

# 液态燃料喷注压力对旋转爆轰波影响的实验研究<sup>\*</sup>

郑 权, 魏万里, 翁春生, 武郁文, 孟豪龙

(南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 江苏 南京 210094)

**摘 要:** 为了深入研究液态燃料旋转爆轰波传播特性, 以汽油为燃料, 富氧空气为氧化剂, 开展了液态燃料喷注压力对旋转爆轰波传播特性影响的实验研究。使用马尔文粒度仪对不同喷注压力下的雾化流场进行测量, 结果表明: 在喷嘴出口各平面上的液滴粒径均满足正态分布; 且随着喷注压力的增大, 液滴雾化细度不断改善, 在距离喷嘴出口 60mm 处二次雾化基本完成。在汽油质量流率为 96g/s, 当量比为 1.3 工况下, 旋转爆轰波以单波模态传播, 传播频率为 2494Hz, 平均传播速度为 1198m/s。液态燃料的喷注压力对旋转爆轰波的传播特性具有较大的影响, 当喷注压力为 0.6MPa 时, 由于液滴的雾化粒径较大, 无法形成旋转爆轰波。随着喷注压力的增大, 液滴雾化细度得到改善, 旋转爆轰波可以成功起爆并稳定自持传播, 传播速度和平均压力均逐渐增大, 传播稳定性也得到改善。

**关键词:** 旋转爆轰波; 液态燃料; 雾化; 喷注压力; 传播特性

**中图分类号:** V231.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 12-2790-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 200178

## Experimental Study for Effects of Liquid-Fuel Injection Pressure on Rotating Detonation Wave

ZHENG Quan, WEI Wan-li, WENG Chun-sheng, WU Yu-wen, MENG Hao-long

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** In order to study the propagation characteristics of liquid-fuel rotating detonation wave, series of experimental studies were carried out on the rotating detonation engine with gasoline as fuel and oxygen-rich air as oxidant. The atomization fields under different injection pressure were measured by Malvern particle size analyzer. The results show that the droplet diameter at each plane from the nozzle outlet meets the normal distribution. With the increase of injection pressure, the droplet atomization characteristics improves apparently, and the secondary atomization is basically completed at 60mm plane away from the nozzle. When the mass flow rate of gasoline is 96g/s and the equivalence ratio is 1.3, the rotating detonation wave propagates in a single-wave mode, whose propagation frequency is 2494Hz and the average propagation speed is 1198m/s. The liquid fuel injection pressure has a great influence on the propagation of the rotating detonation wave. When the injection pressure is 0.6MPa, the rotating detonation wave can not be formed due to the large droplet diameter. With the increase of injection pressure, the atomization fineness of droplets is improved. The rotating detonation wave can be successfully initiated and propagated in a stable and self-sustaining way. The propagation speed and average pressure increase gradually and the propagation stability is also improved.

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-03-31; 修订日期: 2020-05-09。

基金项目: 国家自然科学基金 (11802137; 11702143); 中央高校基本科研业务费专项资金资助 (30919011259)。

作者简介: 郑 权, 博士, 讲师, 研究领域为爆轰推进技术。E-mail: q.zheng@njust.edu.cn

通讯作者: 翁春生, 博士, 教授, 研究领域为爆轰推进技术。E-mail: wengcs@126.com

引用格式: 郑 权, 魏万里, 翁春生, 等. 液态燃料喷注压力对旋转爆轰波影响的实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2790-2797. (ZHENG Quan, WEI Wan-li, WENG Chun-sheng, et al. Experimental Study for Effects of Liquid-Fuel Injection Pressure on Rotating Detonation Wave[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12): 2790-2797.)

**Key words:** Rotating detonation wave; Liquid fuel; Atomization; Injection pressure; Propagation characteristics

## 1 引言

旋转爆轰发动机(Rotating detonation engine, RDE)是一种利用爆轰燃烧方式,使爆轰波在环形燃烧室内连续旋转传播,高温高压爆轰产物从尾部高速排出以产生推力的一种新型发动机。爆轰近似于等容燃烧,其化学反应剧烈,火焰传播速度高达上千米每秒,因此将爆轰用于推进有望大幅提高推进系统的性能。RDE具有热效率高、放热速率快、结构简单紧凑<sup>[1-2]</sup>等优点,近年来在国内外备受关注,成为推进领域研究的热点。目前,针对RDE的研究大多集中在点火起爆过程<sup>[3-4]</sup>、爆轰波稳定性<sup>[5-6]</sup>、以及推进性能<sup>[7-9]</sup>等方面。由于液态燃料具有高热值,便于存储,安全性好等优点,为了RDE的工程化应用,相关研究逐渐从气态燃料发展到液态燃料RDE。

与气态燃料RDE相比,液态燃料RDE在工作时存在燃料破碎、剥离、蒸发等过程,气液两相反应物活性较低,导致液态燃料RDE的起爆与稳定自持传播的实现难度远高于气态燃料RDE。Bykovskii等<sup>[10-11]</sup>采用两种不同的点火方式对多种燃料进行了实验,对于甲烷、丙烷、汽油等与空气的混合物均成功获得了旋转爆轰波,使用煤油和空气作为推进剂在直径为503mm的环形燃烧室中也获得了煤油空气两相混合物的连续旋转爆轰。Kindracki<sup>[12-13]</sup>对燃烧室内煤油雾化流场进行测量,使用氢气、空气和煤油三组元推进剂进行实验研究,在当量比为1.1时获得稳定的爆轰波,其传播速度为1500m/s;对不同点火起爆方式的研究发现,采用预爆轰管作为点火方式的成功率远远大于采用火花塞的点火方式。因此,为提高起爆成功率,通常选用具有较高点火能量的预爆轰管作为液态燃料RDE的点火起爆方式。Zhong等<sup>[14]</sup>以煤油为燃料,采用预燃烧裂解法研究了旋转爆轰波的波速和压力等基本特性,同时还研究了旋转爆轰波五种不同的传播模态。王迪等<sup>[15]</sup>对煤油燃料两相旋转爆轰波起爆和稳定传播过程进行实验研究,并基于PDA技术对雾化流场进行测量,得到不同位置处煤油液滴速度和直径的统计分布。郑权等<sup>[16-17]</sup>对汽油为燃料,富氧空气为氧化剂两相旋转爆轰发动机进行实验研究,获得了大工况范围内的爆轰波的传播特性,爆轰波的传播速度为1022.2~

1171.8m/s,同时对气液两相旋转爆轰波传播特性以及双波对撞模态下液态燃料RDE的推力性能进行了分析。

气液两相旋转爆轰波比气相旋转爆轰波更加难以形成,其过程也更加复杂。目前气液两相旋转爆轰存在诸多难点,不仅需要考虑到液态燃料的破碎、精细雾化和快速蒸发过程,还要考虑高能点火起爆、液态燃料与来流氧化剂两相间的掺混、液滴的非均匀燃烧等问题。目前针对液态燃料RDE传播特性的认识还不够深入,液滴粒径分布情况对气液两相旋转爆轰波的点火起爆和自持传播过程产生直接影响。因此,本文首先研究喷注压力对液态燃料雾化特性的影响,然后以汽油为燃料,富氧空气为氧化剂,在不同喷注压力下开展了一系列液态燃料RDE实验研究。采用高频压力传感器和离子探针分别对压力和火焰信号进行监测,根据离子探针火焰信号和高频压力信号,分析气液两相旋转爆轰波的起爆及自持传播过程,研究液态燃料喷注压力对气液两相旋转爆轰波传播特性的影响,为液态燃料RDE的研究及工程化应用提供参考。

## 2 实验系统与测试方法

### 2.1 喷雾粒径测试系统

对于液态燃料RDE,液滴的雾化效果是旋转爆轰波的成功起爆和稳定自持传播的关键之一。为了深入了解液态燃料雾化特性,设计并建立了液滴粒径测试系统,研究了喷注压力对液态燃料雾化特性的影响,液滴粒径测试系统如图1所示。液态燃料存放在储油罐内,采用高压氮气为液态燃料提供驱动力,通过减压阀控制液态燃料的喷注压力,通过电磁阀实现对液态燃料喷注时间的控制。实验采用马尔文粒度仪测量液态燃料雾化流场内不同位置处的液滴粒径分布。马尔文粒度仪采用激光衍射技术,能实时、准确地测量喷雾液滴雾化粒径,具有宽喷雾流的特点,无光学器件污染风险。

### 2.2 液态燃料RDE实验系统

液态燃料RDE试验系统如图2(a)所示,主要包括推进剂供给系统、控制系统、信号采集系统以及液态燃料RDE。液态燃料RDE环形燃烧室外径为153mm,内径为120mm,燃烧室出口直接与外界大气环境相连。富氧空气通过集气腔进入环形燃烧室,

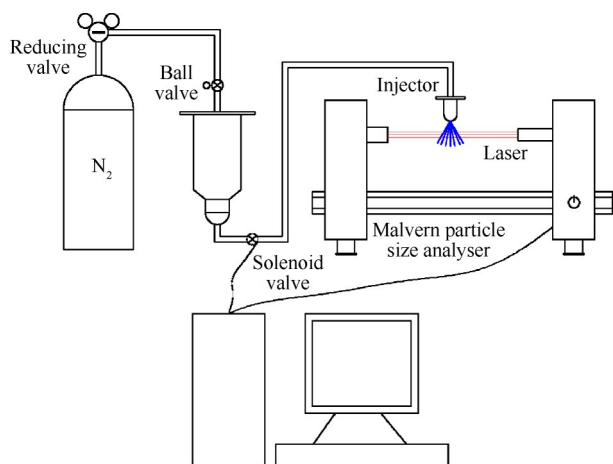
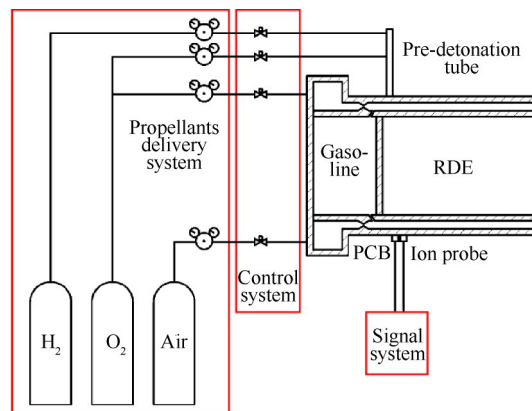


Fig. 1 Droplet particle size test system

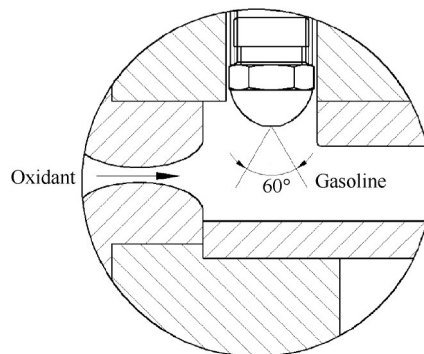
汽油通过精细雾化喷嘴喷注进入燃烧室,燃料和氧化剂在燃烧室内进行非预混爆轰燃烧。图2(b)为液态燃料RDE喷注结构图。氧化剂通过进气环缝沿轴向喷注,16个环形阵列的喷嘴沿径向喷注,径向喷注的燃料颗粒与轴向喷注的氧化剂可以进行较为充分地掺混。由于液态燃料相对气态燃料起爆更加困难,为了提高点火成功率,实验采用切向安装的 $H_2/O_2$ 预爆管进行点火起爆。汽油存储在高压反应釜内,通过主管路经过滤器、流量计、电磁阀后进入精细雾化喷嘴,在燃烧室头部进行喷注雾化。Air、 $O_2$ 和 $H_2$ 由高压气瓶提供,气体通过高压管路途经减压阀、流量计、电磁阀进入燃烧室内。关于实验系统的详细信息见文献[17],在此不再赘述。

本实验在发动机外壁面共安装3个PCB高频压力传感器,PCB高频压力传感器最大误差 $\leq 1\%$ ,3个离子探针分别用来检测不同位置处的压力信号和火焰信号。PCB高频压力传感器采用平齐安装方式,离子探针两极均置于燃烧室内。图3为各测点的位置,各测点相对燃烧室入口的轴向距离及各测点之间的夹角已在图中标明。离子探针串联在测量电路中,正极接电源正极,负极通过螺纹与燃烧室外壁相连,电源为8V直流电源,三个离子探针测量电路采用并联方式。高频压力传感器及离子探针采集到的信号由NI数据采集系统记录,本实验采样频率为500kHz,实验运行时序如图4所示。实验首先触发数据采集系统,然后打开 $H_2$ 、 $O_2$ 、汽油供给管路电磁阀,向预爆轰管内喷注 $H_2$ 和 $O_2$ ,同时向旋转爆轰燃烧室内喷注汽油和富氧空气。一段时间后关闭预爆轰管 $H_2$ 和 $O_2$ 供给管路电磁阀,然后打开预爆轰管的点火开关,点燃预爆轰管内的 $H_2$ 和 $O_2$ 预混气。预爆轰管内形成的爆轰波点燃汽油和富氧空气混合气,液态燃料RDE

进入工作状态,工作时间 $\Delta t$ 后,关闭RDE燃烧室汽油供给管路电磁阀,继续向燃烧室内喷注空气来吹除剩余的燃料直至发动机完全熄火。



(a) Liquid fuel RDE experimental system



(b) Injection structure

Fig. 2 Liquid fuel RDE experimental system and injection structure diagram

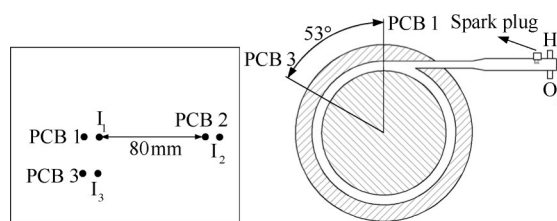


Fig. 3 Locations of PCB sensors and ion probe

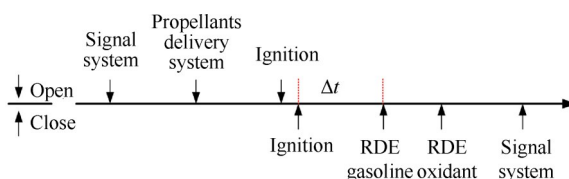


Fig. 4 Experimental time sequence

### 3 结果与讨论

#### 3.1 喷嘴喷注雾化流场分析

研究液态燃料雾化特性时以最能反映真实液滴

燃烧属性的索太尔平均直径(Sauter mean diameter,  $SMD$ )作为液滴粒径的评判标准。当爆轰波经过后,其波阵面后的压力和温度衰减速度较快,在经过喷嘴的瞬间爆轰波对喷嘴雾化效果的影响较大,剩下大部分时间内对喷嘴的影响均较小,因此本文通过图1所示的雾化实验来对液态燃料RDE喷嘴雾化流场进行定性研究,初步探索液态燃料RDE喷嘴雾化流场,为后续更加深入地研究作基础。使用马尔文粒度仪对压力雾化喷嘴的雾化流场进行定量测量,研究液态燃料在不同喷注压力下的雾化特性,从而较好地认识点火起爆之前冷流场的液滴直径的分布情况,测量结果也可以帮助分析气液两相旋转爆轰波的传播特性。对典型工况时的雾化流场特性进行分析,图5给出了喷注压力为1.2MPa时,距离喷嘴出口20mm,60mm,100mm平面上的 $SMD$ 分布情况,其中Volume frequency为液滴尺寸体积分数,Cumulative volume为累积体积分数。三个平面上的 $SMD$ 均满足正态分布, $SMD$ 分别为82.12 $\mu\text{m}$ ,70.79 $\mu\text{m}$ ,69.53 $\mu\text{m}$ 。对比三个平面的测量结果,可以发现

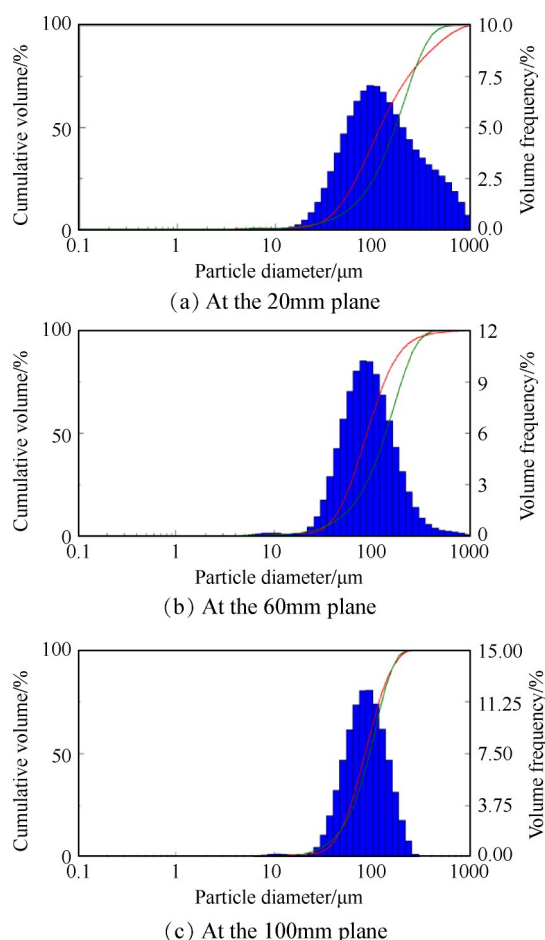


Fig. 5  $SMD$  and cumulative volume distribution at different position under injection pressure 1.2MPa

60mm平面处的 $SMD$ 比20mm平面处明显减小,这是由于在喷嘴出口处液滴的速度较大,液滴与外部气体强烈的剪切力会形成大量薄膜气泡,薄膜气泡在压力差的作用下继续爆裂,二次雾化较为剧烈。而100mm平面处的 $SMD$ 和60mm平面处的 $SMD$ 基本相同,说明液滴在60mm平面处已经基本完成二次雾化。分别对不同喷注压力下的 $SMD$ 进行测试,统计结果如图6所示。从曲线变化趋势可以明显观察到,当喷注压力为0.6~2.0MPa时, $SMD$ 分布在50~110 $\mu\text{m}$ 。基于马尔文粒度仪对液态燃料雾化流场的测量结果可知,三个平面上的 $SMD$ 均随着喷注压力的增大而减小,液滴雾化细度随着喷注压力的增大不断改善。距离喷嘴出口各平面处的液滴粒径均满足正态分布,液滴雾化细度随着距离喷嘴出口的距离的增大得到改善,在距离喷嘴出口60mm处二次雾化基本完成。

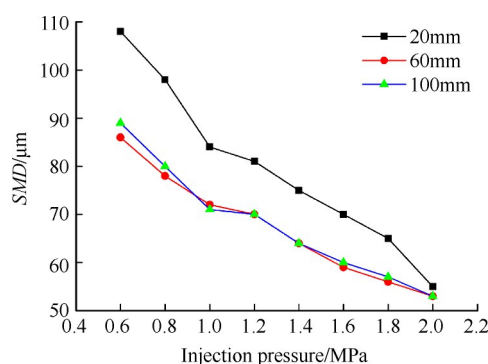


Fig. 6  $SMD$  versus injection pressure at different position

### 3.2 两相旋转爆轰波传播过程分析

本节对典型工况下的气液两相旋转爆轰波传播过程进行分析。此工况下富氧空气质量流量为798g/s,汽油喷注压力为1.3MPa,汽油质量流量为96g/s,当量比为1.3,富氧空气氧含量为32%。图7为液态燃料RDE起爆过程,从图中可以看出,预爆轰管内形成的爆轰波在第1040ms时刻进入RDE环形燃烧室,PCB压力信号和离子探针信号陡然上升,但是并没有直接形成旋转爆轰波。由压力信号可以看出,在旋转爆轰波形成之前的这段时间里燃烧室内为低频压力振荡并伴随不规则的高压峰值,说明此时燃烧室内形成了低速的燃烧波,燃烧波通过爆燃转爆轰过程形成不能稳定自持的爆轰波。在环形燃烧室曲率、壁面反射、摩擦以及湍流等因素的作用下,火焰面与油气混合物的接触面积及扩散速率不断增加,化学反应速率不断增强,压力波相互追赶叠加,形成较强

的冲击波。经过约 60ms 的相互作用,最终形成稳定自持的旋转爆轰波。

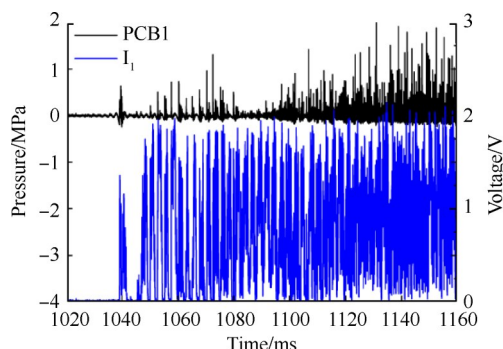


Fig. 7 Curve of PCB1 and  $I_1$  during Initiation process

图 8 为旋转爆轰波稳定传播阶段 PCB 1 和 PCB 3 的高频压力曲线局部放大图。从图中可以看出,旋转爆轰波传播方向为 PCB 3→PCB 1,从发动机出口观测为顺时针方向,爆轰波在传播过程中,压力峰值存在一定的波动。PCB 压力峰值依次交错有规律地出现,可以判定旋转爆轰波不是对撞传播模式,爆轰波可能以单波模式或者同向双波模式传播。采用参考文献[18]的方法来判断此工况下旋转爆轰波以单播模式进行传播。基于 PCB 1 高频压力曲线,对 PCB 1 高频压力曲线进行快速傅里叶变换,结果如图 9 所示,整个工作时间内高频压力信号的主频为 2494Hz,由此计算出爆轰波的传播速度为  $v = \pi Df = 1198\text{m/s}$ ,其中  $f$  为旋转爆轰波传播的主频, $D$  为燃烧室外径。燃烧室在未点火前的冷流场压力和温度分别为 0.138MPa 和 284K,计算出的 CJ 爆轰速度为 1973m/s。与气态燃料相比,液态燃料旋转爆轰波传播速度亏损较大,仅为 CJ 速度的 61%。这是由于液态燃料的挥发性较差,液滴在环形燃烧室中短时间内不能完全蒸发,前导激波后反应区放热损失较大,燃烧释放的热量不足,前导激波加速较慢并以较低的速度与反应区耦合。

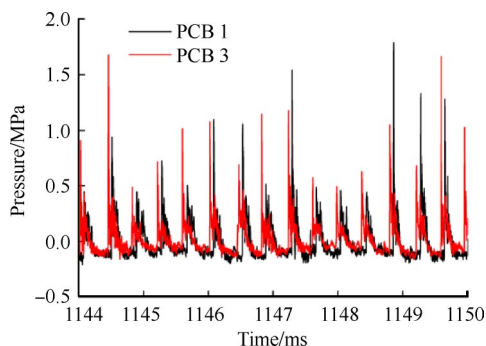


Fig. 8 Curve of PCB 1 and PCB 3 during stable propagation process

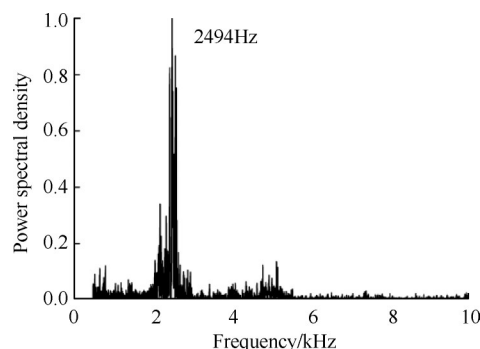


Fig. 9 FFT result of PCB 1

图 10 为液态燃料 RDE 稳定工作阶段 PCB 1 高频压力信号和离子探针  $I_1$  火焰信号局部放大图。从图中可以看出,当旋转爆轰波经过压力传感器和离子探针测点时,压力信号和火焰信号同步上升,表明燃烧室中激波和火焰是耦合传播的。压力信号在上升沿后迅速下降到最低点,离子火焰信号也同步下降,但是其下降速度不如压力信号下降得快,这是由于旋转爆轰波的反应区的长度远大于前导激波的厚度。对离子探针  $I_1$  信号快速傅里叶变换,结果如图 11 所示,对比图 9 中 PCB 1 压力传感器快速傅里叶变换结果,可以明显观察中二者主频一致,均在 2500Hz 附近。

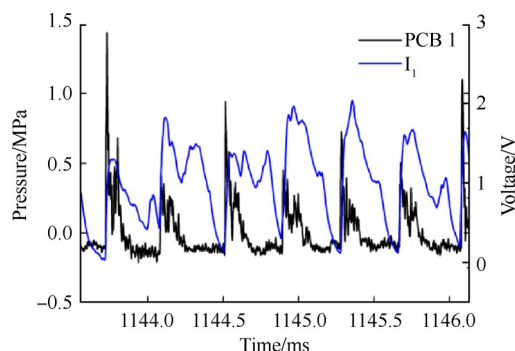


Fig. 10 Curve of PCB 1 and  $I_1$  during stable propagation process

图 12 为离子探针  $I_1$ ,  $I_2$  和  $I_3$  处的离子火焰信号,其中绿色线框内的信号是预爆轰管火花塞点火时释放的瞬时高压电脉冲信号。 $I_1$  和  $I_3$  离子信号幅值明显高于  $I_2$ 。这是由于  $I_1$  和  $I_3$  监测的是爆轰波的离子信号,离子浓度较高。而  $I_2$  距离燃烧室头部较远,其监测的为斜激波处的离子信号,未完全燃烧的燃料经过斜激波的压缩进行二次燃烧,产生的离子浓度相对燃烧室头部爆轰波处的较低。同时可以发现由于  $I_1$  和  $I_3$  靠近燃烧室头部,其离子信号浓度由于新鲜燃料的填充可以降低到零点,而  $I_2$  距离燃烧室头部较远,所

在位置处没有新鲜燃料层,由于爆轰产物中还存在部分离子,因此未能完全下降到零点。

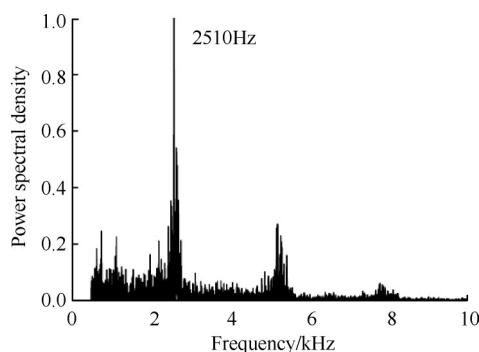


Fig. 11 FFT result of  $I_1$

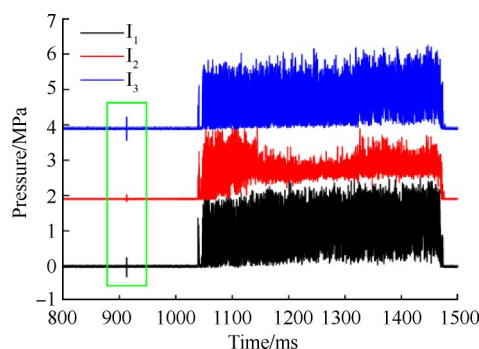
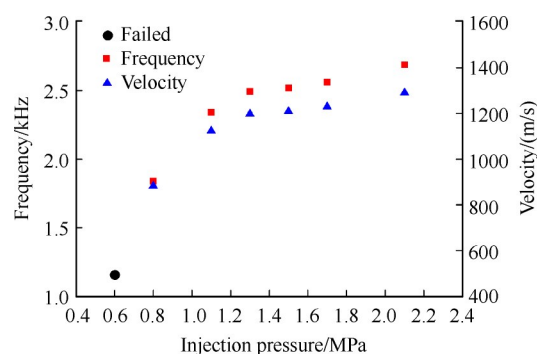


Fig. 12 Curve of  $I_1$ ,  $I_2$  and  $I_3$  during the whole operation process

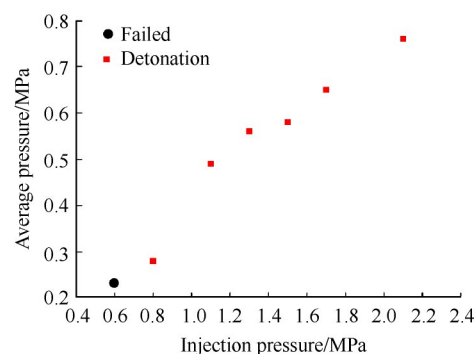
### 3.3 喷注压力对旋转爆轰波传播特性的影响

在气液两相连续旋转爆轰过程中,液态燃料液滴雾化细度会影响其剥离和蒸发过程,进而会影响爆轰波形成与传播过程。由3.1节研究结果可知,液态燃料的喷注压力越高,环形燃烧室内液滴雾化细度也就越好,更加有利于气液两相爆轰波的起爆与自持传播。本节通过保持推进剂的当量比为1.3不变,通过逐步增大液态燃料的喷注压力进行液态燃料RDE热态实验,研究液态燃料喷注压力对旋转爆轰波传播特性的影响。对各工况下的爆轰波平均传播频率、传播速度、平均压力以及速度相对标准差进行统计。如图13(a)所示,对于成功起爆的旋转爆轰波,其传播频率为1800~2600Hz,传播速度为900~1300m/s。当液态燃料喷注压力为0.6MPa时,由于SMD较大,液滴的剥离蒸发所需时间较长,燃料蒸气浓度过低,降低了化学反应速率,从而不能为爆轰波自持传播提供足够的能量,导致无法起爆。同时液滴SMD越大,气相与液滴之间的作用力增强,也会导致旋转爆轰波传播速度较低。随着液态燃料喷注压力的增大SMD逐渐减小,液滴完全剥离蒸发所需时

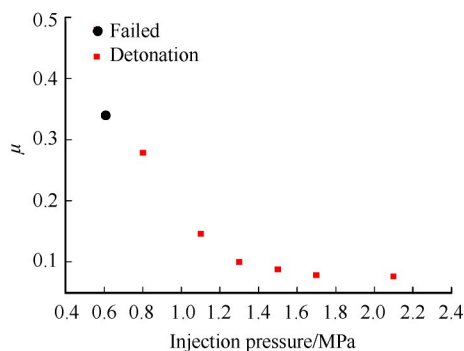
间变短,单位体积内的液滴浓度增大,与气相接触总面积变大,化学反应释放的能量增高,旋转爆轰波可以成功起爆并维持自持传播。基于PCB 1所监测到的数据,对每个周期内旋转爆轰波的压力峰值进行算术平均,如图13(b)所示。可以明显观察到随着液态燃料喷注压力的增大,旋转爆轰波的平均压力也同时增大,在液态燃料喷注压力为2.1MPa的工况下,实验得到旋转爆轰波平均压力为0.76MPa。为了保持化学当量比不变,提高汽油喷注压力的同时也要增大氧化剂的流量。氧化剂流量越大,喷注速度越快,紊流扩散作用越强,越有助于液滴的二次雾化。在二者的共同作用下,液态燃料旋转爆轰发动机内



(a) Frequency and velocity versus injection pressure



(b) Average pressure versus injection pressure



(c) Relative standard deviation of velocity versus injection pressure

Fig. 13 Propagation characteristics versus injection pressure

的雾化及掺混过程得到改善,爆轰波的化学反应得以加强,气液两相旋转爆轰波的传播频率、传播速度以及平均压力均逐渐增大。基于每个周期内爆轰波的传播速度,按照下式计算速度相对标准偏差 $\mu$ ,根据相对标准偏差来评估爆轰波传播的稳定性。

$$\mu = \frac{\sqrt{\left(\sum_{i=1}^n (v_i - \bar{v})^2\right) / (n-1)}}{\bar{v}} \quad (1)$$

式中 $v_i$ 是每个周期内的速度, $\bar{v}$ 是平均速度。图13(c)为速度相对标准差随燃料喷注压力的变化趋势。从图中可以看出,随着喷注压力的增大,液态燃料的雾化细度改善,液滴颗粒与氧化剂掺混变得更加均匀,速度相对标准偏差逐渐变小,旋转爆轰波传播地更加稳定。

## 4 结 论

本文对液态燃料RDE进行实验研究,采用PCB高频压力传感器和离子探针分别对压力和火焰信号进行监测,得到的主要结论如下:

(1)在汽油喷注压力为1.3MPa,质量流率为96g/s,当量比为1.3工况下,爆轰波以单波模态传播,传播频率为2494Hz,平均传播速度为1198m/s,与气态燃料旋转爆轰波相比,液态燃料旋转爆轰波速度亏损较大,约为CJ速度的61%。

(2)旋转爆轰波起爆阶段燃烧室内为低频压力震荡,经过一段时间的过渡后才形成稳定传播的旋转爆轰波。在旋转爆轰波稳定传播过程中,压力信号和离子火焰信号二者的上升沿和主频均一致,激波和火焰是相互耦合传播的。压力信号在上升沿后迅速下降到最低点,离子火焰信号也同步下降,但是其下降速度不如压力信号下降得快。

(3)在喷注压力为0.6MPa时,由于液滴的雾化粒径较大,无法形成旋转爆轰波。随着喷注压力的增大,液滴雾化粒径的减小,旋转爆轰波可以成功起爆并自持稳定传播。旋转爆轰波的传播频率,传播速度和平均压力均随着液态燃料喷注压力的增大而逐渐增大,同时旋转爆轰波的稳定也随着燃料喷注压力的增大得到改善。

由于液态燃料RDE喷注结构及内部流场的复杂性,本文通过自由空间的雾化实验来对喷嘴雾化流场进行定性研究,初步探索液态燃料RDE喷嘴流场雾化特性。下一步将开展受限空间内的雾化实验,对液态燃料旋转爆轰波传播特性进行更加深入的研究。

致 谢:感谢国家自然科学基金、中央高校基本科研业务费专项资金资助。

## 参考文献

- [1] Wolański P. Detonative Propulsion [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125–158.
- [2] Zhou R, Wu D, Wang J. Progress of Continuously Rotating Detonation Engines [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15–29.
- [3] Ma Z, Zhang S, Luan M, et al. Experimental Research on Ignition, Quenching, Reinitiation and the Stabilization Process in Rotating Detonation Engine [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43 (39): 18521–18529.
- [4] 彭 磊, 王 栋, 李 飞, 等. 点火方式对旋转爆震发动机工作特性的影响 [J]. 推进技术, 2016, 37 (11): 2193–2200. (PENG Lei, WANG Dong, LI Fei, et al. Effects of Ignition Method on Operating Characteristics of Rotating Detonation Wave Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2193–2200.)
- [5] Xie Q, Wang B, Wen H, et al. Thermoacoustic Instabilities in an Annular Rotating Detonation Combustor under Off-Design Condition [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(1): 141–151.
- [6] Meng Q, Zhao N, Zheng H, et al. Numerical Investigation of the Effect of Inlet Mass Flow Rates on  $H_2$ /Air Non-Premixed Rotating Detonation Wave [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43 (29): 13618–13631.
- [7] 林 伟, 周 进, 林志勇, 等.  $H_2$ /Air连续旋转爆震发动机推力测试(I)单波模态下的推力 [J]. 推进技术, 2015, 36 (4): 495–503. (LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhi-yong, et al. Thrust Measurement of  $H_2$ /Air Continuously Rotating Detonation Engine (I) Thrust under Single Wave Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 495–503.)
- [8] 林 伟, 周 进, 林志勇, 等.  $H_2$ /Air连续旋转爆震发动机推力测试(II)双波模态下的推力 [J]. 推进技术, 2015, 36 (5): 641–649. (LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhi-yong, et al. Thrust Measurement of  $H_2$ /Air Continuously Rotating Detonation Engine (II) Thrust under Dual Wave Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(5): 641–649.)
- [9] 郑 权, 李宝星, 翁春生, 等. 双波对撞模态下的液态燃料旋转爆轰发动机推力测试研究 [J]. 兵工学报, 2017, 38(4): 679–689.
- [10] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Spin Detonation of a Heterogeneous Kerosene-Air Mixture with Addition of Hydrogen [J]. *Combustion Explosion & Shock Waves*, 2016, 52(3): 371–373.

- [11] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Initiation of Detonation of Fuel-Air Mixtures in a Flow-Type Annular Combustor[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2014, 50(2): 214-222.
- [12] Kindracki J. Experimental Research on Rotating Detonation in Liquid Fuel-Gaseous Air Mixtures[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43: 445-453.
- [13] Kindracki J. Analysis of the Experimental Results of the Initiation of Detonation in Short Tubes with Kerosene-Oxidizer Mixtures[J]. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 2013, 26(6): 1515-1523.
- [14] Zhong Y, Wu Y, Jin D, et al. Investigation of Rotating Detonation Fueled by the Pre-Combustion Cracked Kerosene[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: (10).
- [15] 王迪, 周进, 林志勇. 煤油两相连续旋转爆震燃烧室工作特性试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 471-480. (WANG Di, ZHOU Jin, LIN Zhi-yong. Experimental Investigation on Operating Characteristics of Two-Phase Continuous Rotating Detonation Combustor Fueled by Kerosene[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 471-480.)
- [16] 郑权, 翁春生, 白桥栋. 当量比对液体燃料旋转爆轰发动机爆轰影响实验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(6): 947-952. (ZHENG Quan, WENG Chun-sheng, BAI Qiao-dong. Experimental Study on Effects of Equivalence Ratio on Detonation Characteristics of Liquid-Fueled Rotating Detonation Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 947-952.)
- [17] 郑权, 李宝星, 翁春生, 等. 燃烧室长度对液态燃料旋转爆轰发动机性能影响实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2764-2771. (ZHENG Quan, LI Bao-xing, WENG Chun-sheng, et al. Experimental Investigation for Effects of Combustor Length on Liquid-Fueled Rotating Detonation Engine Performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2764-2771.)
- [18] 刘世杰. 连续旋转爆震波结构、传播模态及自持机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.

(编辑: 朱立影)