

环形燃烧室中自燃推进剂的非稳态旋转爆震现象

严 宇, 王致程, 胡洪波, 洪 流, 杨宝娥

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘要 为研究环形燃烧室中自燃推进剂旋转爆震波的传播特性, 以一甲基肼和四氧化二氮为推进剂, 在圆环形燃烧室中组织旋转爆震燃烧。燃烧室外径和内径分别为 60 mm 和 30 mm, 采用了 24 对撞击式喷嘴, 四氧化二氮的喷孔直径为 0.4 mm, 一甲基肼的喷孔直径为 0.3 mm, 通过高频脉动压力传感器记录了旋转爆震波的传播过程。研究表明: 自燃推进剂的旋转爆震燃烧过程具有高度非稳态特性, 不仅各个旋转周期之间存在明显差异, 而且同一个传播周期内旋转爆震波的强度也是动态变化的; 对于自燃推进剂的旋转爆震燃烧的产生及维持过程来说, 外界激励不起决定性作用, 燃烧室几何构型、流量和混合比对旋转爆震燃烧的影响更大。

关键词 旋转爆震; 自燃推进剂; 环形燃烧室; 实验; 非稳态

中图分类号 V231.2 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)06-0055-08

Unsteady rotating detonation phenomenon of hypergolic propellant in annular combustor

YAN Yu, WANG Zhicheng, HU Hongbo, HONG Liu, YANG Baoc

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract To investigate the propagation characteristics of rotating detonation waves utilizing hypergolic propellant, the rotating detonation was organized in an annular combustor using methylhydrazine as the fuel and nitrogen tetroxide as the oxidizer, respectively. In the combustor with inner diameter 30 mm and outer diameter 60 mm, twenty-four pairs of impinging injection elements were used with oxidizer orifice 0.4 mm and fuel orifice 0.3 mm. Pressure sensors with low sampling rate and high frequency dynamic pressure sensors were used to record the supply and combustion pressures. The results show that the rotating detonation combustion of hypergolic propellant is highly unstable. The detonation wave strength is not only varying from cycle to cycle, but also changing very fast within one cycle. For the generation and maintenance process of rotational detonation combustion with hypergolic propellant, the external stimulation is not a significant factor, and the combustor geometry, mass flow rate and mixture ratio play more important role at rotating detonation.

Key words rotating detonation; hypergolic propellant; annular combustor; experiment; unsteady state

收稿日期: 2023-02-09; 修回日期: 2023-04-05

基金项目: 国家自然科学基金 (51506157, 11602186); 陕西省自然科学基金基础研究计划 (2022JQ490); 重点实验室基金 (HTKJ2022KL011002)

作者简介: 严宇 (1985—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为旋转爆震发动机的应用。

0 引言

自然界中存在两种燃烧方式,分别为缓燃燃烧和爆震燃烧,主要区别在于火焰的传播模式不同。爆震燃烧是一种激波和反应区耦合传播的燃烧方式,本质上是一种超音速燃烧波。传统的航空航天发动机燃烧室均基于等压循环的缓燃燃烧方式,爆震燃烧与之相比具有热释放速率快和自增压的特点。基于爆震燃烧的旋转爆震发动机(rotating detonation engine, RDE)具有轴向尺寸短、结构简单和热循环效率高的优势,有成为下一代新型空天动力的潜力^[1-2]。21 世纪以来,越来越多的研究机构开展了 RDE 的相关研究工作,包括美国空军实验室和 NASA、日本名古屋大学、俄罗斯和欧洲的多个研究机构等。国内的多家公司也围绕 RDE 的基础和应用开展了研究工作,并取得了许多卓有成效的研究进展^[3-8]。

RDE 通常采用环形燃烧结构,燃料和氧化剂从燃烧室头部供给,旋转爆震波沿燃烧室周向传播消耗供给的推进剂,爆震燃烧产生的已燃产物沿轴向排出燃烧室。现有的研究中主要围绕气态燃料和氧化剂开展了大量的研究工作,包括氢气/空气、乙烯/空气和甲烷/空气等。Bykovskii 等针对不同的喷注结构、燃烧室结构和推进剂种类等开展了研究,分析了旋转爆震波能够传播对应的最小推进剂填充高度、燃烧室宽度和直径等关键参数^[9-11]。美国空军实验室采用氢气/空气为推进剂,通过实验分析得出旋转爆震发动机的燃料比冲为 6 000 s^[12]。Rankin 等采用 OH 基化学发光的测量方法对燃烧室内的流场进行了拍摄,得到了单波模态和双波对撞模态下旋转爆震波的波系结构^[13]。Yao 等通过数值计算验证了空桶型燃烧室中旋转爆震波能够稳定传播,并对旋转爆震波的形成和演化过程进行了细致分析,发现随燃烧室宽度的增加,靠近外环一侧的爆震波峰值压力更高^[14]。文献[15-16]采用乙烯和甲烷为燃料,在带凹腔的环形燃烧室中实现了旋转爆震波的稳定传播,并系统分析了凹腔不同几何参数的影响。郑权等围绕氢气/空气旋转爆震波开展了研究^[17]。Xia 等尝试了 RDE 的不同点火起爆方式,并对旋转爆震波的起爆过程、稳定工作条

件、推力性能进行了研究^[18]。

实际飞行器中受结构尺寸的限制,通常需采用能量密度高、更易储存的液态推进剂,因此研究基于液态推进剂旋转爆震波的传播特性具有重要意义。旋转爆震波的传播速度通常可达数千米每秒,对应单次循环时间低于毫秒量级,液态推进剂在极短时间内完成雾化、蒸发、掺混和高效燃烧挑战很大。现有的研究主要围绕液态燃料和气态氧化剂开展。考虑到煤油的挥发难度,以及和空气的可爆性较差,文献[19]采用了煤油预裂解的方式,实现了煤油/空气的旋转爆震燃烧,提供了一种新的液态燃料起爆方法。Meng 等开展了旋转爆震冲压发动机的研究工作,采用煤油/空气为推进剂在马赫数 4 和来流总温 860 K 条件下成功实现了旋转爆震波的稳定传播^[20]。

现有的研究中针对液/液推进剂 RDE 的研究相对较少。肼/四氧化二氮的推进剂组合是液体火箭发动机中广泛应用的推进剂组合,部分研究者探索了爆震发动机中采用自燃推进剂的可行性。文献[21-24]采用肼/四氧化二氮自燃推进剂组合,实现了几百赫兹的脉冲爆震燃烧。文献[25-26]采用肼/四氧化二氮实现了旋转爆震燃烧,并进行了初步的讨论。

肼/四氧化二氮具有自燃、常温液体推进剂等优点,探索基于该类推进剂旋转爆震波的稳定燃烧特性,对于火箭基 RDE 实现工程应用非常有益。但由于该类推进剂为有毒推进剂,实验难度较大,目前公开的研究较少,可参考的实验数据非常有限,亟需开展相关的研究工作。因此,本文采用四氧化二氮(N_2O_4)和一甲基肼(CH_3N_2)为燃料和氧化剂,通过改变燃烧室的出口面积,探究自燃推进剂旋转爆震波的起爆和传播过程,并分析了不同燃烧室结构的影响,为探索基于爆震燃烧的液体火箭发动机提供参考。

1 实验装置和方法

实验系统如图 1 所示,由供给系统、控制系统、测量系统和旋转爆震燃烧室组成。供给系统采用一甲基肼和四氧化二氮的推进剂组合,通过挤压供给的方式将推进剂供给到燃烧室中,挤压气体采用

氮气。在燃料和氧化剂进入燃烧室之前,分别通过电磁阀控制推进剂的供给时序。旋转爆震燃烧室头部采用撞击式喷注结构,共有 24 对喷注孔沿燃烧室周向均匀分布,氧化剂喷注孔直径 0.4 mm,燃料喷注孔直径 0.3 mm,撞击点的直径位置约为 40 mm。燃烧室身部采用环形结构,燃烧室的外环和内环直径分别为 60 mm 和 30 mm,燃烧室长度为 140 mm。

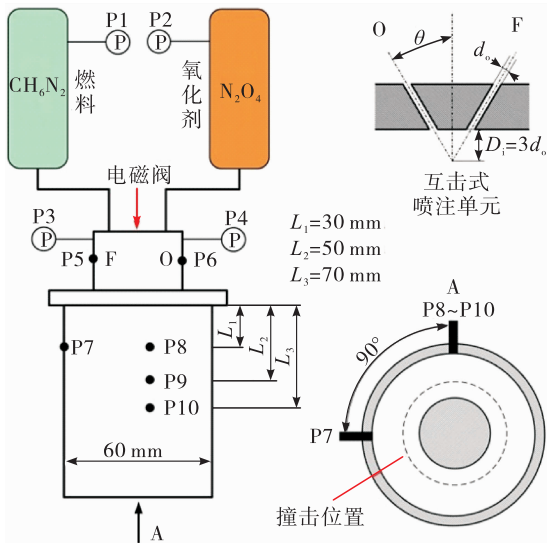


图 1 实验装置示意图

Fig.1 Schematic of experimental setup

一甲基肼和四氧化二氮的特点是当两种推进剂喷注到燃烧室接触后,不需要点火便会触发剧烈的燃烧和释热。已有研究中通常将预爆管作为 RDE 燃烧室的点火起爆装置,本研究中由于自燃推进剂的特点,省去了常用的点火起爆装置。实验中的工作时序为:在 $t = 0$ s 时刻打开控制燃料和氧化剂的电磁阀,推进剂进入燃烧室后燃烧;经过 1 s 后,关闭氧化剂和燃料的电磁阀,推进剂停止供给,

燃烧室中剩余的推进剂被快速消耗,单次实验结束。

实验中使用的传感器主要包括 4 个稳态压力传感器和 4 个高频脉动压力传感器,其中,在氧化剂和燃料储箱分别安装了 1 个稳态压力传感器,实时监测实验中储箱的供给压力。在燃烧室入口的氧化剂和燃料管路上分别安装了 1 个稳态压力传感器,用来监测实验中推进剂的供给压力,稳态压力传感器的采样频率为 1 kHz,传感器测量精度为 1 %。4 个高频脉动压力传感器全部安装在燃烧室身部,安装位置如图 1 所示,其中 8 ~ 10 号高频脉动压力传感器安装在同一周向位置,7 号与 8 号高频脉动压力传感器分布在同一轴向位置,沿周向相隔 90°。高频脉动压力传感器的量程为 0 ~ 30 MPa,测量精度为 0.5 %,高频脉动压力的采样频率为 100 kHz。

实验中采用了两种内柱结构,区别在于中心柱的尾部是否带喉部结构,带喉部的环形燃烧室内环出口直径为 48.6 mm。此外,燃烧室身部安装了脉冲枪(固体火药膏,装药量为 63 mg),安装位置距离燃烧室喷注面约 30 mm(与传感器 7#和 8#位于同一截面),在初始工作阶段产生瞬间冲击的高能点火源,可研究外界的扰动对旋转爆震波起爆和传播过程的影响。

2 实验结果和分析

本文选取了 5 个比较有代表性的工况,如表 1 所示,需要说明的是,化学恰当比的四氧化二氮和一甲基肼对应的混合比为 1.64。氧化剂的流量和燃料的流量分别单独可调节,实验中采用了不同的中心柱体(直径相同,一种有喉部,一种无喉部)。通过是否施加外部激励,研究外界干扰对旋转爆震燃烧过程的影响。

表 1 实验参数汇总

Tab.1 Parameters of selected cases in experiment

工况序号	氧化剂流量/(g·s ⁻¹)	燃料流量/(g·s ⁻¹)	O/F	外部激励	是否有喉道	是否爆震
1	180.9	89.7	2.01	是	是	不稳定或不典型爆震
2	149.6	89.7	1.67	是	是	不稳定或不典型爆震
3	148.6	89.3	1.66	否	是	是
4	181.0	99.8	1.81	是	否	是
5	179.6	90.3	1.99	否	否	否

2.1 旋转爆震燃烧中的非稳态过程

工况 1 中,脉冲枪在初始时刻即开始工作,压力传感器测量得到的动态压力信号如图 2 所示。

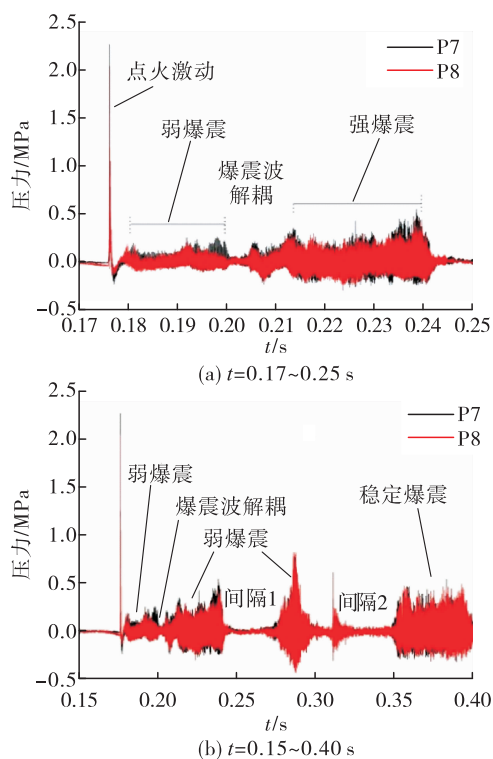


图 2 工况 1 的压力波形

Fig. 2 Globe pressure traces in case 1

脉冲枪产生了 1 个峰值压力超过 2 MPa 的脉冲压力,经历了大约 3 ms,环形燃烧室内产生了压力峰值较低的旋转爆震波,如图 2(a) 所示,持续了约 20 ms 后,旋转爆震波熄灭了。大约 5 ms 后旋转爆震波又自发形成了(未施加外界扰动),而且爆震波的峰值压力较初始时刻更高。判断形成旋转爆震波的依据是压力波形出现了较为明显的脉动信号,且通过压力波形计算燃烧波的传播速度明显高于 0.5 倍的爆震波 C-J 速度(约 1 100 m/s)。如图 2(a) 所示,在初始的 200 ms 内,发生了爆震波起爆、爆震波熄灭、爆震波自发再起爆并稳定传播等过程,宏观上表现出较为明显的非稳态特性。若将时间尺度进一步拉长,如图 2(b) 所示,压力曲线上存在两个燃烧波峰值较低的区域(间隔 1 和间隔 2),说明旋转爆震波熄灭了,而且持续的时间约为 50 ms。通过上述实验结果可以看出,旋转爆震波在熄灭一段时间后,仍然能够再次自发转变为旋转爆震波,

单次实验中多次发生该现象。这说明自燃推进剂虽然具有液液燃烧和自发燃烧这两个不利于爆震燃烧的因素,但其熄灭后自发再形成爆震波的能力较强,这又是利于爆震波自持传播的,上述特性与非自燃推进剂存在明显区别。

图 2(a) 中压力曲线的放大图如图 3 所示,图 3(a) 和图 3(b) 分别显示了较弱爆震和较强爆震的压力波形。两者的差别不仅仅体现在压力峰值数值的差异(一个为 0.5 MPa,另一个为 0.2 MPa 左右),而且波形的差异也很明显。图 3(a) 中压力波形出现了明显的“双峰”现象,说明此时处于双波对撞模式。图 3(b) 中波形明显更为陡峭,显示出明显的单向旋转现象,爆震波沿逆时针方向传播。FFT 显示图 2(a) 中弱爆震阶段和强爆震阶段的频率均为 12 kHz 左右,说明存在的是双波模式,根据测点处波峰到达的时间间隔计算得到的传播速度为 1 178 m/s。

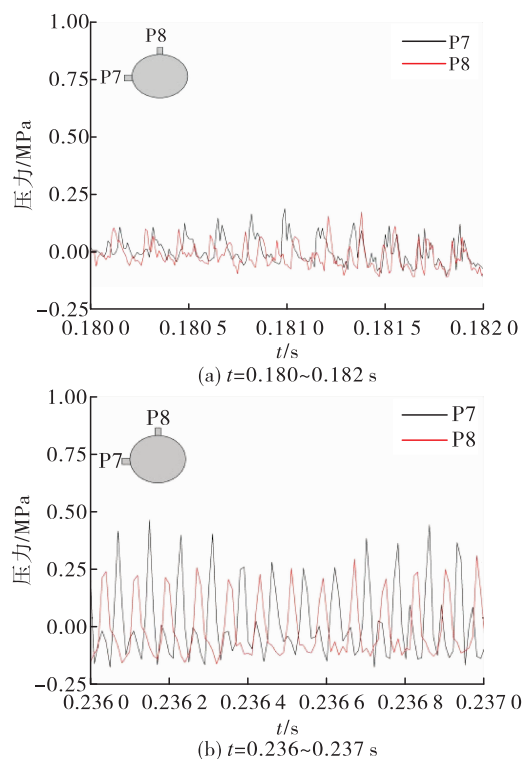


图 3 起始阶段的爆震波压力波形

Fig. 3 Enlarged pressure traces at early stage

从图 3(b) 还能看出:在前 4 个循环中,P7 处的压力峰值明显大于 P8 处的压力峰值,说明旋转爆震波在从 P8 处逆时针向 P7 处传播的过程中爆震

波强度是增强的,然后从 P7 处逆时针向 P8 处传播过程中的爆震波强度是减弱的;中间 4 个循环中,P7 和 P8 处的爆震峰值压力几乎相同,说明此阶段的爆震波传播过程中没有发生明显的强度变化;后 4 个循环中,P7 处的压力峰值又明显大于 P8 处的压力峰值。以上现象说明,虽然在宏观尺度上旋转爆震波的传播过程表现出非常明显的规律性,但是在较小的时间尺度下,旋转爆震波的传播过程呈现出非常大的不稳定性,不仅各个传播周期内爆震波强弱存在差异,而且即使在同一个旋转传播周期内,爆震波的强度也具有高度的瞬态特性,随时间变化迅速且剧烈。

图 4(a) 显示了旋转爆震波第一次熄灭 50 ms 后,缓燃向爆震自发转变的过程。该过程中压力峰值经历了一个逐渐增大的过程,压力峰值达到一个相对高峰后(形成了强爆震)又逐渐减弱(爆震波衰减为缓燃波)。然而,压力峰值较高的旋转爆震燃烧状态仅维持了约 5 ms。图 4(b) 显示了旋转爆震波第二次熄灭后,缓燃向爆震自发转变的过程,此处自发重新形成的旋转爆震波持续的时间较长(约 50 ms),最终旋转爆震波解耦变为缓燃波未发生第三次自发起爆的过程。

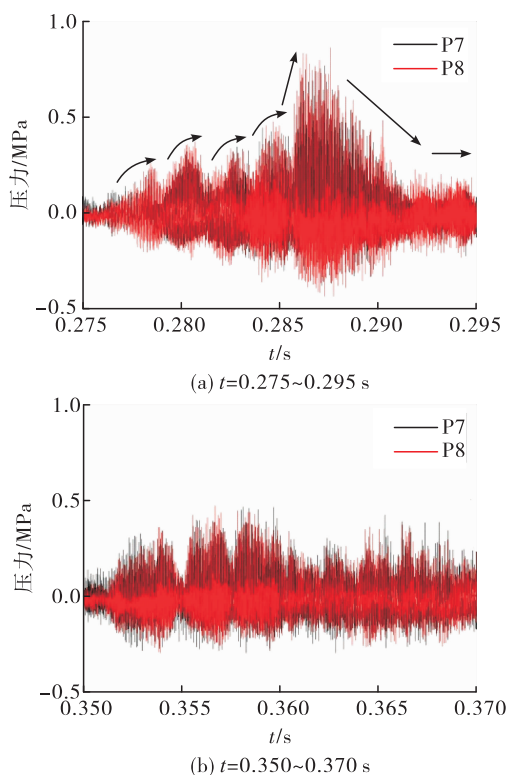


图 4 燃烧室中爆震波的压力转变

Fig. 4 Spontaneous evolution of chamber pressure

从图 4(a) 和图 4(b) 可以看出:旋转爆震波的两度解耦再起爆过程仍然存在一定的差异,图 4(a) 中旋转爆震波强度更大,但衰减更快;图 4(b) 中的旋转爆震波压力峰值较低,但持续传播时间更长。图 5 中的压力放大曲线也反映出了两个阶段中旋转爆震波的相对强弱。

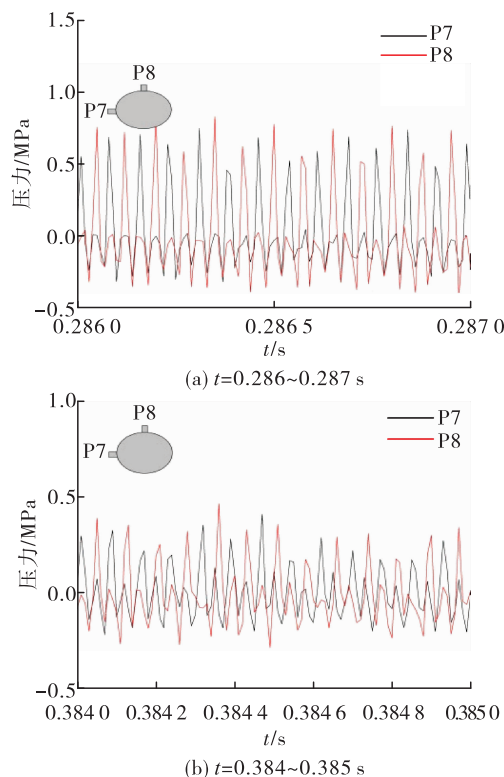


图 5 工况 1 中不同强度的爆震波压力波形

Fig. 5 Enlarged pressure traces of strong and weak detonations in case 1

2.2 外界激励对旋转爆震燃烧过程的影响

在工况 1 中未能形成稳定自持传播的旋转爆震波,原因可能是推进剂的混合比较高(化学恰当比对应的混合比为 1.64),为贫燃燃烧状态,导致混合物准备过程未能达到旋转爆震燃烧需要的条件。因此在工况 2 中将混合比调整至 1.67,但仍然出现了旋转爆震波自发形成又熄灭的过程,如图 6(a) 所示。再将脉冲激励的加入时间延后,以避开初始阶段燃烧室内的混乱期,期望通过人为激励的方式产生连续稳定的旋转爆震波。图 6(a) 中的第一个压力峰是燃烧室上供应阀门开启特性导致的,经历约 7 ms 的振荡燃烧过程,形成了旋转爆震燃烧,但仅维持了 2 ms 后爆震波消失了。

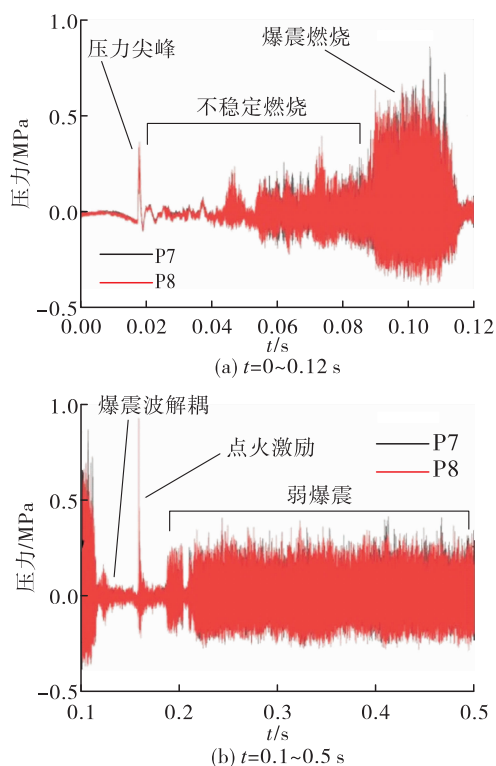


图 6 工况 2 的压力波形

Fig. 6 Globe pressure traces in case 2

从图 6(b)中可以看出:在 $t=0.158$ s 时刻脉冲枪产生的激励到达燃烧室,产生近 1 MPa 的单个脉冲压力峰。在该外界激励的作用下,自持的旋转爆震波并没有立即形成,而是经过了约 30 ms 才形成了峰峰值约为 0.5 MPa 的规律压力峰。

图 7 为工况 2 中放大后的压力波形。从图 7(a)和图 7(b)中的压力局部放大图可以看出第一阶段自发形成的旋转爆震波强度更大。但是结合工况 1 中的情形来看,强度较高的旋转爆震波所能持续的时间往往很短。因为工况 1 和工况 2 的燃烧室都带有喉部,燃烧室的基础室压已经被提升(约 0.3 MPa),此时较强的旋转爆震波会在燃烧室内部产生较高的反压,对撞击式喷注器的工作过程干扰非常大,导致喷注过程和旋转爆震燃烧过程未能建立良性的耦合关系。而强度稍弱的爆震波对上游喷注过程的干扰幅度小,因而能够稳定供给爆震燃烧所需要的混合物,旋转爆震燃烧得以持续。

仅依据工况 2 无法判断旋转爆震波是否在外界激励的作用下形成,因此开展了工况 3 中的实验。工况 3 中的实验工况与工况 2 完全一样,区别在于工况 3 中没有施加脉冲枪激励。

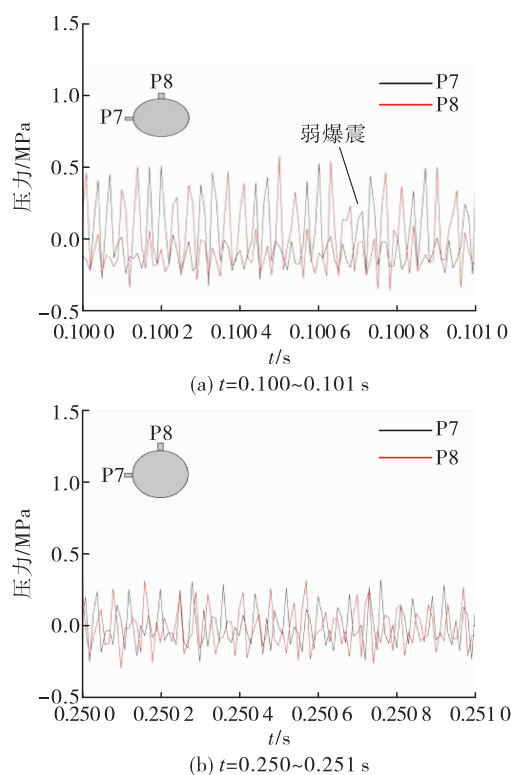


图 7 工况 2 中放大后的压力波形

Fig. 7 Enlarged pressure traces in case 2

图 8 为工况 3 的压力波形和 FFT 结果。从图 8 中可以看出,在没有外加扰动激励的情况下,工况 3 中仍然自发形成了较为稳定的旋转爆震波,尽管中间也经历了 2 次爆震波熄灭及自发再起爆的过程。最终形成的爆震波峰值压力约为 0.5 MPa,而且 FFT 结果也显示旋转波的频率为 12.102 kHz,表明此处形成的也是双波模态。

在工况 4 中能够自发形成自持稳定旋转爆震波的工况,在其稳定工作期间启动脉冲枪输入扰动,对压力波形的影响如图 9(a)所示,说明在爆震波自持传播过程外界激励对爆震燃烧的影响是负面的,会干扰到旋转爆震波的正常传播,导致爆震波熄灭。自持工况中旋转爆震波的自我恢复能力很强,经过约 10 ms 后又形成了规律性的压力振荡。局部压力曲线放大图如图 9(b)所示,压力峰值较小,只有约 0.2 MPa,FFT 显示传播频率为 6.432 kHz。

在工况 5 中,流量参数与工况 1 相同,区别在于燃烧室结构不同。工况 1 的燃烧室有喉部,工况 5 的燃烧室没有喉部,工况 5 中最终未能形成稳定自持的旋转爆震波。爆震熄灭后施加人为激励,依然

未能激发出旋转爆震波,如图 10(a)所示。

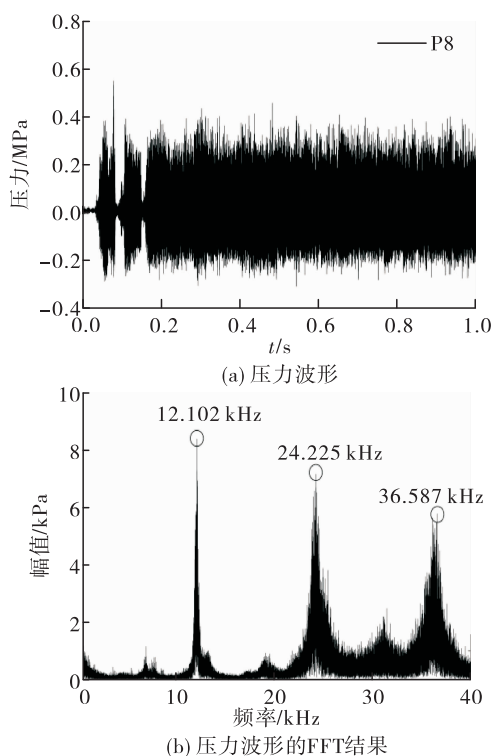


图 8 工况 3 的压力波形和 FFT 结果

Fig. 8 Globe pressure traces and FFT results in case 3

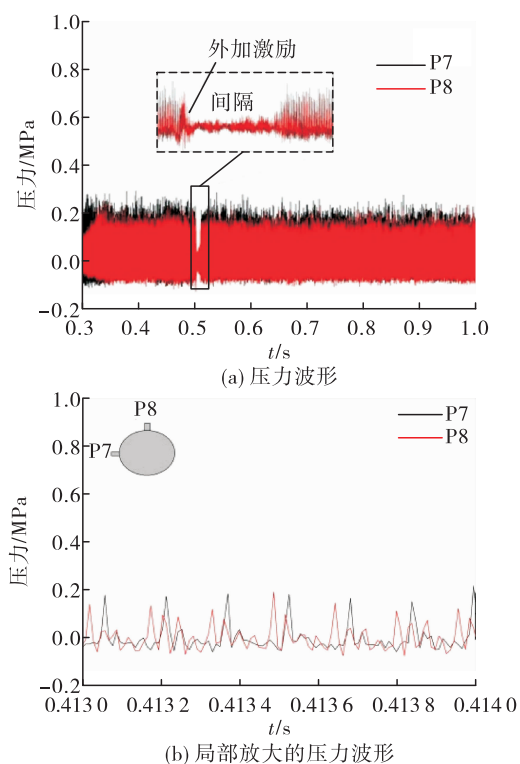


图 9 工况 4 的压力波形和放大结果

Fig. 9 Globe and enlarged pressure traces in case 4

图 10(b)中的压力曲线局部放大图也表明此时的压力振荡为低值无序振荡,是一种宽频燃烧噪声。通过比较工况 5 和工况 1 的实验结果,工况 1 中为短时间稳定传播的旋转爆震波,而工况 5 中为缓燃燃烧状态,说明燃烧室喉部有利于自燃推进剂旋转爆震燃烧的起爆和传播。

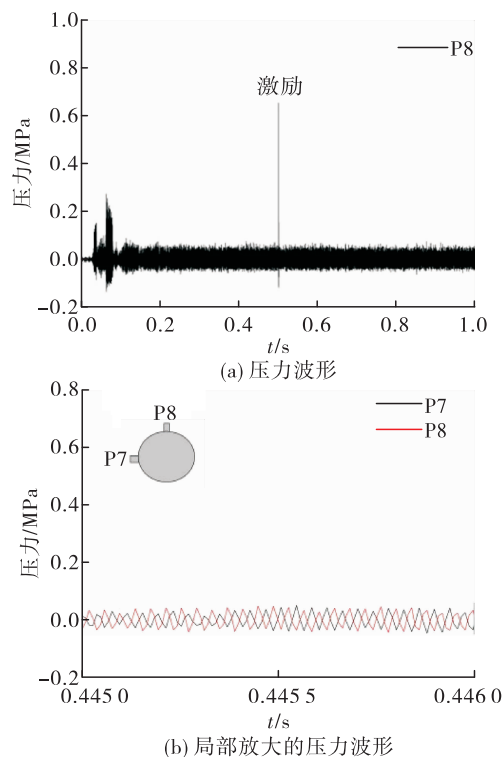


图 10 工况 5 的压力波形和放大结果

Fig. 10 Globe and enlarged pressure traces in case 5

从以上分析可以看出,在不能够产生旋转爆震的工况下,即使通过脉冲枪施加压力冲击也不能激发出旋转爆震燃烧;在能够产生旋转爆震燃烧的工况下,脉冲枪施加的压力冲击对正常的爆震波传播过程起到了干扰和破坏的作用。因此,外界激励不是自燃推进剂旋转爆震燃烧产生及维持的主要原因,主要影响因素为燃烧室几何构型、推进剂流量、混合比等参数。

3 结论

通过在环形燃烧室内开展自燃推进剂的旋转爆震燃烧实验,主要结论如下。

1) 自燃推进剂的旋转爆震燃烧过程具有高度非稳态特性,从宏观上看各个传播周期之间存在明

显差异,而且同一个传播周期内旋转爆震波的强度在沿周向传播过程中也是动态变化的。

2)对于自燃推进剂的旋转爆震燃烧的产生及维持过程来说,外界激励不起决定性作用,燃烧室几何构型和推进剂混合比对旋转爆震燃烧的影响更大。

参考文献

- [1] LU F K, BRAUN E M. Rotating detonation wave propulsion: Experimental challenges, modeling, and engine concepts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1125-1142.
- [2] 侯凯宇,贺敏,金鹏飞. 未来远程对空导弹发展思考[J]. *上海航天(中英文)*, 2021, 38(3): 68-75.
- [3] MA J Z, LUAN M Y, XIA Z J, et al. Recent progress, development trends, and consideration of continuous detonation engines[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 4976-5035.
- [4] 袁雪强,蒋露欣,张多,等. 爆震波通过环形通道传播模式试验研究[J]. *火箭推进*, 2021, 47(6): 101-110.
- [5] RANKIN B A, RICHARDSON D R, CASWELL A W, et al. Imaging of OH chemiluminescence in an optically accessible nonpremixed rotating detonation engine [C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [6] 计自飞,李天琦,张会强. 吸气式旋转爆震组合循环发动机性能[J]. *火箭推进*, 2021, 47(6): 86-92.
- JI Z F, LI T Q, ZHANG H Q. Performance analysis of rotating detonative airbreathing combined cycle engine [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(6): 86-92.
- [7] PENG H Y, LIU S J, LIU W D, et al. Enhancement of ethylene-air continuous rotating detonation in the cavity-based annular combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 115: 106842.
- [8] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S, et al. Large-scale hydrogen-air continuous detonation combustor [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(3): 1616-1623.
- [9] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [10] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures. Annular cylindrical combustors [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2008, 44(2): 150-162.
- [11] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures. Combustor with an expanding annular channel [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2008, 44(3): 330-342.
- [12] FOTIA M, SCHAUER F, HOKE J. Experimental study of performance scaling in rotating detonation engines operated on hydrogen and gaseous hydrocarbon fuel [C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [13] RANKIN B A, RICHARDSON D R, CASWELL A W, et al. Chemiluminescence imaging of an optically accessible non-premixed rotating detonation engine [J]. *Combustion and Flame*, 2017, 176: 12-22.
- [14] YAO S B, WANG J P. Multiple ignitions and the stability of rotating detonation waves [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 108: 927-936.
- [15] PENG H Y, LIU W D, LIU S J, et al. The effect of cavity on ethylene-air continuous rotating detonation in the annular combustor [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(26): 14032-14043.
- [16] LIU S J, PENG H Y, LIU W D, et al. Effects of cavity depth on the ethylene-air continuous rotating detonation [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 166: 1-10.
- [17] 郑权,翁春生,白桥栋. 倾斜环缝喷孔式连续旋转爆轰发动机试验[J]. *推进技术*, 2014, 35(4): 570-576.
- [18] XIA Z J, MA H, GE G Y, et al. Effects of ignition condition on the initiation characteristics of rotating detonation wave in plane-radial structure [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 175: 79-89.
- [19] ZHONG Y P, WU Y, JIN D, et al. Investigation of rotating detonation fueled by the pre-combustion cracked kerosene [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105480.
- [20] MENG H L, XIAO Q, FENG W K, et al. Air-breathing rotating detonation fueled by liquid kerosene in cavity-based annular combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 122: 107407.
- [21] ANDERSON W S, HEISTER S D, HARTSFIELD C. Experimental study of a hypergolically ignited liquid bipropellant rotating detonation rocket engine [C]//AIAA Scitech 2019 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.

- tion and experimental verification of RBCC combustor in ramjet mode [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(6):69-73.
- [12] 包恒. 低飞行马赫数下煤油超燃冲压发动机的直接点火[D]. 长沙:国防科技大学,2017.
- [13] 吴先宇,陈晖,刘睿,等. 碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室控制试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8):1541-1545.
- [14] 潘余,李大鹏,刘卫东,等. 超燃冲压发动机燃烧模态转换试验研究[J]. 爆炸与冲击,2008,28(4):293-297.
- [15] ARAD E, YOKEV N, BROD H E, et al. From supersonic combustion to thermal choking: Numerical and experimental analysis of a scramjet engine [C]//AIAA Aviation 2020 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2020.
- [16] 王元光,徐旭,蔡国飙. 自由射流超燃冲压发动机燃烧室流场对比计算研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5):825-829.
- [17] 张冬青,邓维鑫,邢建文,等. 10 Ma 条件超燃冲压发动机自由射流试验过程[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3):735-742.
- [18] 卢洪波,陈星,谌君谋,等. 新建高焓激波风洞 $Ma = 8$ 飞行模拟条件的实现与超燃实验[J]. 气体物理, 2019, 4(5):13-24.
- [19] 吴颖川,贺元元,张小庆,等. 超燃冲压发动机推力性能评估方法[J]. 推进技术, 2019, 40(1):26-32.
- [20] 吕重阳,宋文艳,刘彬. 试验气体污染对超燃冲压发动机进气道起动性能影响研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议论文集——S03 吸气式与组合推进技术. 洛阳:中国航天第三专业信息网,2018.
- [21] GU H B, CHEN L H, CHANG X Y. Experimental investigation on the cavity-based scramjet model [J]. Chinese Science Bulletin, 2009, 54(16):2794-2799.

(上接第 62 页)

- [22] KAN B, HEISTER S D. Chamber volume effects on hypergolic pulse detonation rocket engine [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [23] KAN B, HEISTER S D. Characterization of injector response in a hypergolic pulse detonation rocket engine [C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [24] SARDESHMUKH S V, HEISTER S D. Reacting opposed jets of hypergolic propellants MMH and RFNA [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [25] XUE S J, LIU H J, ZHOU L X, et al. Experimental research on rotating detonation with liquid hypergolic propellants [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(12):2199-2205.
- [26] 严宇,胡洪波,洪流,等. 自燃推进剂旋转爆震燃烧实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(9):1986-1993.