



当量比对富氢燃气旋转爆轰自起爆传播特性的影响

高文佳,白桥栋*,韩家祥,邱 晗,刘喁勇,翁春生

(南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室,江苏 南京 210094)

摘要:针对高温富氢燃气旋转爆轰自起爆现象,进行了实验研究,通过分析典型特征参数,探究了当量比对高温富氢燃气旋转爆轰波传播特性的影响,获得了高温富氢燃气成功自起爆形成旋转爆轰波的当量比范围,分析了当量比对自起爆延迟时间的影响。结果表明:自起爆形成的初始旋转爆轰波强度较弱,会出现传播方向的改变和传播模态的改变。但通过旋转爆轰的自调节,最终能够实现旋转爆轰的稳定自持传播。当预燃氧气流量在 8 g/s 左右,空气流量在 270 g/s 时,在当量比范围为 0.85~1.98 区间内,高温富氢燃气能够通过自起爆形成稳定的旋转爆轰波。当量比大于 1.52 时旋转爆轰波呈单波模态;随着当量比减小,转变为混合模态,即在同一工况下,单波、双波模态和单/双波过渡模态无规律地交替出现。当量比减小到 0.96 左右时,旋转爆轰波呈现出稳定双波模态;随着当量比的增加,自起爆延迟时间从 138 ms 缩减至 106 ms。旋转爆轰波的传播速度随着当量比的增加先增大后减小。波速的最大值出现在当量比为 1.33,此时波速为 1 278 m/s。

关键词:高温富氢燃气;旋转爆轰;自起爆过程;传播模态;当量比

中图分类号:TJ385 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2025)01-0009-11

Effect of Equivalent Ratio on Auto-initiation Propagation Characteristics of Rotating Detonation of Hydrogen-rich Gas

GAO Wenjia, BAI Qiaodong*, HAN Jiaxiang, QIU Han, LIU Zhu Yong, WENG Chunsheng

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

Abstract: In order to deeply study the auto-initiation phenomenon of rotating detonation of high-temperature hydrogen-rich gas, the experimental study was carried out. The influence of equivalent ratio on the propagation characteristics of high-temperature hydrogen-rich gas rotational-detonation-wave was explored by analyzing the typical characteristic-parameters, and the equivalence-ratio range of the successful auto-initiation of high-temperature hydrogen-rich gas to form a rotational detonation wave was obtained, and the influence of equivalence ratio on the self-initiation delay time was analyzed. The results show that the intensity of the initial rotational detonation wave formed by auto-initiation is weak, and the propagation direction and propagation mode will change. However, through the self-adjustment of the rotational detonation, the stable self-sustaining propagation of the rotational detonation can be realized finally. While the flow rate of pre-fired oxygen is about 8 g/s and the air flow-rate is 270 g/s, within the equivalence-ratio range of 0.85–1.98, the high-temperature hydrogen-rich gas can form a stable rotational detonation wave through self-detonation. When the equivalence ratio is greater than 1.52, the rotational detonation wave is in a single-wave mode, and with the decrease of the equivalence ratio, it changes to a mixed mode, that is, under the same working condition, the single-wave, dual-wave mode and single/double-wave transition mode appear irregularly alternately. When the equivalence-ratio decreases to about

0.96, the rotational detonation wave presents a stable two-wave mode, and with the increase of the equivalence ratio, the auto-initiation delay time decreases from 138 ms to 106 ms. The propagation velocity of the rotational detonation wave increases first and then decreases with the increase of the equivalence ratio. The maximum value of the wave velocity occurs when the equivalence ratio is 1.33, and the wave velocity is 1 278 m/s.

Key words: high-temperature hydrogen-rich gas; rotating detonation; auto-initiation; propagation characteristics; equivalence ratio

旋转爆轰发动机 (rotating detonation engine, RDE) 是一种新型推进装置, 它利用燃烧室中连续旋转传播的爆轰波扫过推进剂混合物, 产生高温高压的爆轰产物, 并通过喷管排出, 产生推力^[1]。相比传统发动机, RDE 结构简单、推力稳定, 同时具有推力矢量调节能力等优势, 因此备受国内外关注, 未来在航空、航天以及兵器科学等领域有较好的应用前景^[2]。

大量研究表明点火起爆方式对旋转爆轰的形成以及稳定自持传播有较大影响。NICHOLLS 等^[3]采用直接起爆方式, 利用电火花为点火源, 成功起爆了连续旋转爆轰发动机。THOMAS 等^[4]采用间接起爆方式, 使用预爆轰管中产生的初始爆轰波实现点火起爆。YAO 等^[5]采用多个切向布置的预爆管进行爆轰燃烧试验, 并结合二维数值模拟的方法, 重点研究了不同数量的点火源点火起爆时多波模态形成的过程, 以及对多波模态稳定性进行了验证, 发现爆轰波数量的增加导致其传播速度降低。XIA 等^[6]采用 3 种不同的点火方式, 研究点火方式及点火位置对盘式旋转爆轰发动机内爆轰波的影响。结果显示, 随着点火能量的增加, 形成旋转爆轰的时间减少。褚驰等^[7]基于连续旋转爆轰发动机试验平台与 OpenFoam 开源软件, 进行了预爆轰式连续旋转爆轰发动机点火起爆机理的研究。结果表明: 初始爆轰波进入环形燃烧室膨胀解耦转为燃烧波后很快湮灭, 峰值压力迅速降低; 受激波的压缩及燃烧室曲率和燃烧室表面粗糙度等因素的影响, 燃烧室内的压缩波系汇合点燃燃料, 逐渐形成前导激波, 诱导引爆可燃混合气体, 重新建立爆轰波。杨成龙等^[8]对以氢气/空气为反应物的旋转爆轰发动机进行了实验研究, 采用普通火花塞和高能火花塞作为点火装置, 揭示了旋转爆轰发动机的点火特性。

目前旋转爆轰发动机已与多种传统发动机结合, 如涡轮式连续旋转爆轰发动机^[9-10]。该发动机采用独立于空气系统的富燃燃气发生器产生燃气,

并通过驱动涡轮带动压气机运转, 与驱动涡轮做功后的富燃燃气在混流燃烧室内进行掺混和燃烧, 生成高温燃气, 并在尾喷管内膨胀加速后排出, 产生推力^[11-13]。

胡洪波、王顺利等^[14-15]研究了煤油富燃燃气连续旋转爆轰, 并在富氧空气条件下实现了稳定的连续旋转爆轰。李茂等^[16]设计了以氢气/氧气为燃料和氧化剂的富氢预燃室, 并进行了点火燃烧实验, 产生的富氢燃气温度约为 520 K, 并且发现双同轴喷嘴富氢预燃室易点火、产生的富氢燃气均匀度好等优点。HU 等^[17]在研究中采用富燃燃气作为燃料, 发现能够起爆的最低氧含量为 29%。ZHONG 和 YANG 等^[18-20]研究了煤油富燃燃气在不同富氧空气条件及不同当量比下, 环缝和氧化剂喷口宽度喷管构型对旋转爆轰特性的影响。张世健等^[21]对高温富氢燃气连续旋转爆轰特性进行了研究, 结果表明当量比对富氢燃气与空气旋转爆轰的传播模态影响较大。

BAI 等^[22]在研究高温氢气旋转爆轰的传播特性中, 发现了氢气/空气旋转爆轰的自起爆现象, 无需外部点火设备情况下, 高温富氢燃气和空气进入燃烧室后, 两者能够快速自燃, 进而形成火焰热点, 诱导产生旋转传播的爆燃波, 经过爆燃转爆轰的过程形成旋转爆轰波^[23-24]。采用自起爆方式, 能除去预爆轰点火起爆方式中预爆轰燃料供给管路及控制系统相关设备, 减少发动机系统的复杂程度, 是以高温燃气为燃料的 RDE 的理想选择, 能直接提升发动机的综合性能。

利用高温气态燃料实现旋转爆轰的自起爆过程是一种新的起爆方式, 对其起爆的过程以及起爆机理还缺乏了解。在此背景下, 本文利用高温富氢燃气作为燃料, 研究高温富氢燃气的自起爆过程, 总结了当量比对旋转爆轰波传播特性、自起爆延迟时间及旋转爆轰波传播速度的影响, 对探究高温富氢燃气旋转爆轰的自起爆传播机理、自起爆方式的实际

应用,具有科学及工程上的意义。

1 实验方法

高温富氢燃气旋转爆轰自起爆实验系统如图 1 所示,主要由控制系统、数据采集系统、高压气源、预

燃室和旋转爆轰燃烧室组成。环形燃烧室是一个长度为 180 mm 的环形圆柱形室,外径为 110 mm,内径为 94 mm,宽度为 8 mm。预燃烧室中,氢气和氧气富燃燃烧产生的高温富燃燃气作为旋转爆轰的燃料,空气作为氧化剂。

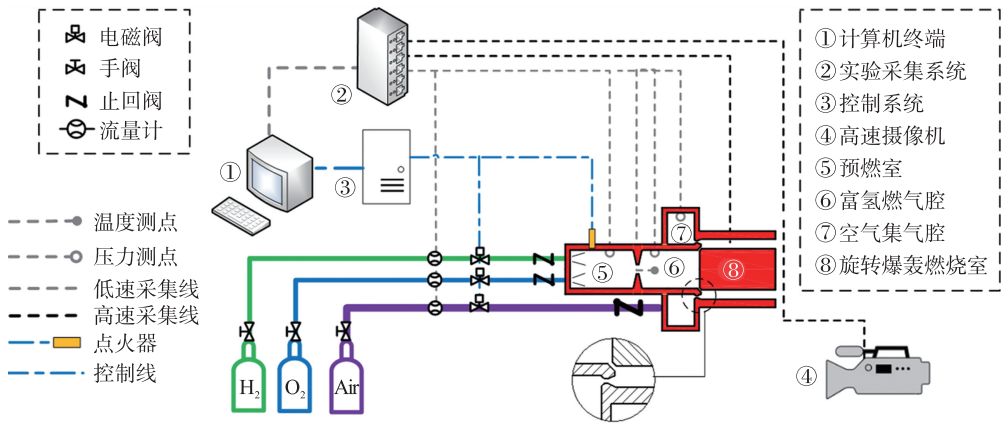


图 1 实验系统简图
Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

高温富氢燃气和空气分别采用小孔和环缝的非预混喷注结构。燃气集气腔内壁面均匀分布 80 个 1 mm 圆形喷孔,富氢燃气通过小孔注入旋转爆轰燃烧室。空气在空气集气腔通过喉部宽度为 1 mm 的环缝注入旋转爆轰燃烧室,喷注环缝采用收缩扩张的拉瓦尔型流道,减少爆轰反压对气体喷注的影响。

预燃室、富氢集气腔、空气腔和旋转爆轰燃烧室均布置有静态压力监测器。静态压力传感器为隔离膜片式压力变送器,测量范围 0~5 MPa,测量误差为 0.5%;在富氢燃气腔布置温度监测器,温度测点和压力测点位于同一圆周上。温度传感器有两种,均为热电偶探头式,测量范围分别为:273~1 423 K 和 523~1 873 K,测量误差均为 0.5%;流量计采用气体涡轮流量计,测量范围 4~16 m³/h,测量误差 1.22%。实验时根据气体工质的供给温度、供给压力以及气体常数推算出气体工质的比体积,结合涡轮流量计实时数据得出工质的质量流量。

在旋转爆轰燃烧室外壁面布置有 2 个压电式高频动态压力传感器,如图 2 所示,分别称作 PCB1、PCB2。PCB1、PCB2 均匀分布在同一圆周上,且每个传感器头部感应端面与燃烧室外壁面平齐,以减小传感器对爆轰波面的干扰,达到更准确的测量效果。实验中采用的压电式高频动态压力传感器型号均为 PCB113B24,测量范围为 0~6.89 MPa,灵敏度为 726.4 mV/MPa,测量误差为 1.3%。由于富氢燃

气与空气在旋转爆轰燃烧室内能实现自起爆,本实验过程无需氢氧预爆轰管点火系统,因此减少了预爆轰点火所需的氧化剂/燃料供给系统和预爆轰管等点火装置及相应的控制系统,简化了整体实验系统的结构。同时也简化了控制时序,具体实验控制时序如图 3 所示。首先开启测控系统,依次开启预燃室氧气和氢气的供给,由于氧气集气腔建压时间稍长,氧气供给时间比氢气提前 300 ms。氢气开始供给后,预燃室点火,待燃气发生器工作稳定后供给空气,空气与富氢燃气在旋转爆轰燃烧室中掺混后自起爆,形成连续旋转爆轰波。 Δt 为旋转爆轰发动机的工作时间,实验结束时,同时切断预燃室氢气和氧气供给,预燃室和发动机熄火,空气持续供给数秒后切断,吹除燃烧室内残余气体,实验结束。

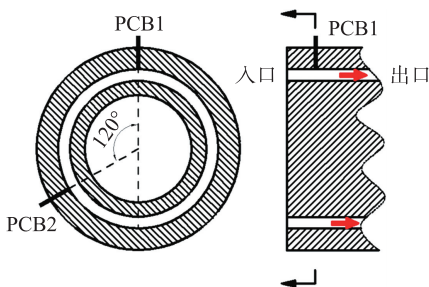


图 2 PCB1、PCB2 安装位置示意图
Fig. 2 Schematic diagram of installation location of PCB1 and PCB2

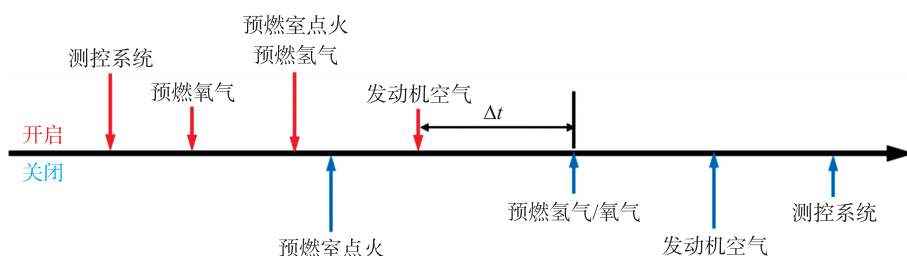


图 3 实验控制时序

Fig. 3 Control sequence of experiment

2 自起爆过程分析

在旋转爆轰燃烧室入口处,由于富氢燃气的温度和活性较高,在接触到空气后迅速发生燃烧反应,随空气腔压力逐步提高,反应物浓度不断增加,在数毫秒后,燃烧室内经过爆燃转爆轰过程,旋转爆轰波经自我调节后,连续旋转爆轰传播模式基本建立,旋转爆轰波自发形成。由于当量比对旋转爆轰传播特性影响较大,本文开展了大量实验,分析不同当量比对高温富氢燃气自起爆传播特性的影响。

以预燃氢气、氧气质量流量分别为 10.8 g/s、7.5 g/s,空气质量流量为 270 g/s,旋转爆轰燃烧室内当量比为 1.24 的工况为例,分析高温富氢燃气自起爆过程,图 4 为预燃室工作过程中氧气腔(p_1)、氢气腔(p_2)和预燃室(p_3)压力变化情况。氧气和氢气分别在 1.8 s 和 2.1 s 进入预燃室。在点火初期,预燃室内为富氧状态,能保证点火成功并维持预燃室稳定工作。预燃室工作稳定后,压力为 0.77 MPa。

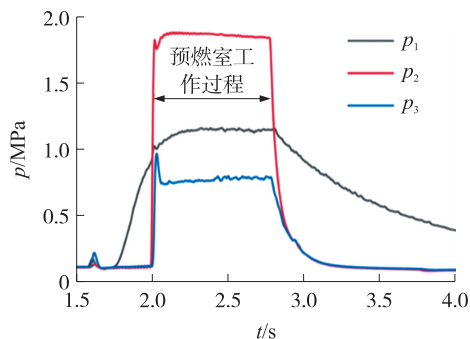


图 4 预燃室工作压力变化

Fig. 4 Pressure curves of pre-combustion chamber

图 5 分别为富氢燃气腔(p_5)、空气腔(p_6)和旋转爆轰燃烧室(p_7)的静态压力。在 2.0 s 时,预燃室点火生成的高温富氢燃气进入富氢燃气腔,腔内压力上升至 0.52 MPa,2.2 s 时刻空气通过环缝喷注进入旋转爆轰燃烧室,与富氢燃气掺混,经过自燃形成

燃烧火焰,火焰发展增强,转变为爆燃,直至火焰进一步加强,并与压力波耦合,完成爆燃转爆轰的过程后形成旋转爆轰波。在 2.4 s 时刻,空气腔压力稳定至 0.43 MPa。同时,由于爆轰反压的作用,富氢燃气腔压力上升至 0.57 MPa。旋转爆轰燃烧室内静压达到 0.14 MPa。在 2.7 s,燃料和氧化剂断开供给,预燃室停止工作,旋转爆轰燃烧室内旋转爆轰波解耦,爆轰反压消失。

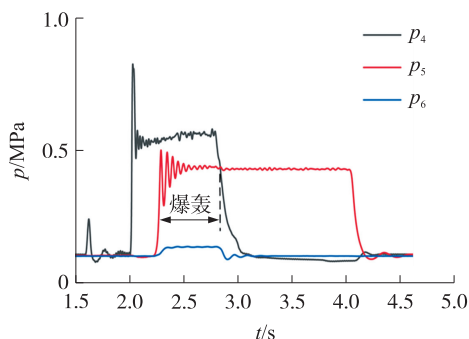


图 5 旋转爆轰发动机工作过程压力变化

Fig. 5 Pressure curves during the working process of rotating detonation

为了详细分析高温富氢燃气旋转爆轰自起爆过程,使用高速摄影对旋转爆轰燃烧室尾部进行拍摄,采用拍摄帧率 20 000 s⁻¹,拍摄分辨率 600 × 600 Pixel²。

图 6 中方形图片为高速摄影实拍得到的,将高速摄影所拍摄的图片全部进行裁剪与锐化处理。红色圆环所示为环形燃烧室外壁面位置,图中其他黄色区域为腔室尾部燃烧产物。沿红色圆环线将环形燃烧室轮廓裁出,把圆环形图片从周向角 0°位置沿虚线裁开,并且展开成长方形,使圆环形转变成矩形。图中 0°一端置于下方,360°一端置于上方。将高频压力传感器 PCB 所采集到的压力信号与高速摄影处理后的图片在时间上进行匹配。通过图片的处理和拼接,可以清晰直观观察到旋转爆轰燃烧室

内火焰随时间的变化与旋转爆轰波的模态转化过程。

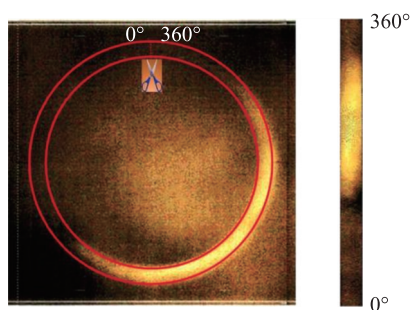


图6 高速摄影图片裁剪处理方法

Fig. 6 Cropping method for high-speed photography

将处理过的高速摄影照片与高频压力传感器 PCB 测得的高频压力数据结合,得到图 7,图 7 可以展示旋转爆轰自起爆的形成过程,整个过程可分为 3 个阶段,即富氢燃气喷注初期阶段、富氢燃气进入旋转爆轰阶段以及富氢燃气旋转爆轰自起爆阶段。

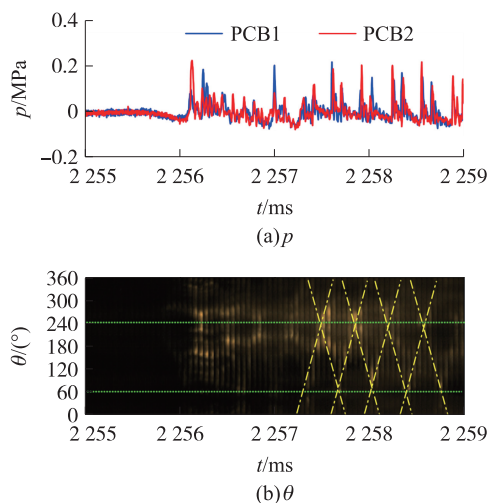


图7 自起爆过程初始阶段

Fig. 7 Initial stage of the auto-initiation process

在 2 200 ms 时,空气便通过环缝喷注进入旋转爆轰燃烧室,与富氢燃气掺混。富氢燃气与空气接触初期并未形成明亮的火焰团,这是因为空气供给刚开始的一段时间,空气腔处于建压阶段,进入旋转爆轰燃烧室的空气较少,混合气可燃成分浓度高,氧化剂成分浓度低,化学反应速率较慢。此过程中,高频压力传感器 PCB 的压力信号缓慢上升,具有明显的燃烧波特性。随着空气腔压力的升高,有更多的空气持续通入旋转爆轰燃烧室,与富氢燃气混合,此时富氢燃气浓度较高且具有较高的温度,反应活性较强,化学反应速度加快,进而形成弱着火点。图 7

中开始出现微弱的发光区,这时的燃烧火焰扩散过程没有明显的方向性,微弱发光区范围较小,表明燃烧的火焰沿周向和轴向扩散。火焰面的逐渐扩展以及对未燃气体的冲击压缩,导致燃气反应速率加快,火焰面加速。由于旋转爆轰燃烧室内积累了一定的混合可燃气体,活性中间物浓度不断增加,经过一段时间的积累便形成了爆燃,燃烧室内经过一个爆燃转爆轰过程。刚开始进入爆燃火焰传播阶段,波速较高,燃烧室内温度升高,富氢燃气在燃烧室内形成多处的“热点”,由于“热点”的成长和火焰自身的不稳定性,引起火焰燃烧面积增加。白桥栋等^[23]也指出高温富氢燃气在旋转爆轰燃烧室内自燃所形成的火焰热点诱导产生了旋转传播的爆燃波,经历了爆燃转爆轰过程,进而形成了旋转爆轰波。

大约在 2 256 ms 时刻,高频压力传感器 PCB1 和 PCB2 采集到第一道微弱爆轰波。经过前一阶段的爆燃转爆轰过程,旋转爆轰燃烧室内形成了复杂的压力波系,多个压力波在传播过程相互追赶或碰撞,形成了沿逆时针方向旋转传播的微弱爆轰波,随后这道微弱爆轰波解耦。2 257 ms 时刻,由多个激波汇聚叠加并与火焰耦合,重新在 60°位置处形成旋转爆轰波。旋转爆轰波形成之后沿顺时针和逆时针两个方向同时传播,形成了双波对撞模态。对撞模态中,旋转爆轰波的峰值压力低且拍摄到的火焰亮度暗,仅在对撞点处存在较亮的火焰。高速摄影图片中标注了明显的双波对撞模态特征,结合高频压力传感器 PCB 压力曲线,判断对撞点位置稳定在 60°和 240°附近。高频压力传感器 PCB 的压力信号稳定地突跃上升,体现了爆轰波的特性。经过大量的实验发现,自起爆形成的旋转爆轰波强度较弱,会出现传播方向的改变和传播模态的改变。但最终通过旋转爆轰的自我调节,能够不断增强,最终均能实现旋转爆轰的稳定自持传播。

图 8 所示为自起爆过程中 PCB1 动态压力曲线,由于实验中不同反应物的能量释放强度不同,形成的激波强度也不同。因此,不是单纯以高频压力波的峰值表征爆轰的强度,而使用压力波的变化率 k 表征爆轰强度, $k = \Delta p / \Delta t$, Δp 为压力变化值, Δt 为时间。ZHOU 等^[22]通过压力波的梯度 ($k = 20 \text{ MPa/ms}$) 区别爆轰波与爆燃波,准确地确定燃烧室内的传播模态。当 $k > 20 \text{ MPa/ms}$,说明此时爆轰波形成,并据此计算自起爆过程中形成旋转爆轰波的延迟时间。图 9(a)为 PCB1 所采集到的压力

曲线局部放大图,经过计算, $k=22\text{ MPa/ms}$,此时为爆轰波。图 9(b)所示, $k=10.3\text{ MPa/ms}$,此时为爆燃波。很明显,爆轰波的压力梯度高于爆燃波。

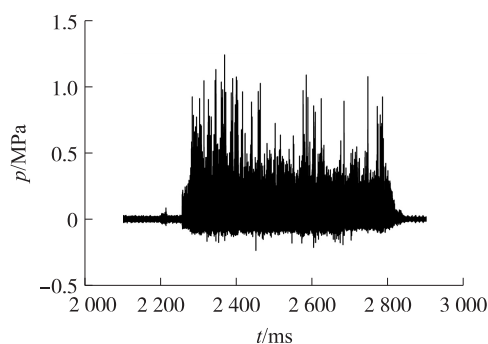


图 8 PCB1 动态压力曲线

Fig. 8 Dynamic pressure curve of PCB1

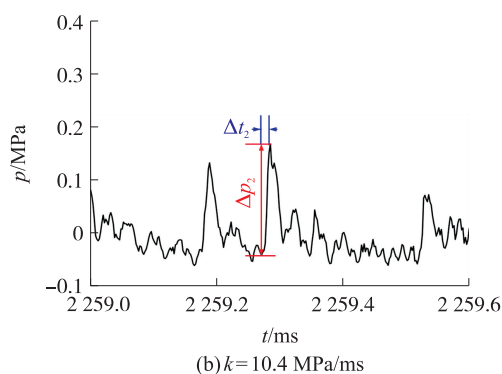
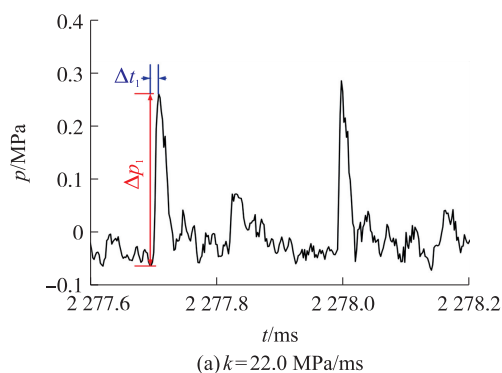


图 9 PCB1 压力梯度分析

Fig. 9 Pressure gradient analysis

3 自起爆传播模态分析

在自起爆实验中,维持预燃氧气流量在 8 g/s 左右,空气流量为 270 g/s 左右,氢气质量流量从 7.7 g/s 增加至 17.4 g/s ,相应地当量比从 0.8 增加至 1.98 。实验工况如表 1 所示。通过改变实验当量比,主要出现以下 3 种富氢燃气旋转爆轰的传播模态:单波模态、双波模态及混合模态。高当量比范围

下出现单波模态,即只有一个爆轰波在燃烧室内旋转传播。当量比低于 1.11 时,会呈现双波模态。双波模态中存在 2 个爆轰波在燃烧室内旋转传播。当量比在 $1.11\sim 1.37$ 的范围内时,会呈现混合模态。混合模态是单波模态和双波模态之间的过渡状态。下面分别结合工况 2、工况 6 和工况 10 对不同模态下的传播特性及稳定性进行具体分析。

表 1 实验工况参数

Table 1 Parameters of experimental conditions

工况	氢气流量 $/(g\cdot s^{-1})$	氧气流量 $/(g\cdot s^{-1})$	空气流量 $/(g\cdot s^{-1})$	当量比	爆轰状态
1	7.7	8 ± 5	270 ± 5	0.80	失败
2	7.9	8 ± 5	270 ± 5	0.85	双波对撞
3	8.8	8 ± 5	270 ± 5	0.95	双波对撞
4	8.6	8 ± 5	270 ± 5	0.96	双波对撞
5	9.6	8 ± 5	270 ± 5	1.11	混合模态
6	10.8	8 ± 5	270 ± 5	1.24	混合模态
7	12	8 ± 5	270 ± 5	1.33	混合模态
8	12.3	8 ± 5	270 ± 5	1.37	混合模态
9	13.5	8 ± 5	270 ± 5	1.51	单波模态
10	17.4	8 ± 5	270 ± 5	1.98	单波模态

3.1 单波模态

工况 10 下的高频压力局部曲线和 PCB 峰值压力如图 10 所示。压力峰值点的出现具有明显的周期性,且根据 PCB1 和 PCB2 的相对位置,可以判断燃烧室内仅存一道逆时针方向旋转的单波。通过式(1)和式(2)分别计算旋转爆轰波的传播频率 f_n 和传播速度 v_n ,对 PCB1 峰值挑点得到旋转爆轰波的峰值压力,定义相邻两个压力峰的时间差为 Δt_n 。

$$f_n = 1/\Delta t_n \quad (1)$$

$$v_n = \pi d f_n \quad (2)$$

式中: d 为旋转爆轰燃烧室外径。通过每个峰值点间隔的时间计算出旋转爆轰波传播每一周期的速度。该工况稳定阶段下($2\ 650\sim 2\ 800\text{ ms}$)的传播频率 f_n 分布如图 11 所示,燃烧室内连续旋转爆轰波传播频率在 $3\ 289\sim 4\ 132\text{ Hz}$ 之间,传播速度介于 $1\ 136\sim 1\ 428\text{ m/s}$ 之间,平均传播速度为 $1\ 311\text{ m/s}$,这一结果与 CEA 程序计算得出的理论传播速度($2\ 035.3\text{ m/s}$)有一定差异,速度亏损为 35.58% 。原因:爆轰通道缺乏一维性,内外壁面的热损失和燃烧室壁面曲率的影响,使旋转爆轰波传播速度降低 $5\%\sim 10\%$ 。

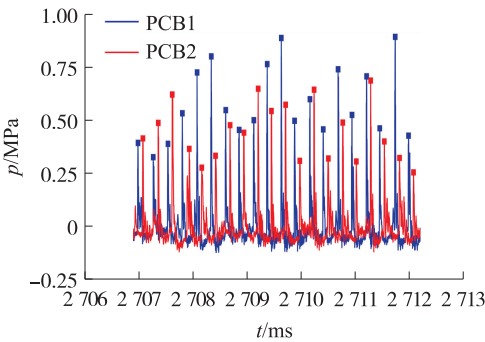


图 10 工况 10 下高频压力局部曲线

Fig. 10 Local curve of high frequency pressure in Case 10

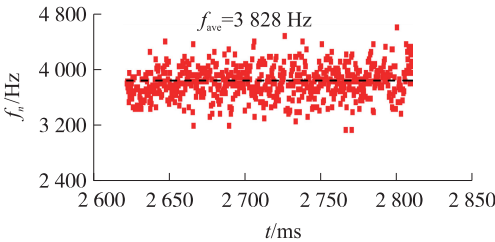


图 11 工况 10 下的传播频率分布

Fig. 11 Peak pressure distribution in Case 10

对工况 10 中 PCB2 测量压力数据分别进行傅里叶变换(FFT)与短时傅里叶变换(STFT),如图 12 所示。发展过程中的旋转爆轰波以低于主频的频率传播,造成了 FFT 结果中旁频 3 063 Hz 的存在。在发展阶段后的旋转爆轰波稳定传播阶段,爆轰波传播频率保持稳定,此时旋转爆轰波的传播频率为 FFT 结果中的主频。

对 FFT 图进行分析,一阶主频为 3 824 Hz,与传播频率计算平均值(3 828 Hz)的误差仅为 0.09%,在误差允许的范围内,其余功率谱密度峰值对应的频率依次为 7 791 Hz、11 630 Hz,分别是一阶主频 3 824 Hz 的 2 倍、3 倍。FFT 结果和计算结果表明旋转爆轰波呈单波模态,且传播状态相对稳定。

通过计算该过程中稳定阶段的传播速度(v_n)标准差 s_v 、变异系数 u_v ,变异系数能够度量数据的离散程度,可定量地描述单波模态传播速度的稳定性,计算得到传播速度标准差为 31.38 m/s,变异系数为 2.02%,表明此工况下单波模态稳定性较好。计算公式为

$$s_v = \sqrt{\frac{\sum_{n=1}^m (v_n - v_{ave})^2}{m}} \quad (3)$$

$$u_v = \frac{s_v}{v_{ave}} \quad (4)$$

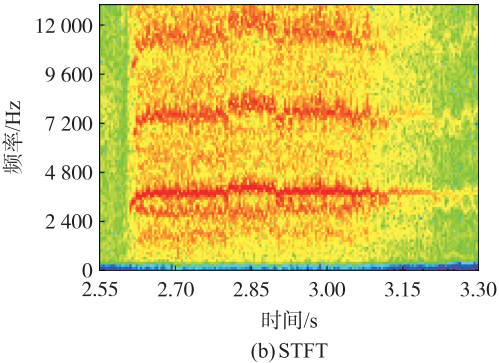
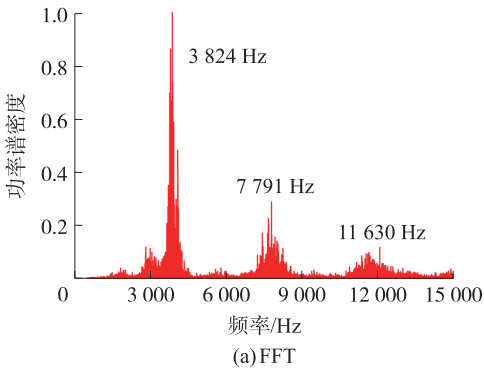


图 12 工况 10 下的高频压力分析

Fig. 12 High frequency pressure analysis of Case 10

3.2 双波对撞

以工况 2 为例,图 13 为在 2 755~2 762 ms 时间段内高频压力信号局部放大图。在双波对撞传播模式下,高频压力均呈现出一定的周期性,由于 2 个爆轰波的传播方向相反,它们相继经过测压点时会引起压力峰值的变化。

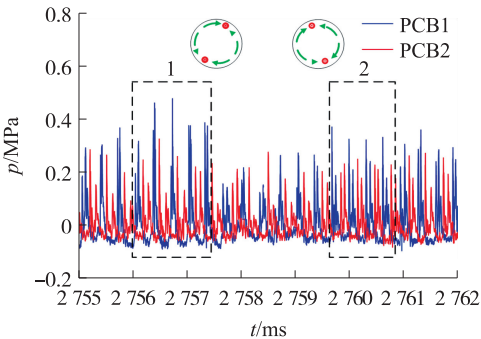


图 13 工况 2 下高频压力局部曲线

Fig. 13 High frequency pressure local curve in Case 2

黑色虚线框 1、2 分别选取了碰撞点于 30°与 210°附近、150°与 330°附近的 PCB 曲线特征,以对撞点位于 150°与 330°附近时为例,对应的碰撞点附近位置的双波对撞传播模态示意图及高频压力曲线局部放大图分别如图 14 和图 15 所示。环形燃烧室中存在两个反向传播的爆轰波 M 、 N 周期性的发生

对撞。爆轰波 M 、 N 在 P 点对撞后分别形成透射激波 m 、 n ，并沿原来爆轰波的传播方向继续传播。因可燃混合气的持续注入，透射激波 m 、 n 逐渐发展为新的爆轰波 M' 、 N' ，在 P' 点再次对撞。爆轰波 M' 、 N' 对撞后形成透射激波 m' 、 n' ，又发展成为新的爆轰波 M 、 N ，在 P 点对撞，循环往复。

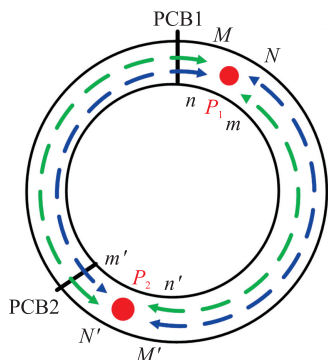


图 14 双波对撞传播模式示意图

Fig. 14 Schematic diagram of propagation modality of two counter-rotating waves mode

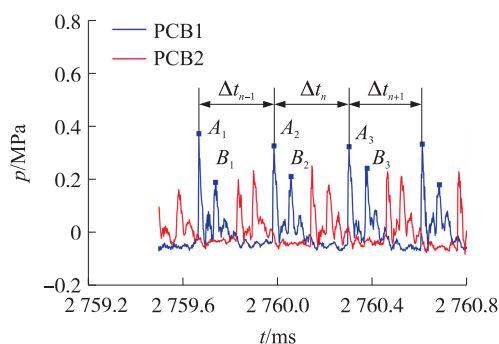


图 15 对撞点附近高频压力局部曲线

Fig. 15 Local curve of high frequency pressure near the collision point in Case 10

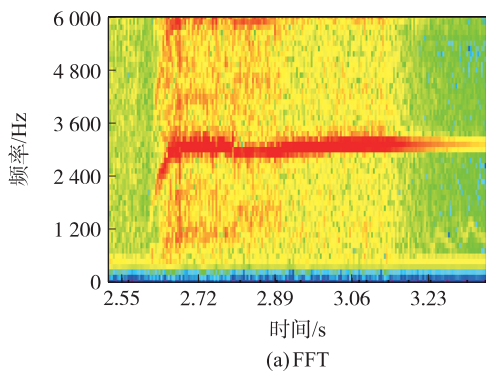
图 15 中 PCB1 高频压力曲线呈现出两个大小不同的压力峰值序列 A、B，PCB2 处的波形特征类似。当对撞点 P 远离布置于 PCB2 传感器时，由透射激波 n 诱导生成爆轰波 N' 传播至 PCB2 的距离更远，经充分发展，爆轰波的强度较大，压力峰值 A_1 也较高；而爆轰波对撞后的透射激波 m' 传播至 PCB2 的距离更近，相应的压力峰值时间间隔也较短，尚未充分发展为爆轰波，强度也更小，故压力峰值 B_1 也更低。对撞点的位置在试验过程中并不固定，会产生一定的偏移。在爆轰波双波对撞过程中，每经过一个对撞周期，燃烧室内的局部压力及透射激波的强度均存在一定差异。压力场的不均匀分布，导致新鲜富氢燃气与空气混合层高度、掺混均匀程度不

同，爆轰波发展过程中强度不一致、传播速度有差距，导致双波对撞点位置不断变化。

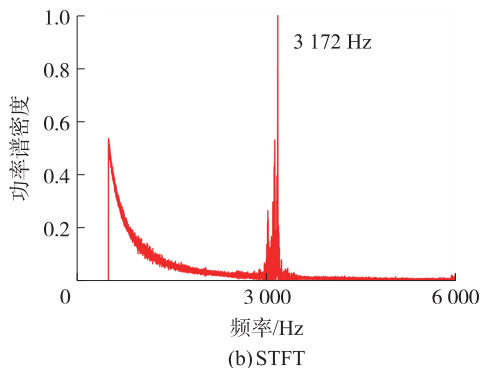
PCB1 压力曲线中两个峰值序列各自的周期间隔一致，定义为一个对撞周期 ΔT_i ，计算相应碰撞周期内旋转爆轰波平均传播速度：

$$v_i = \frac{\pi d}{\Delta T_i} \quad (5)$$

高频压力数据经过快速傅立叶变换 (FFT) 和短时傅立叶变换 (STFT) 所得，如图 16 所示。爆轰波传播频率为 3 172 Hz，平均传播速度 1 096.1 m/s，由于在一个周期内，旋转爆轰波发生两次对撞，每次对撞都会造成能量衰减，旋转爆轰波的强度和速度也无法有效提高，导致平均传播速度远低于该工况下理论 C-J 爆轰速度 (1 890.4 m/s)，不利于稳定工作。经计算，爆轰波在这一阶段传播速度的最大值 1 167.5 m/s、最小值 1 047.1 m/s、标准差 39.9 m/s、变异系数 3.66%。



(a) FFT



(b) STFT

图 16 工况 2 下的高频压力分析

Fig. 16 High frequency pressure analysis of Case 2

3.3 混合模式

在当量比为 1.11 ~ 1.37 范围内，旋转爆轰波出现混合模式，即旋转爆轰波在同一工况下，单波模式、双波模式或单/双波过渡模式交替出现。图 17 为工况 6 下模式转变动态压力曲线，图 18、图 19 分

别选取了这一过程中具有单波模态、双波模态的典型高频压力曲线,2 491 ms 时刻以前,旋转爆轰波内以单波形式按逆时针方向传播(黑色虚线框 1),在 2 493~2 496 ms 之间,旋转爆轰波在爆轰燃烧室内呈明显的双波对撞特征(黑色虚线框 3);黑色虚线框 2 和 4 分别选取介于单波模态与双波之间的过程,模态转变过程中具有典型特征的压力曲线,对应的局部放大图分别如图 18 和图 19 所示。在旋转爆轰发动机工作时间 Δt 内多次出现这样的转变过程,无明显的规律性,且每次持续的时间长短不一。下面对图中两种模态转变过程进行具体分析。

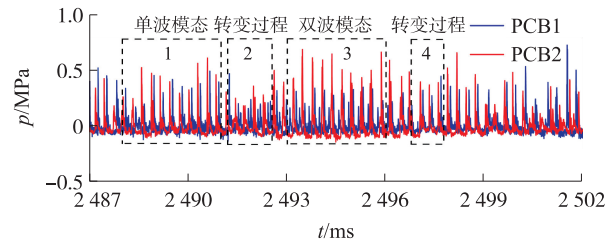


图 17 模态转变动态压力曲线

Fig. 17 Pressure curve during mode transition

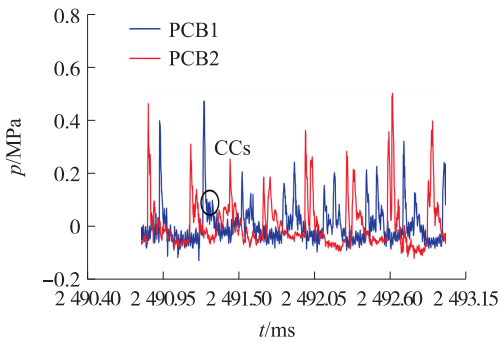


图 20 模态转变动态压力曲线(2 490.8~2 492.6 ms)

Fig. 20 Local pressure curve during mode transition
(2 490.8~2 492.6 ms)

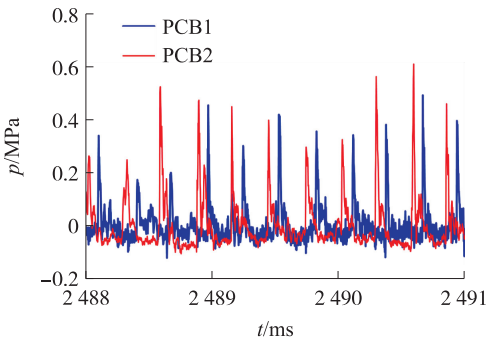


图 18 顺时针单波模态(2 487.8~2 491.0 ms)

Fig. 18 Single wave propagating clockwise
(2 487.8~2 491.0 ms)

若激波前没有足够的新鲜预混可燃气,双波模态将无法维持。当爆轰波峰值压力峰值较高时,如图 21 中压力波峰 p_1 所示,波后局部区域处于雍塞状态,新鲜可燃混气层无法形成,因此爆轰波转变为单波模态^[27]。

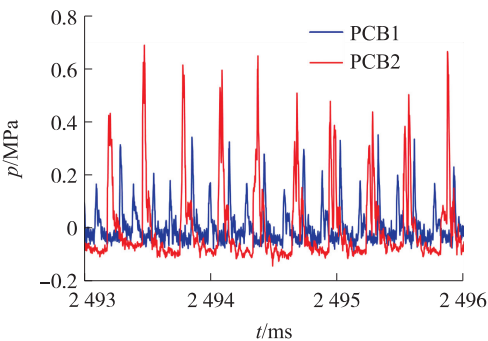


图 19 双波对撞模态(2 493.0~2 496.0 ms)

Fig. 19 Two counter-rotating waves mode
(2 493.0~2 496.0 ms)

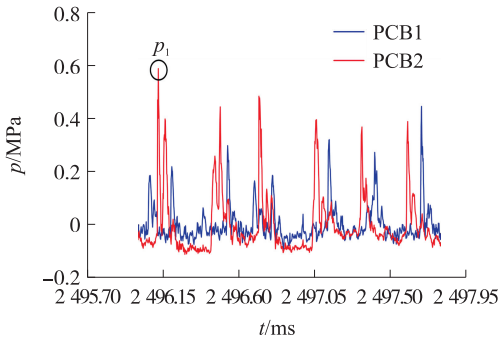


图 21 模态转变动态压力曲线(2 496.0~2 497.8 ms)

Fig. 21 Local pressure curve during mode transition
(2 496.0~2 497.8 ms)

图 21 中,随着燃烧室中爆轰产物排出,PCB2 处压力低于空气喷注总压时,空气恢复喷注,前导激波便在新燃可燃混气层以及局部热点的支撑下发展形成新的爆轰波,爆轰波逐渐恢复为双波对撞模态。

4 不同当量比对自起爆特性影响

将从空气供给到旋转爆轰燃烧室内形成连续旋转爆轰波的时间间隔定义为自起爆延迟时间。为了研究氢气质量流量对自起爆延迟时间的影响,维持预燃氧气流量在 8 g/s 左右,空气流量在 270 g/s,氢气质量流量从 7.9 g/s 增加至 17.4 g/s,当量比 Φ 相应地从 0.85 增加至 1.98。图 22 为不同工况中 PCB1 的动态压力曲线,图 23 为对应的自起爆延迟时间,图中将空气喷注时刻设置为 0。

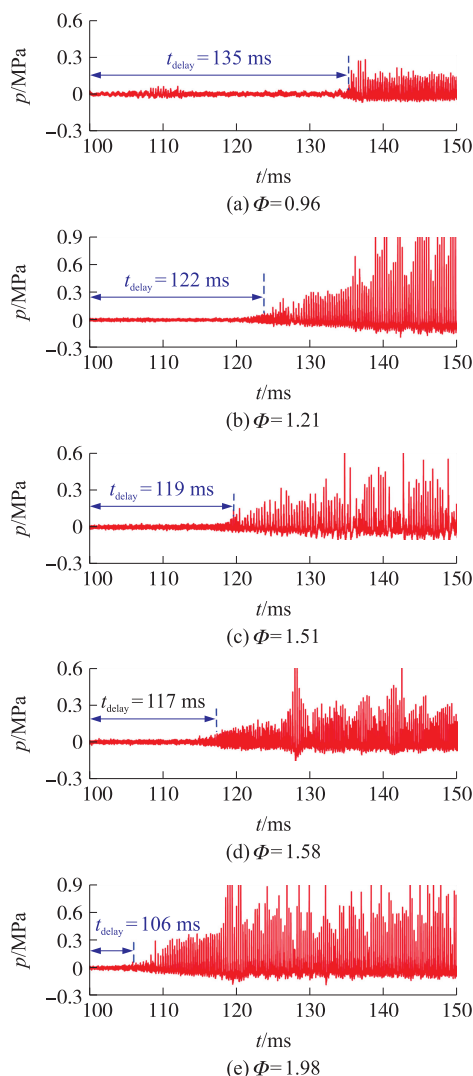


图 22 不同当量比下自起爆延迟时间

Fig. 22 Auto-initiation delay-time under different equivalence ratios

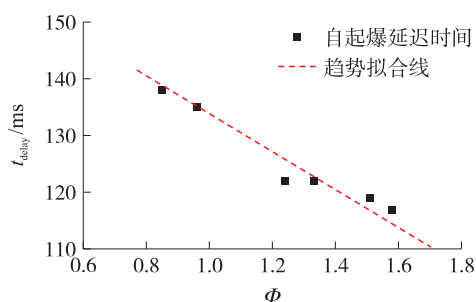


图 23 自起爆延迟时间随当量比变化趋势

Fig. 23 Variation of auto-initiation delay-time with equivalence ratio

从图中可以明显看出,随着当量比的增加,形成旋转爆轰波的時刻逐渐缩短,与文献[28]在实验中所得出结论类似。由图 23 可知,随着当量比从 0.96 增加至 1.98,自起爆延迟时间从 135 ms 缩减至 106 ms。原因在于:当量比的增加,使得富氢燃气中氢气含量增多,高温的活性组分比例增加,为燃烧提供了充足的燃料。同时,富氢燃气的喷注压力升高,会在掺混位置处形成更强的湍流与激波,更容易诱导 DDT 过程,进而形成旋转爆轰波。

经过分析计算得出,旋转爆轰波传播速度分布在 1 077 ~ 1 278 m/s 之间。图 24 为自起爆得到的旋转爆轰波波速随空气质量流量的变化曲线。从图中可以看出,旋转爆轰波的传播速度随着当量比增加呈现先增大后减小的趋势。波速的最大值出现在当量比为 1.33 的条件下,在该工况下,与氧化剂进行反应的燃料相对更多,且掺混效果较好,因而爆轰波传播速度较快。

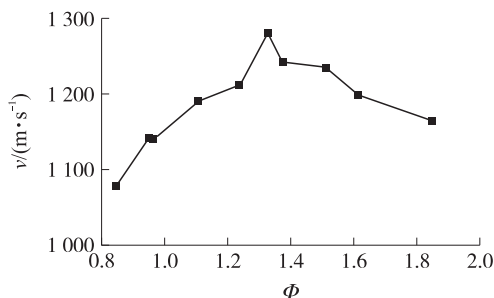


图 24 旋转爆轰波波速随当量比变化

Fig. 24 RDW velocity varying with different equivalence ratios

在相同流量条件下,随着当量比的增大,反应速率和反应释放的热量增加,从而导致爆轰波传播速度增加。当量比达到临界点后,进一步增大富氢燃气的供给将无法显著提高爆轰波传播速度。文献[29~30]通过实验及数值模拟的方法,研究了当

量比对氢气-氧气旋转爆轰波波速传播速度的影响,结果表明,随着当量比的增大,爆速呈现先增大后减小的趋势,与本文结论一致。

5 结束语

本文使用氢气与氧气提前燃烧产生的富氢燃气作为燃料,以空气为氧化剂,对高温富氢燃气与空气混合物开展了连续旋转爆轰自起爆实验,对产生的旋转爆轰波的传播特性进行探究,主要结论如下:当预燃氧气流量在 8 g/s 左右,空气流量在 270 g/s 时,高温富氢燃气能够通过自起爆形成旋转爆轰波的当量比范围为 $0.85\sim 1.98$ 。自起爆过程中,当量比对旋转爆轰波的传播模态具有重要影响,当量比大于 1.52 时,旋转爆轰波以稳定的单波模态传播,当量比减小时,旋转爆轰波传播过程变得不稳定,呈现混合模态,当量比减小至 0.96 时,出现双波对撞模态。

随着当量比从 0.96 增加至 1.98 ,时间从 135 ms 缩减至 106 ms 。旋转爆轰波传播速度呈先增大后减小的趋势。

参考文献

- [1] 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.
- [2] ANAND V, GURMARK E. Rotating detonation combustors and their similarities to rocket instabilities [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2019, 73: 182–234.
- [3] NICHOLLS J A, CULLEN R E, RAGLAND K W. Feasibility studies of a rotating detonation wave rocket motor [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(6): 893–898.
- [4] THOMAS L, FREDERICK S, JOHN H, et al. Buildup and operation of a rotating detonation engine; AIAA 2010-0602 [R]. 2010.
- [5] YAO S, WANG J. Multiple ignitions and the stability of rotating detonation waves [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 108: 927–936.
- [6] XIA Z, MA H, GE G, 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.
- [7] 褚驰, 翁春生, 武郁文, 等. 基于预爆轰点火方式的连续旋转爆轰发动机起爆过程分析 [J]. 弹道学报, 2021, 33(1): 1–10.
CHU Chi, WENG Chunsheng, WU Yuwen, et al. Analysis of initiation process of continuous rotating detonation engine based on pre-detonation ignition [J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(1): 1–10. (in Chinese)
- [8] 杨成龙, 马虎, 武晓松, 等. H_2/Air 旋转爆轰发动机起爆实验研究 [J]. 工程热物理学报, 2016, 37(5): 1116–1122.
YANG Chenglong, MA Hu, WU Xiaosong, et al. An experimental study on initiation process of H_2/Air rotating detonation engine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2016, 37(5): 1116–1122. (in Chinese)
- [9] 王健平, 张树杰, 姚松柏. 连续爆轰发动机的研究进展 [J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 1–11, 25.
WANG Jianping, ZHANG Shujie, YAO Songbai. Progress of continuous detonation engines [J]. Astronautical Systems Engineering Technolog, 2019, 3(2): 1–11, 25. (in Chinese)
- [10] RANKIN B A, FOTIA M L, NAPLES A G, et al. Overview of performance, application, and analysis of rotating detonation engine technologies [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(1): 131–43.
- [11] LIU Z, BRAUN J, PANIAGUA G. Characterization of a supersonic turbine downstream of a rotating detonation combustor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(3): 031501.
- [12] ATHMANATHAN V, FISHER J M, AYERS Z, et al. Turbine-integrated high-pressure optical RDE (THOR) for injection and detonation dynamics assessment; AIAA 2019-4041 [R]. 2019.
- [13] 陈敏, 贾梓豪. 涡轮基组合循环动力关键技术进展 [J]. 科技导报, 2020, 38(12): 69–84.
CHEN Min, JIA Xinhao. Progress and prospect of key technologies for turbine based combined cycle engine [J]. Science & Technology Review, 2020, 38(12): 69–84. (in Chinese)
- [14] 王顺利, 吴云, 金迪, 等. 不同当量比下喷管对旋转爆轰特性的影响研究 [J]. 爆炸与冲击, 2020, 40(10): 18–28.
WANG Shunli, WU Yun, JIN Di, et al. Effects of nozzles on performance of rotating detonation at different equivalence ratios [J]. Explosion and Shock Waves, 2020, 40(10): 102102. (in Chinese)
- [15] 胡洪波, 严宇, 张锋, 等. 煤油富燃燃气旋转爆轰燃烧实验研究 [J]. 推进技术, 2020, 41(4): 881–888.
HU Hongbo, YAN Yu, ZHANG Feng, et al. Experimental investigation on rotational detonation combustion with fuel-rich gases of kerosene [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(4): 881–888. (in Chinese)
- [16] 李茂, 高玉闪, 金平, 等. 富氢/富氧燃气-气喷嘴热试 [J]. 推进技术, 2010, 31(6): 696–700.
LI Mao, GAO Yushan, JIN Ping, et al. Fire test on a gas-gas injector with hydrogen-rich/oxygen-rich gas [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 696–700. (in Chinese)
- [17] HU H, YAN Y, ZHANG F, et al. Experimental investigation on rotational detonation combustion with fuel-rich gases of kerosene [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(4): 881–888.
- [18] ZHONG Y, WU Y, JIN D, et al. Effect of channel and oxidizer injection slot width on the rotating detonation fueled by pre-combustion cracked kerosene [J]. Acta Astronautica, 2019, 165: 365–372.
- [19] ZHONG Y, WU Y, JIN D, et al. Effect of channel and oxidizer injection slot width on the rotating detonation fueled by pre-combustion cracked kerosene [J]. Acta Astronautica, 2019, 165: 365–372.
- [20] YANG X, WU Y, ZHONG Y, et al. Investigation of rotating detonation fueled by pre-combustion cracked kerosene under different channel widths [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, 2021, 235(9): 1023–1035.

- 仿真分析[J]. 火炮发射与控制学报,2022,43(16):15-20.
- YUAN Yongrun, MA Guolu, CHEN Wanhua, et al. Interior ballistic modeling and simulation analysis of a light gas gun based on pressure loss [J]. Journal of Gun Launch & Control, 2022, 43(16):15-20. (in Chinese)
- [13] 齐竹昌,张鹏飞,柴劲,等. 制导炮弹膛内转速特性建模及仿真研究[J]. 弹箭与制导学报,2021,41(6):44-52.
- QI Zhuchang, ZHANG Pengfei, CHAI Jin, et al. Research of in-bore rotational speed model and simulation for guidance projectile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2021,41(6):44-52. (in Chinese)
- [14] HE X J, CHAO L. Study on optimization of interior ballistic performance of cased telescoped ammunition based on improved firefly algorithm[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2023, 48(2):202200254.
- [15] HU X L, XIA D X, ZHANG Y R, et al. Research on the interior ballistic design of a low impact ejection explosive bolt[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2460:012061.
- [16] 郭昭蔚,梁林,魏锦. 弹丸膛内发射全过程仿真方法研究[J]. 计算机仿真,2022,39(11):16-21.
- GUO Zhaowei, LIANG Lin, WEI jin. Simulation of whole process of projectile firing in gun bore [J]. Computer Simulation, 2022, 39(11):16-21. (in Chinese)
- [17] 缪伟,尹强,钱林方. 火炮后效期火药气体流空过程的近似计算方法[J]. 兵工学报,2021,42(7):1381-1391.
- MIU Wei, YING Qiang, QIAN Linfang. An approximate calculation method for ejection of propellant gas during after-effect period of artillery [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(7):1381-1391. (in Chinese)
- [18] 廖欢欢,张海波,熊勇,等. 高低压室发射弹丸内弹道仿真与试验研究[J]. 弹道学报,2023,34(4):45-51.
- LIAO Huanhuan, ZHANG Haibo, XIONG Yong, et al. Simulation and experimental study on interior ballistics of projectiles launched with high-low pressure chamber [J]. Journal of Ballistics, 2023, 34(4):45-51. (in Chinese)
- [19] 熊佳敏,陆欣. 发射药冲击破碎对埋头弹装药燃烧和内弹道性能影响的数值模拟[J]. 火炸药学报,2023,46(4):352-360.
- XIONG Jiamin, LU Xin. Numerical simulation of the effect of impact crushing of propellant grains on the combustion and internal ballistic of the CTA [J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2023, 46(4):352-360. (in Chinese)
- [20] TAN C, WEI S H, YAO W J, et al. Numerical simulation of motion process of a projectile with sliding driving band in bore [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2460:012057.
- [21] 蒋俊君,陆欣. 烧蚀磨损理论下多参数变化对火炮内弹道性能的影响分析[J]. 弹道学报,2021,33(4):45-50.
- JIANG Junjun, LU Xin. Analysis of influence of multiple parameters on internal ballistic performance of gun under ablative wear theory [J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(4):45-50. (in Chinese)
- [22] 王克,张领科,王戴思源. 基于火炮膛内气固两相流的热散失模型数值仿[J]. 弹道学报,2023,35(1):69-75.
- WANG Ke, ZHANG Lingke, WANG Daisiyuan. Numerical simulation of heat loss model based on gas-solid two-phase flows in a gun bore [J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(1):69-75. (in Chinese)
- [23] 张小兵,薛涛. 内弹道学发展与展望[J]. 南京理工大学学报,2023,47(4):446-460.
- ZHANG Xiaobing, XUE Tao. Developments and prospects of interior ballistics [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2023, 47(4):446-460. (in Chinese)
- ~~~~~
- (上接第 19 页)
- [21] 张世健,白桥栋,韩家祥,等. 富氢燃气旋转爆轰波传播特性实验研究[J]. 推进技术,2022,43(10):327-337.
- ZHANG Shijian, BAI Qiaodong, HAN Jiaxiang, et al. Experimental study on propagation characteristics of rotating detonation wave of hydrogen-rich gas [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10):327-337. (in Chinese)
- [22] HAN J, BAI Q, ZHANG S, et al. Experimental study on propagation mode of rotating detonation wave with cracked kerosene gas and ambient temperature air [J]. Physics Fluids, 2022, 34(7):075127.
- [23] BAI Q D, HAN J X, QIU H, et al. Study on initiation characteristics of rotating detonation by auto-initiation and pre-detonation method with high-temperature hydrogen gas [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2023, 49:450-461.
- [24] BAI Q D, HAN J X, ZHANG S J, et al. Experimental study on the auto-initiation of rotating detonation with high-temperature hydrogen-rich gas [J]. Physics of Fluids, 2023, 35(4):045121.
- [25] ZHOU S, MA H, ZHOU C, et al. Experimental research on the propagation process of rotating detonation wave with a gaseous hydrocarbon mixture fuel [J]. Acta Astronautica, 2021, 179:1-10.
- [26] XIA Z J, LUAN M Y, LIN X Y, et al. Numerical simulation of wave mode transition in rotating detonation engine with OpenFOAM [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2020, 45(38):19989-19995.
- [27] 葛高杨,马元,侯世卓,等. 当量比对汽油燃料两相旋转爆轰发动机工作特性影响实验研究[J]. 爆炸与冲击,2021,41(11):24-35.
- GE Gaoyang, MA Yuan, HOU Shizhuo, et al. Experimental study on the effect of equivalent ratio on working characteristics of gasoline fuel two-phase rotating detonation engine [J]. Explosion and Shock Waves, 2021, 41(11):24-35. (in Chinese)
- [28] PENG L, WANG D, WU X, et al. Ignition experiment with automotive spark on rotating detonation engine [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(26):8465-8474.
- [29] WANG Y H, WANG J P. Effect of equivalence ratio on the velocity of rotating detonation [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(25):7949-7955.
- [30] LI B, WU Y, WENG C, et al. Influence of equivalence ratio on the propagation characteristics of rotating detonation wave [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2018, 93:366-378.