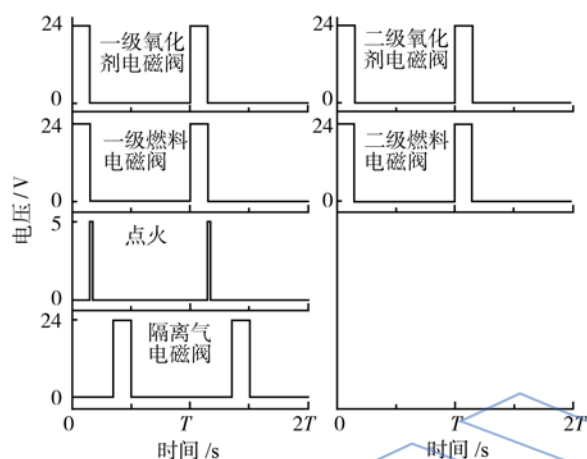


图3 各电磁阀及点火控制信号的时序图

Fig.3 Operating sequences of control signals of solenoid valves and ignition device

该带中心锥体结构脉冲火箭爆震发动机的工作过程如下:循环开始时,头部的一级氧化剂电磁阀、一级燃料电磁阀和中心锥体导管上的二级氧化剂电磁阀、二级燃料电磁阀打开,燃料和氧化剂向发动机的点火段和测试段内部开始填充;填充阶段结束后,所有燃料、氧化剂电磁阀关闭,点火段内的火花塞开始点火,点燃点火段内部的可燃混合物;点火段内形成的燃烧产物经中心锥体与发动机内壁面之间的间隙传播至爆震发动机的测试段去点燃测试段内的可燃混合物,最终在测试段内形成爆震波,爆震波向发动机出口传播并进行排气,从而产生推力;排气阶段结束后,头部的隔离气体电磁阀打开,开始向发动机内填充氮气,以吹除残留的燃烧产物以防止下一个循环伊始填充可燃混合物时发生过早点火;至此发动机一个工作循环结束.以上工作过程不断循环,发动机即可在一定频率条件下稳定工作.

2 实验结果与分析

实验中该结构脉冲爆震火箭发动机能够稳定

地工作,其在5 Hz条件下工作的压力波形如图4所示.图5所示的是图4中的第二个压力波形的放大图,由图5中可以看出各个压力测点处的压力上升到峰值压力的时间很短.4个测点处的压力上升到峰值压力的时间都小于20 μ s.各测点处的压力峰值平均值如图6所示.由图6可以看出,在 p_1 和 p_2 处,压力峰值平均值都达到3.9 MPa左右,这很接近由CEA程序计算得出的C-J压力峰值(4.18 MPa).

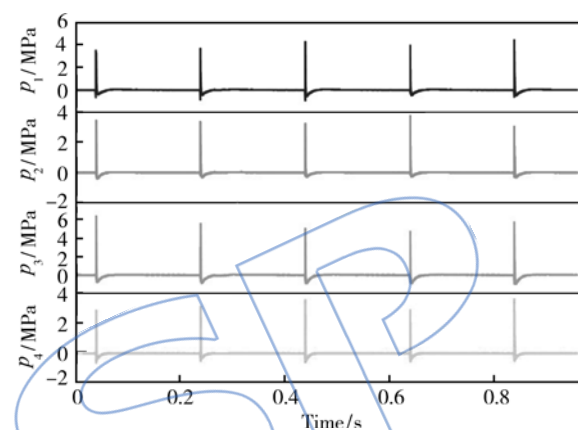


图4 带中心锥体结构脉冲爆震火箭发动机工作在5 Hz条件下的压力波形

Fig.4 Pressure profile of pulse detonation engine with central cone operating at frequency of 5 Hz

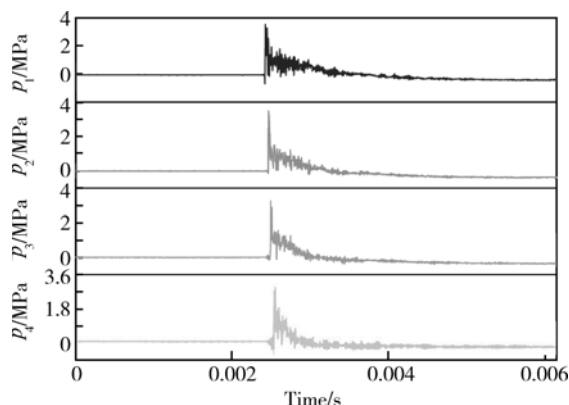


图5 单个压力波形的放大图

Fig.5 Enlarged pressure profile of single pressure wave

由于CEA程序计算的是气相爆震而且没有考虑各种损失,所以实际的两相爆震中测量到的C-J压力峰值要小于由CEA程序计算得到的理论值.根据以往的实验经验^[10],实际中测得的两相爆震的C-J峰值压力为3.6 MPa左右.图6中

显示 p_1 , p_2 处的压力峰值要高于 3.6 MPa (3.86 MPa), 由此可以判定在 p_1 和 p_2 处形成的是过驱动爆震. p_3 和 p_4 处的压力峰值平均值略有下降, 即过驱动爆震波向后传播, 逐渐形成稳定自持的爆震波.

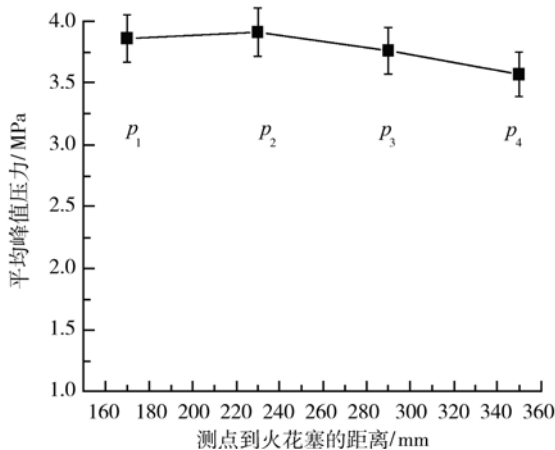


图 6 各测点处的压力峰值平均值

Fig. 6 Averaged peak pressures at test points

由爆震波峰值压力到达各个压力测点的时间可以计算出相邻压力测点间的爆震波传播的平均波速. $v = \Delta x / \Delta t$, Δx 为某两个相邻压力测点间的距离, Δt 为同一个爆震波峰经过时两个压力测点压力达到峰值的时间差. 根据该方法计算得到的测点间的爆震波速平均值如图 7 所示.

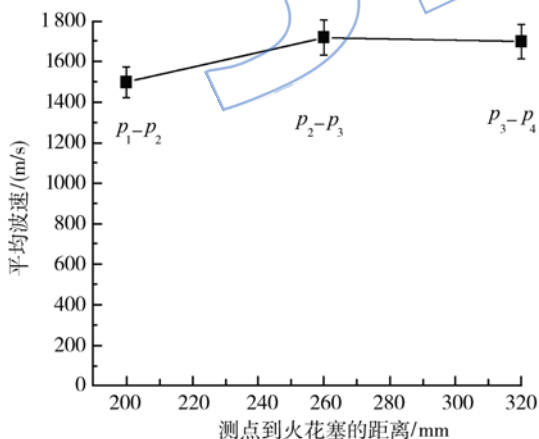


图 7 爆震波速平均值

Fig. 7 Averaged velocities of detonation wave between adjacent pressure transducers

由图 7 可以看出, 爆震波速平均值都在 1700 m/s 左右, 要小于由 CEA 程序计算得到的爆震波速值 (2356.6 m/s). 考虑到两相爆震及各种损失, 该计算得到爆震波速值在合理的范围内, 也就进

一步佐证了该结构脉冲爆震火箭发动机内形成了充分发展的爆震波.

由以上的讨论可以看出, 该结构脉冲爆震火箭发动机是切实可行的, 可以在其内部形成充分发展的爆震波, 且该发动机可以稳定工作在多循环条件下. 而且在第一个压力测点 p_1 处即已经形成了爆震波, p_1 距离火花塞的距离为 170 mm. 该发动机的点火起爆时间如图 8 所示. 点火起爆时间定义为点火信号发出到爆震波形成之间的时间间隔. 点火起爆时间主要包括点火延迟时间和 DDT (deflagration to detonation transition) 时间. 图 8 中所示的点火起爆时间为 22.3 ms, 这与采用 Shchelkin 螺旋增爆装置来形成爆震波的点火起爆时间比较接近^[10].

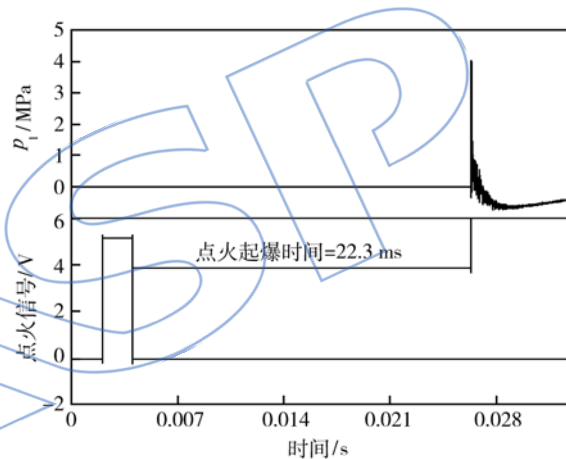


图 8 发动机的点火起爆时间

Fig. 8 Time from ignition to detonation formation

在燃料和氧化剂及发动机内径相同的情况下, 采用 Shchelkin 螺旋增爆装置的脉冲爆震火箭发动机需要在距离点火位置约 400 mm 以上的地方才能形成爆震波^[11-12]. 而该结构脉冲爆震火箭发动机的 DDT 距离约为 170 mm, DDT 距离缩短至原来的 42.5%. 根据实验观察, 测试段内爆震波的形成类似于直接起爆, 即点火段传播过来的高温高压燃烧产物点燃测试段内的可燃混合物直接形成爆震波. 第一个压力测点 p_1 距离中心锥体出口尚有一段距离, 所以该结构中真实的 DDT 距离应该要小于 170 mm. 而且点火段的长度和体积是否可以缩小也是有待于进一步研究的, 若点火段长度可以进一步缩小, 则该结构的 DDT 距离将能够得到进一步缩小.

该结构脉冲爆震火箭发动机中的点火段相当于能量放大器, 小能量点火装置 (低能量火花塞) 点燃其中的可燃混合物, 生成的高温高压燃烧产

物去点燃测试段(相当于主爆震室)中的可燃混合物. 点火段的作用相当于将火花塞的能量给放大了, 然后再去点燃主爆震室内的可燃混合物. 则主爆震室中的爆震形成过程近似于高能量点火直接起爆. 实验证明该结构是切实可行的.

同样值得注意的是该结构在缩短了DDT距离的同时没能减小起爆时间. 可能是该结构中的中心锥体的阻塞比较大, 限制了点火段内产物的流通性, 因而不能减小起爆时间. 可见此种结构在起爆时间上不具备优势.

中心锥体对发动机的推力必然会产生负面影响, 所以设计该新结构时点火段的长度及中心锥体的大小都不能太大, 应该尽可能地小. 当点火段及中心锥体的长度占发动机长度比例较小时, 向点火段内填充的可燃混合物只占整个填充阶段的小部分, 则其对推力的负面影响也就会较小了.

该结构脉冲爆震火箭发动机中的DDT距离得到较大的缩短, 因此发动机的长度也可以相应得到较小. 从而减轻液态燃料的填充、雾化及掺混的困难程度.

后续的研究可以进一步优化该种结构, 考虑减小点火段的长度和体积, 因为该部分结构只起着点火的作用, 对发动机推力的贡献很小.

3 结 论

1) 实验中采用带中心锥体结构脉冲爆震火箭发动机, 在其内部形成了充分发展的爆震波. 该结构发动机能够稳定工作在多循环条件下.

2) 该结构发动机没有采用Shchelkin螺旋作为增爆装置, 采用低能量点火装置, 却在更短的距离内形成了爆震波, DDT距离得到了较大的缩短, 约减小至原来的42.5%.

3) 采用带中心锥体结构, 可以大大缩短脉冲爆震火箭发动机的长度.

参考文献:

- [1] Bussing T, Pappas G. An introduction to pulse detonation engines[R]. AIAA-1994-0263, 1994.
- [2] Kailasanath K. Recent developments in the research on pulse detonation engines[J]. AIAA Journal, 2003, 41(2):

145-159.

- [3] Heiser W H, Pratt D T. Thermodynamics cycle analysis of pulse detonation engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(1): 68-76.
- [4] 严传俊, 范玮. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [5] LI Qiang, FAN Wei, YAN Chuanjun, et al. Experimental investigation of performance of pulse detonation rocket engine model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(1): 9-14.
- [6] FAN Wei, YAN Chuanjun, HUANG Xiqiao, et al. Experimental investigation on two-phase pulse detonation engine[J]. Combustion and Flame, 2003, 133(4): 441-450.
- [7] Lee S Y, Watts J, Saretto S, et al. Deflagration to detonation transition process by turbulence-generating obstacles in pulse detonation engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(6): 1026-1036.
- [8] 胡承启, 范玮, 严传俊, 等. 当量比对脉冲爆震火箭发动机性能影响的实验研究[J]. 机械科学与技术, 2007, 26(6): 751-753.
HU Chenqi, FAN Wei, YAN Chuanjun, et al. Experimental study of the effect of equivalence ratio on performance of pulse detonation rocket engine[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2007, 26(6): 751-753. (in Chinese)
- [9] 李强, 范玮, 严传俊, 等. 脉冲爆震火箭发动机模型实验研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(5): 549-552.
LI Qiang, FAN Wei, YAN Chuanjun, et al. Investigation practicability of using liquid fuel kerosene in pulse detonation rocket engine model[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 549-552. (in Chinese)
- [10] 王治武, 严传俊, 范玮, 等. 脉冲爆震发动机的点火-起爆性能[J]. 燃烧科学与技术, 2009, 15(5): 412-416.
WANG Zhiwu, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Ignition-detonation performance of pulse detonation engines[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2009, 15(5): 412-416. (in Chinese)
- [11] 严宇, 范玮, 严传俊, 等. 变截面脉冲爆震火箭发动机实验研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(4): 7-10.
YAN Yu, FAN Wei, YAN Chuanjun, et al. Experimental investigation of the pulse detonation rocket engines with variable cross-section[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 23(4): 7-10. (in Chinese)
- [12] Sorin R, Zitoun R, Desbordes D. Optimization of length and time of transition[J]. Shock Waves, 2006, 15(2): 137-145.