

DOI: 10.11883/bzycj-2017-0248

环缝宽度对旋转爆震发动机工作特性的影响*

徐 灿, 邓 利, 马 虎, 余 陵

(南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 为研究环缝宽度对旋转爆震发动机 (rotating detonation engine, RDE) 工作特性的影响, 在非预混 RDE 中进行实验, 同时采用高频压力传感器、离子探针和高速摄影等测量设备, 在同一入口质量流率的条件下, 改变空气进气环缝宽度和燃烧室环缝宽度。获得了单波、双波、四波对撞及混合传播模式; 当燃烧室环缝宽 6 mm 时, 增加空气进气环缝宽度, 爆震波由四波对撞转变为同向双波, 最终以单波形式传播; 而燃烧室环缝宽 10 或 15 mm 时, 空气进气环缝宽度对爆震波传播模式的影响较小; 此外, 四波对撞模式下, 爆震波压力峰值和离子信号峰值低于单波和双波模式时的值。

关键词: 旋转爆震波; 空气进气环缝宽度; 燃烧室环缝宽度; 传播模式

中图分类号: O383; V235.22

国标学科代码: 13035

文献标志码: A

爆震是一种特殊的燃烧模式, 反应物在前导激波面的绝热压缩作用下, 温度和压力迅速上升, 当达到燃烧所需条件后, 发生快速化学反应, 同时, 在膨胀波作用下, 爆震波向前传播。爆震以其能量释放速度快、熵增小、热循环效率高等优点, 受到广泛关注。旋转爆震发动机 (rotating detonation engine, RDE) 是一种基于爆震的新型发动机, 通常采用圆环形燃烧室结构, 反应物可通过预混或非预混 2 种方式喷注, 只需要初始一次点火, 就能产生高频自持旋转爆震波。最早由 Voitschkovskii 验证了其可行性, 在随后几十年的研究和发展中, 虽然经历了一段相对沉寂的时期, 但由于 RDE 的诸多优点: 结构简单、频率高、工作范围宽等, 于二十一世纪初重新受到国内外学者的重视。

目前, 在与 RDE 相关的研究中, 已经开展了如下工作: 点火过程^[1-2], 燃料和氧化剂的混合效果^[3], 内流场结构^[4], 不同燃料类型^[5-6], 发动机结构尺寸^[7]等。Rankin 等^[8]总结了美国空军研究实验室近几年在 RDE 的研究中取得的成果, 他们利用化学发光仪拍摄了环形燃烧室内的旋转爆震波, 与数值计算得到的结果能较好地吻合, 此外, 第一次实现了 RDE 与涡轮的组合, 结果证明: 在大工况范围内, 这种组合比传统的燃气轮机的表现更为突出。Andrus 等^[9]采用预混气作为反应物喷入发动机, 实验结果表明预混气下的旋转爆震波传播速度与理论 C-J 速度值仍存在一定差距, 认为这是由于燃烧产物与反应物混合, 导致局部当量比与全局当量比存在差异, 与非预混喷注下的结果相比, 发动机的工作范围有所减小。除此之外, 数值模拟也是在研究 RDE 时常用的方法。Schwer 等^[10], 对不同进口总压和出口背压下的发动机模型进行数值计算, 认为爆震波高度和质量流率由进口总压决定, 并分析了爆震波损失及出口背压对爆震波影响较小的原因。在部分实验及数值计算过程中, 发现了旋转爆震波存在不同传播模式, 而部分多波模式有利于提高发动机工作频率, 使推力更加稳定, 可见, 对传播模式的研究具有一定意义。Frolov 等^[11]在大尺寸旋转爆震燃烧室 (外径为 406 mm, 环缝宽 25 mm) 中进行实验, 研究空气进气环缝宽度 (2、5、15 mm) 对旋转爆震波传播特性的影响, 结果表明: 随着空气进气环缝宽度的增加, 燃烧室内的爆震波头数从 4 个减少到 1 个, 最终转变为轴向振荡燃烧, 此外, 还研究了出口阻塞比对发动机推力性能的影响。Fotia 等^[12]对 3 种不同燃烧室宽度下的 RDE 开展实验, 采用氢气、乙烯 2 种燃料, 分析了不同质量流率和不同当量比下的比冲、推力等参数的变化。刘世杰等^[13]在大范围工况内, 对 2 种不同喷注结构的非预

* 收稿日期: 2017-07-05; 修回日期: 2017-08-24

第一作者: 徐 灿 (1993—), 女, 硕士研究生, 1574399083@qq.com;

通信作者: 马 虎 (1986—), 男, 博士, 副教授, mahuokok@163.com。

混 RDE 进行实验, 结合高频压力传感器和高速摄影 2 种观测手段, 分析了同向(单波、双波、混合单双波)传播模式^[13]和双波对撞传播模式^[14]下旋转爆震波的特点。

目前, 多数学者在实验中都是着眼于反应物喷注总压、出口背压、燃烧室长度或喷管等因素对 RDE 工作特性的影响, 而对氧化剂喷注面积及燃烧室环缝宽度的研究相对较少。因此, 本文将探索不同尺寸下, 发动机工作特性的变化, 主要分析的观测结果包括高频压力信号、离子信号和高速摄影图片。

1 实验系统

采用的实验系统是自主设计和搭建的, 如图 1 所示, 主要包括控制系统、供气系统、点火系统、发动机模型、测量与采集系统。

控制系统: 由自主开发的时序控制程序实现电磁阀的通断控制和火花塞状态的控制。

供气系统: 由高压气源和供气管路组成, 供气管路主要包括减压阀、电磁阀、限流喉道和管路等。调节减压阀可以改变气体的喷注压力, 从而达到改变反应物质量流率的目的; 电磁阀用于控制管路的通断。采用 2 个独立的供气系统分别为发动机和预爆震管供气。

点火系统: 主要由一根一定长度的预爆震管、火花塞和点火头组成。预爆震管以氢气为燃料, 氧气为氧化剂, 垂直安装在发动机外壳上。点火头在接收到点火信号后, 使火花塞在瞬时高压的作用下放电, 产生电火花, 电火花点燃混合气, 缓燃波在管子中逐渐加速形成爆震波, 爆震波进入发动机, 点燃氢气/空气混合气。

发动机模型: 图 2(a) 是发动机的轴向示意图, 图中标注了进气方向及出口 “Exit” 的位置, 并说明了各部分结构和各点的位置。氢气通过周向均布的 180 个直径为 0.8 mm 的小孔沿轴向喷注, 空气通过宽 δ 的收敛扩张环缝沿径向喷注, 共采用 3 种不同尺寸的 δ : 1、1.5 和 2 mm。燃烧室采用一端封闭一端开口的圆环形结构, 外径 d_o 固定为 196 mm, 内径 d_i 共有 3 种不同尺寸: 184、176 和 166 mm, 对应的燃烧室环缝宽度 w 分别为: 6、10 和 15 mm。燃烧室轴向长度 $L=80$ mm。图 2(b) 是由高速摄影沿发动机出口拍摄的照片, 图中编号 1~4 对应于图 2(a) 中的编号 1~4, 5 是点 P_1 和 I_1 在周向上重合的位置, 6 是点 P_2 和 I_2 在周向上重合的位置, 其中, 4 和 5 在同一直径上, 6 和 7 在同一直径上, 且这 2 条直径相互垂直。图 2(a)

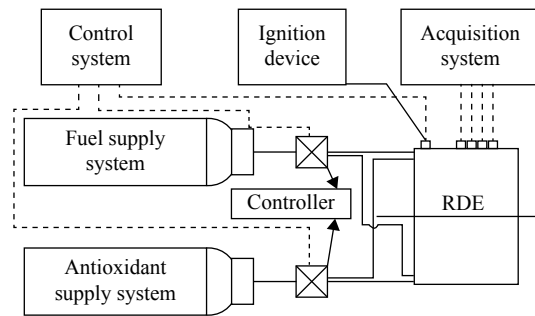
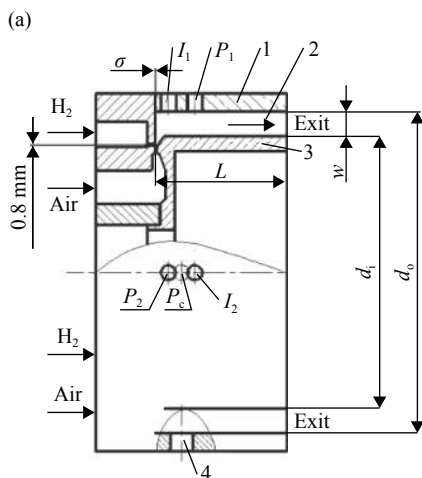


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of the experiment system



1. Outer body of combustion chamber;
2. Annular gap of combustion chamber;
3. Inner body of combustion chamber;
4. Pre-detonator installation location;
5. High pressure measurement point P_1 and ion signal measurement point I_1 with radial position;
6. High pressure measurement point P_2 and ion signal measurement point I_2 with radial position;
7. Static pressure measurement point P_c .

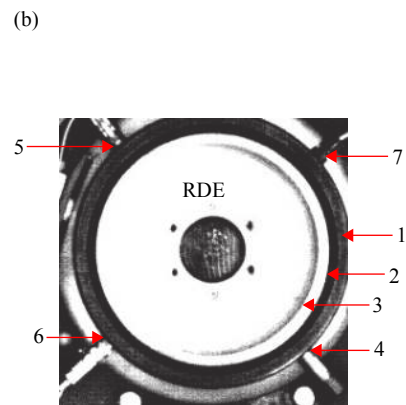


图 2 RDE 结构

Fig. 2 Structure of RDE

是沿图 2(b) 中的 6 向垂直于 4 和 5 连线的方向观察得到的, 从图 2(a) 和 2(b) 中可直观地看出发动机各部分结构及测量点、安装点的位置关系。

测量与采集系统: 采用压阻式传感器测量氢气集气腔、空气集气腔和燃烧室内静压, 2 个 PCB(型号均为 113B24) 分别测量燃烧室内瞬时压力, 2 个离子探针分别测量燃烧室内火焰信号, 这几路信号均由 NI 采集卡采集, 采样频率设置为 $1\ 000\ 000\ \text{s}^{-1}$ 。此外, 利用沿发动机出口同轴布置的高速摄影(CCD)拍摄发动机出口处火焰, 采样帧数设置为 $25\ 000\ \text{fps}$, 曝光时间设置为 $39\ \mu\text{s}$ 。

2 实验结果分析

实验过程中, 利用 1 路氢气和 2 路空气为 RDE 模型供气, 氢气减压阀出口处压力约为 $2.45\ \text{MPa}$, 质量流率约为 $11.1\ \text{g/s}$, 2 路空气减压阀出口处压力都在约 $3\ \text{MPa}$, 总的空气质量流率约为 $410.4\ \text{g/s}$, 燃料和氧化剂的总质量流率约为 $421.5\ \text{g/s}$, 当量比约为 0.927 。为防止高温爆震产物对 PCB 造成严重的热损伤, 将 RDE 工作时间限制在约 $0.2\ \text{s}$ 。下文的 p_1 、 p_2 分别表示 P_1 、 P_2 点的高频压力信号, I_1 、 I_2 分别表示 I_1 、 I_2 点的高频离子信号, p_c 表示 P_c 点的压力信号, $p(\text{H}_2)$ 、 $p(\text{air})$ 分别表示氢气集气腔、空气集气腔内压力, Φ 表示反应物的质量通量, f_d 是燃烧室内高频压力信号经快速傅里叶变换得到的主频。

表 1 是 9 个不同实验工况及结果。当 $w=6\ \text{mm}$ 时, 随着 δ 由 $1\ \text{mm}$ 变化到 $2\ \text{mm}$, 爆震波头数呈现逐渐减少的趋势。此外, FFT 结果显示双波模态时的爆震波主频最高, 其次是四波对撞, 而单波的主频最低, 燃烧室内静压与主频大小的变化规律一致。当 $w=10\ \text{mm}$ 时, 爆震波的传播过程较复杂, 往往混合几种不同模态。在工况 4 下, 主要以同向双波模态传播, 同时也存在对撞现象。工况 5 和工况 6 的结果相似, 同为“单双波交替/对撞”混合传播模态, 指的是在爆震波传播过程中有单波和双波的交替出现, 同时也有类似于工况 4 的对撞现象。FFT 结果显示工况 4~6 的高频压力信号都有 2 个主频, 增大 δ 的值, 爆震波主频有下降趋势, 但变化不大。与工况 2 得到的双波主频相比, 工况 4~6 的双波主频有所降低, 造成这一现象的可能原因是多方面的, 其中包括: 随着 w 值的增大, Φ 值相应减小, 导致爆震波强度有所减弱; 此外, 空气集气腔内压力的变化也会导致空气喷注压力的变化, 在不同喷注条件下得到的结果也不尽相同。当 $w=15\ \text{mm}$ 时, 3 种空气进气环缝宽度下, 爆震波都以稳定的四波对撞模态传播, 且主频大小相近。此外, 四波对撞传播模态下, 即: 工况 1、工况 7、工况 8、工况 9, 这 4 种工况的爆震波主频差异不大, 均在 $4\ 518\sim 4\ 699\ \text{Hz}$ 范围内变化。从表中得知: 在 w 一定的条件下, 随着 δ 的逐渐增大, $p(\text{H}_2)$ 基本不变, 而 $p(\text{air})$ 呈现逐渐下降的趋势, 可见, δ 增大后, 通气面积增大, 导致空气喷入燃烧室的压力发生相应的变化, 同样, 喷气速度也会发生变化, 这可能是造成这些不同实验现象的部分原因。

比较 δ 一致, w 不同的工况下, 燃烧室内静压的大小, 发现: 随着 w 的增大, 燃烧室内静压 p_c 都是逐

表 1 实验参数及结果

Table 1 Experimental parameters and results

工况	δ/mm	w/mm	$\Phi/(\text{g}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{mm}^{-2})$	$p(\text{H}_2)/\text{MPa}$	$p(\text{air})/\text{MPa}$	传播状态	f_d/Hz	p_c/MPa
1	1.0	6	0.118	1.010	0.498	四波对撞	4 699	0.056
2	1.5	6	0.118	1.010	0.234	同向双波	5 057	0.058
3	2.0	6	0.118	1.010	0.111	单波	2 989	0.047
4	1.0	10	0.072	1.010	0.368	同向双波/对撞	4 829/3 671	0.027
5	1.5	10	0.072	1.034	0.185	单双波交替/对撞	3 427/4 477	0.036
6	2.0	10	0.072	1.010	0.094	单双波交替/对撞	3 319/4 373	0.033
7	1.0	15	0.049	1.010	0.366	四波对撞	4 658	0.020
8	1.5	15	0.049	1.010	0.156	四波对撞	4 518	0.016
9	2.0	15	0.049	1.010	0.073	四波对撞	4 580	0.024

渐减小的。分析测量结果发现:在 δ 一定的条件下, $p(\text{air})$ 随 w 的增大逐渐下降,使空气喷注速度及压力发生变化,且同一质量流率下,增大 w 的值,反应物质量通量随之下落,这可能是造成这一现象的部分原因。

图 3 中的(a)、(b)、(c)分别是单波模态(SW)、双波模态(DW)、四波对撞传播模态(FWC)的示意图,图中简要给出了环形燃烧室及压力测量点的位置。

图 4 是工况 3(SW)工况下, $p(\text{H}_2)$ 、 $p(\text{air})$ 、 p_c 及 p_1 的曲线。开始时,为发动机通冷流, $p(\text{H}_2)$ 、 $p(\text{air})$ 及 p_c 都处于平稳状态;待通气稳定后,触发点火信号,如图中“Ignition”所示,经过一段时间的发展, p_1 出现高频压力波动,发动机开始工作,此时, $p(\text{H}_2)$ 、 $p(\text{air})$ 及 p_c 在高压爆震波的影响下都有所上升,随后,发动机进入稳定工作阶段,这三路信号均维持在较平稳的状态。切断空气、氢气供给后,集气腔压力和燃烧室内静压都逐渐下降, p_1 逐渐恢复为 0。整个工作过程持续的时间 Δt 约为 0.121 s。

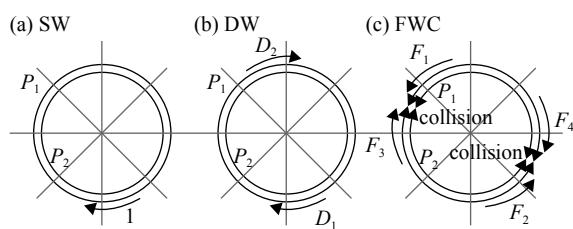


图 3 单波、双波、四波对撞模态示意图

Fig. 3 The diagram of single wave (SW), double wave (DW) and four wave collision (FWC)

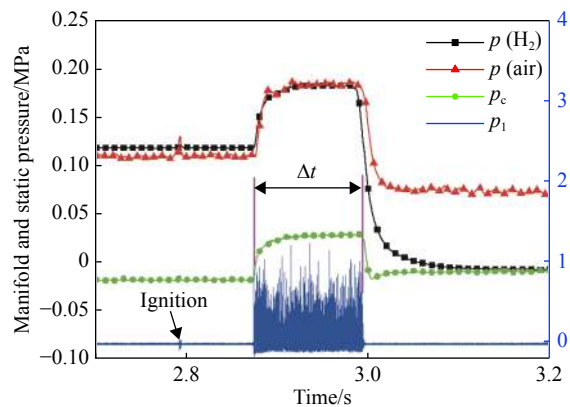


图 4 RDE 工作过程压力信号曲线

Fig. 4 Curves of pressure signal during RDE working process

2.1 单波传播模态

图 5 是单波传播模态(工况 3)工况下, 2 945.24~2 947.24 ms 之间 p_1 和 p_2 的曲线。比较曲线相邻峰值之间的时间间隔 Δt_{sa} 和 Δt_{sb} , 发现 Δt_{sa} 明显大于 Δt_{sb} , 再对照图 2(b)中测压点 P_1 和 P_2 的位置, 可以判断爆震波沿顺时针方向旋转传播。FFT 主频 $f_3=2\ 989\ \text{Hz}$, 燃烧室中径 $d_a=(d_o+d_i)/2=190\ \text{mm}$, 根据燃烧室中经计算的爆震波平均传播速度 $v_{a3}=\pi d_a f_3=1\ 784\ \text{m/s}$ 。

图 6 所示为 p_1 经短时傅里叶变换(short-time Fourier transform, STFT)后的结果。爆震波频率在 2 930 Hz 附近较集中, 与 FFT 变换得到的主频相近, 在接近发动机工作尾声时, 频率呈现逐渐下降的趋势。

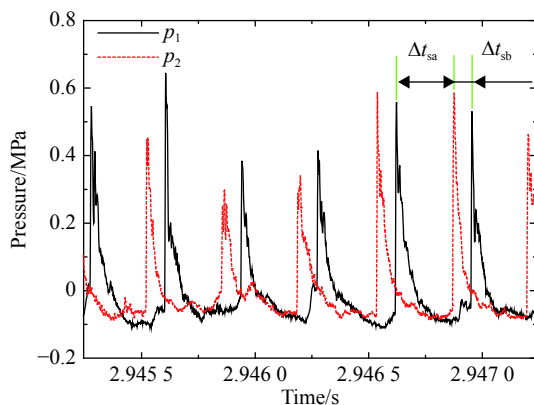


图 5 高频压力信号时程曲线

Fig. 5 Histories of High frequency pressure signals

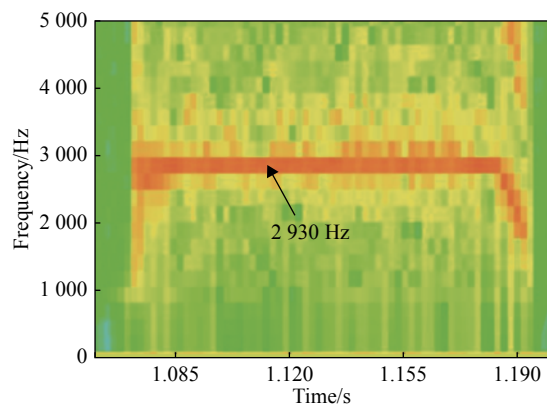


图 6 短时傅里叶变换结果

Fig. 6 Short-time Fourier transform result

图 7 所示为 2 945.24~2 947.24 ms 之间 I_1 和 I_2 的曲线。 I_1 、 I_2 初始上升点时间间隔 $\Delta t'_{sa}$ 大于 $\Delta t'_{sb}$, 离子信号的初始上升点对应于火焰前锋^[15], 根据离子信号测量点 I1 和 I2 的位置也可以判断出爆震波传播方向为顺时针。离子信号的 FFT 主频也为 2 989 Hz, 与压力信号的结果一致。图中标记的 A 和 B 分别为 I_1 的初始上升点和 I_1 的峰值点, A 和 B 之间的时间差 $\Delta t_{ab}=0.067$ ms。此外, 在火焰前锋循环一个周期内, 离子信号曲线既有单波峰, 也会出现双波峰或多个波峰, 其中, 第一个波峰是由于火焰前锋面内发生剧烈化学反应, 产生大量离子和自由电子, 导致燃烧产物离子浓度迅速上升, 而随后出现的多个波峰可能是由于爆震波在燃烧室内反射, 反射激波诱导残余的反应物发生二次燃烧^[15], 导致离子浓度再次升高。

图 8 所示为发动机全程工作下的 I_1 曲线, 此时, I_1 曲线的峰值最大能达到约 7 V。

图 9 所示为爆震波循环一个周期内连续的高速摄影图片, 时间分布约为 2 945.564~2 945.924 ms, 对应于图 7 中 A 点附近某一时刻开始的 1 个周期内的火焰信号。从图中可以直观地看出, 环缝内只有 1 道爆震波, 其传播方向为顺时针, 与从图 5 及图 7 中得出的结论一致。相邻 2 张图片中的火焰前锋转过的角度 $\theta_{13}\approx 42^\circ$, 由此计算爆震波瞬时传播速度 $v_{13}=\pi\cdot 0.19\cdot\theta_{13}\cdot 25\ 000/360=1\ 741$ m/s, 与上述计算得到的 v_{a3} 相差不大。

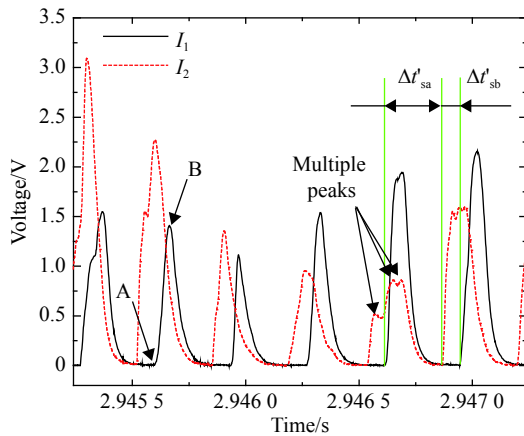


图 7 I_1 、 I_2 点信号时程曲线

Fig. 7 Histories of signals at I_1 and I_2 points

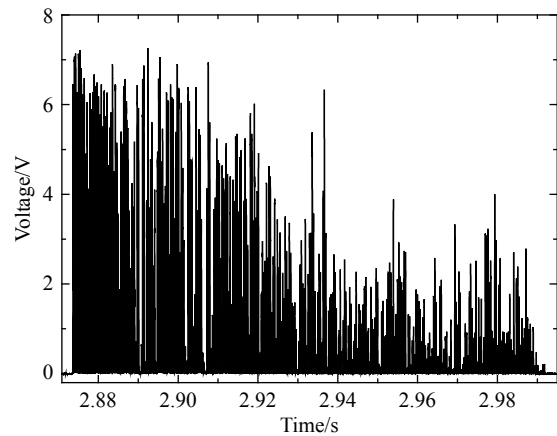


图 8 I_1 信号全程工作下的过程

Fig. 8 The whole working process of I_1 signal

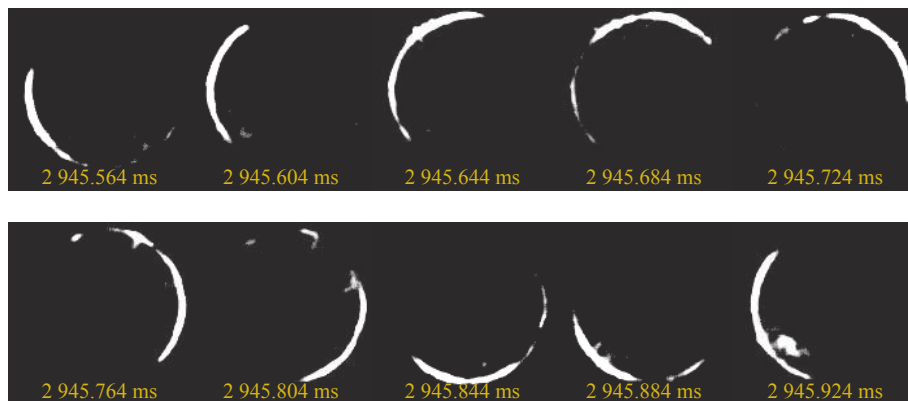


图 9 高速摄影图片

Fig. 9 High speed photography

2.2 双波传播模态

图 10 所示为工况 2 下, 2 916.20~2 918.20 ms 之间的压力曲线 p_1 和 p_2 。可以看出, p_1 和 p_2 的压力尖峰时间间隔 Δt_{da} 和 Δt_{db} 基本相等, 与单波的结果明显不同。爆震波主频 $f_2=5\ 057$ Hz, 平均传播速度 $v_{a2}=\pi d f_2/2=1\ 509$ m/s, 低于单波模态下的爆震波平均传播速度 v_{a3} 。这是由于以双波模态工作的 RDE,

有 2 道爆震波同时消耗反应物,对其中一道波而言,发动机同一位置处的新鲜反应物填充时间相对单波模式下更短,因此,化学反应时间相对缩短,燃烧产生的热量有所下降,导致单波的波速降低。图 5 与图 10 显示的都是 2 ms 内的压力曲线,但对比 2 图发现,后图中曲线的周期数明显多于前者。

图 11 所示为 p_1 的 STFT 结果,爆震波频率在 5 127 Hz 附近较集中,这一频率值与 FFT 结果较接近。在发动机工作初始阶段,频率逐渐上升;而在结束阶段,频率逐渐下降。

图 12 所示为 2 916.20~2 918.20 ms 之间 I_1 和 I_2 的曲线。可以看出,离子信号初始上升点对应的时间间隔 $\Delta t'_{da}$ 与 $\Delta t'_{db}$ 也基本相等。图中标注的 C、D 分别是 I_1 的初始上升点和最大值点,二者之间的时间间隔 $\Delta t_{cd} = 0.051$ ms。离子信号曲线也会出现单波峰或多波峰。

图 13 所示为发动机全程工作中 I_1 的曲线,此时, I_1 的值明显小于图 8 所示单波的值,这也是由于:双波模式下,对其中一道波而言,新鲜反应物填充时间相对缩短,导致燃烧产生的离子和自由电子数量较少。

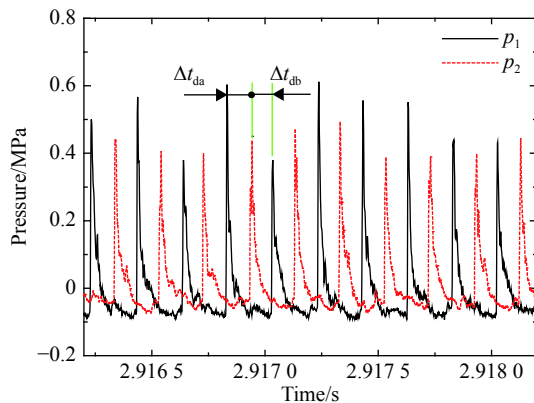


图 10 高频压力信号时程曲线

Fig. 10 Histories of High frequency pressure signals

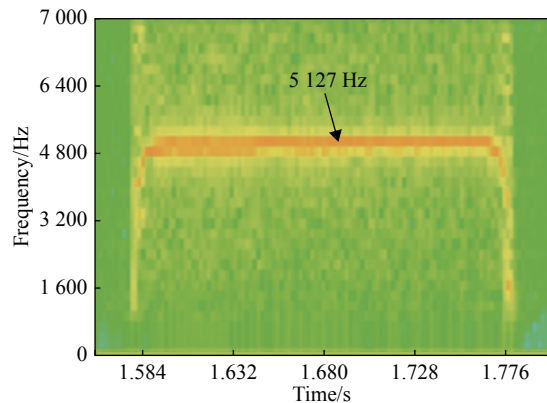


图 11 短时傅里叶变换结果

Fig. 11 Short-time Fourier transform result

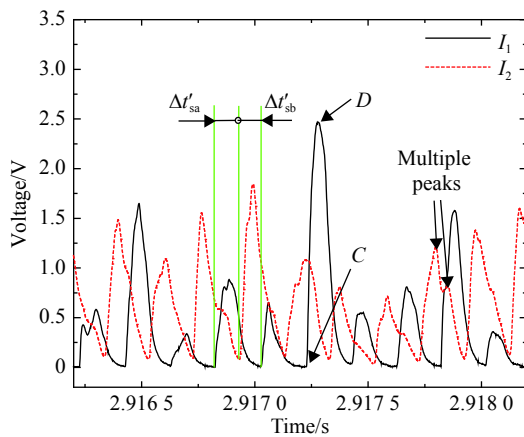


图 12 I_1, I_2 点信号时程曲线

Fig. 12 Histories of signals at I_1 and I_2 points

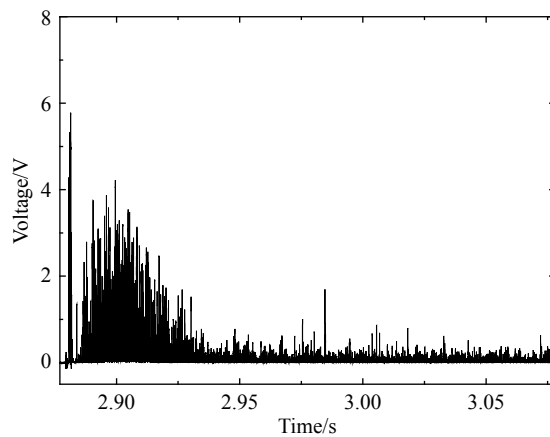


图 13 I_1 信号全程工作过程

Fig. 13 The whole working process of I_1 signal

图 14 所示为图 12 中 C 点附近某一时刻开始的连续高速摄影图片。每张图片中都清晰可见 2 道爆震波,分别用 D_1 和 D_2 表示。从图 10 和 12 中分辨不出爆震波的传播方向,但从高速摄影图片可以清楚看出这 2 道爆震波均沿顺时针方向传播,且二者呈圆心对称分布。对其中一道波而言,相邻 2 张图片的火焰前锋转过的角度 $\theta_{12} \approx 37^\circ$,由此计算爆震波瞬时传播速度 $v_{12} = \pi \cdot 0.19 \cdot \theta_{12} \cdot 25\ 000 / 360 = 1\ 534$ m/s,与上述计算得到的 v_{a2} 相差不大。

2.3 四波对撞传播模态

图 15 是工况 1 下,2 833.80~2 835.80 ms 之间的压力曲线 p_1 和 p_2 。图中标注的 E、F、G、H 是按时

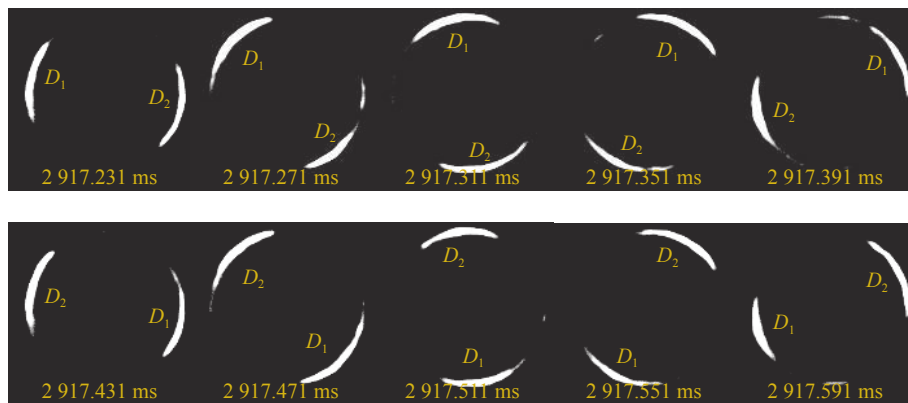


图 14 高速摄影图片

Fig. 14 High speed photography

间先后出现的压力尖峰点, 前 2 个点是 p_1 的尖峰, 后 2 个点是 p_2 的尖峰, 其分布特点与上述 2 个工况下的压力曲线都存在明显区别。对比工况 1~3 的 3 种不同模式下 p_1 和 p_2 的峰值, 发现: 四波对撞模式明显低于单波和双波模式下的值。这是由于, 四波对撞模式下, 燃烧室内同时存在 4 道爆震波, 当前一道爆震波传播过后, 消耗掉新鲜反应物, 而下一道爆震波很快又传播至相同的位置, 导致新鲜反应物的填充时间相对双波模式进一步缩短, 且对撞会使爆震波强度有所衰减。

图 16 所示为高频压力信号的 STFT 结果, 可以看出, 瞬时频率在 4 639 Hz 附近较集中, 但其大小不稳定, 在一定范围内变动。同样, 接近发动机工作尾声, 频率是逐渐下降的。

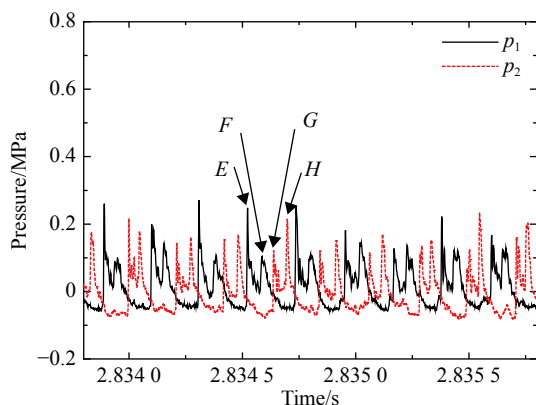


图 15 高频压力信号时程曲线

Fig. 15 Histories of High frequency pressure signals

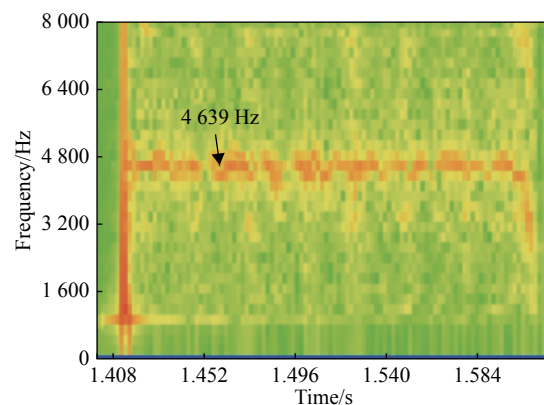


图 16 短时傅里叶变换结果

Fig. 16 Short-time Fourier transform result

图 17 所示为 2 833.80~2 835.80 ms 之间的离子信号曲线 I_1 和 I_2 , 小图是大图方框内曲线的局部放大, 图中标注了 E、F、G、H 这 4 点对应时刻的位置。 I_1 在 E 点和 F 点处的波动很小, 而 I_2 在 G 点以后逐渐上升。对 I_2 而言, 从 G 点上升至最高点的时间(0.096 ms)与从最高点下降至零点的时间(0.107 ms)基本相等, 这与单波、双波模式有较大区别, 后 2 种模式下, 曲线的上升时间明显短于下降时间。

图 18 所示为发动机全程工作下的 I_1 曲线, 曲线的峰值变化较大, 且分布零散, 与单波、双波模式下的 I_1 相比, 此时 I_1 的值最小。关于造成这一现象的原因可参照上文对压力峰值较小的分析, 且对撞后的爆震波强度削弱, 导致化学反应强度也随之减弱。

图 19 所示为 2 834.483~2 834.643 ms 之间的连续高速摄影图片。2 834.523 ms 与图 15 中 E 点时刻相近, 此时, 燃烧室环缝内出现了 4 道明亮的火焰, 分别用 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 标出, 与示意图 3(c) 保持一致, 其中, F_1 和 F_2 沿逆时针方向传播, F_3 和 F_4 沿顺时针方向传播。首先, F_1 传播至 P_1 点时引起压力扰动, 如图 15 中的 E 点所示, 随着时间推移, 这 4 道波两两对撞, 即 F_1 和 F_3 , F_2 和 F_4 对撞, 如 2 834.563 ms

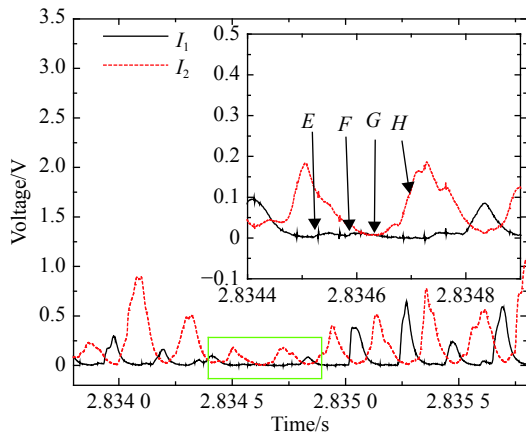


图 17 I_1 和 I_2 点信号时程曲线

Fig. 17 Histories of signals at I_1 and I_2 points

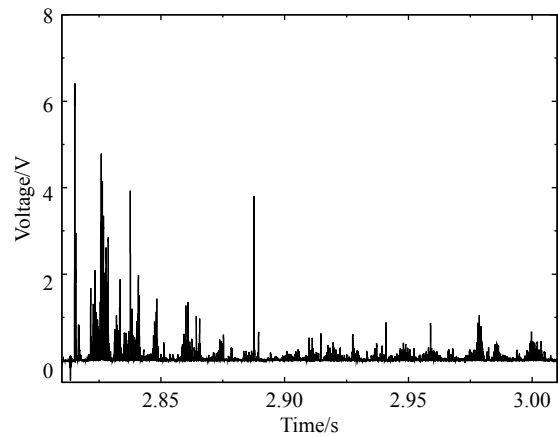


图 18 I_1 全程工作过程

Fig. 18 The whole working process of I_1 signal

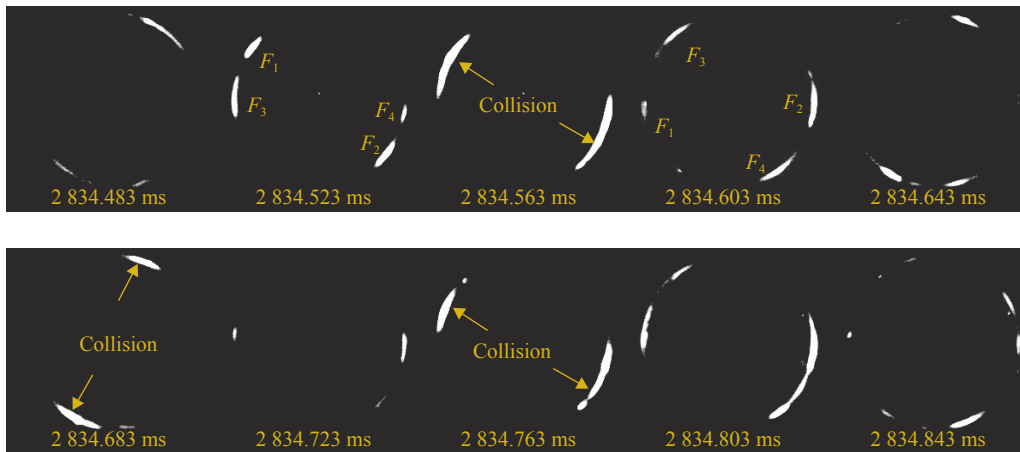


图 19 高速摄影图片

Fig. 19 High speed photography

时的图片所示，“Collision”表示波的对撞。对撞后的透射激波沿各自原来的方向继续向前传播，如 2 834.603 ms 时的图片所示， F_3 又传播至 P_1 点引起图 15 中 F 点处的压力扰动。随后， F_1 传播至 P_2 点，引起 G 点处的压力尖峰。紧接着 F_1 与 F_4 在 2 834.683 ms 时刻相撞，对撞后的 F_4 又传播至 P_2 点，引起 H 点处的压力波动。发动机全程工作中，不断重复上述对撞/传播的过程。对其中任意一道爆震波而言，其循环一个周期，都会在 4 个位置与方向相反的爆震波发生对撞，图中出现对撞的时刻约为 2 834.563、2 834.683、2 834.763 ms，每次对撞会产生 2 个沿圆心对称的对撞点，因此，在一个周期内，共会出现 8 个对撞点。

2.4 混合传播模态

图 20 所示为工况 6 下，2 877.30~2 883.50 ms 之间的压力曲线 p_1 和 p_2 。这一时间内，爆震波以单双波交替的形式传播，其中，双波频率约为 4 274 Hz，单波频率约为 2 911 Hz。在爆震波传播过程中，还伴随着对撞现象，如图 21 所示，图中 p_2 出现 2 个紧邻的压力尖峰。如图 22 所示，依据 p_1 峰值对应的时间间隔计算这几个周期内爆震波的平均频率约为 3 285 Hz，介于单波、双波频率值之间。图 23 所示为 p_1 的 FFT 结果，可以看出，频率主要集中在 3 319 Hz 附近，其次，在 4 373 Hz 左右也较集中，除此之外，还存在其它较高的频率值，如：2 943 Hz 等。此工况下，爆震波的传播过程较复杂，混合了双波、单波及对撞几种不同模态。

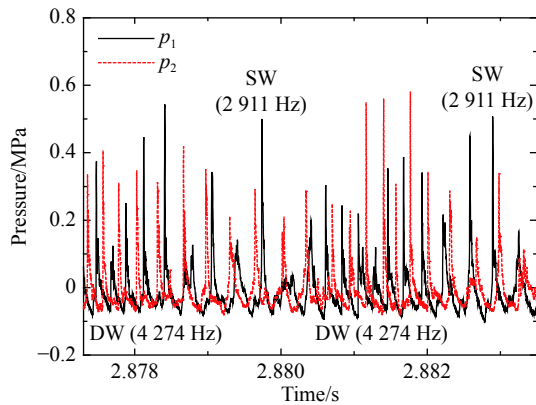


图 20 单双波交替下的压力曲线

Fig. 20 Pressure signals of SW and DW alternation

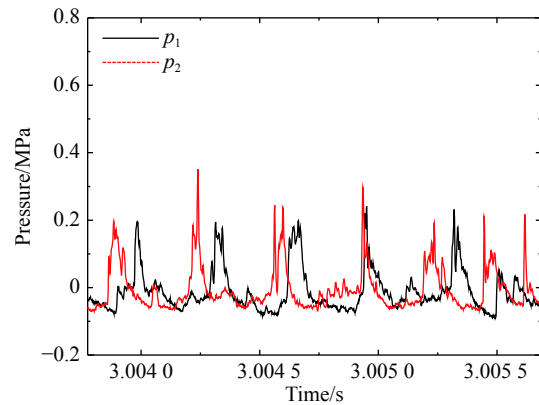


图 21 对撞时的压力曲线

Fig. 21 Pressure signals of collision

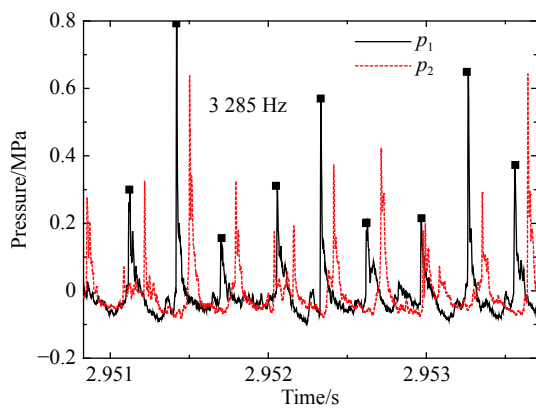


图 22 高频压力信号时程曲线

Fig. 22 High frequency pressure signals

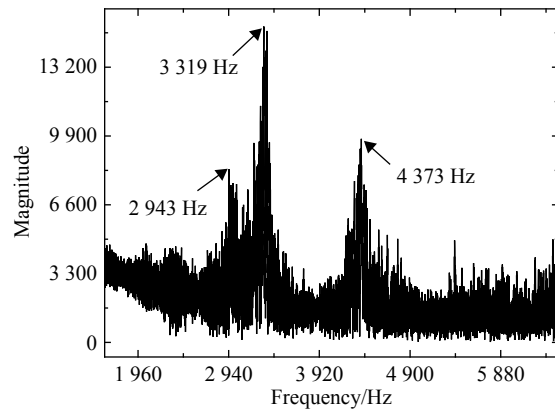


图 23 傅里叶变换结果

Fig. 23 Fourier transform result

3 结 论

本文中针对不同环缝尺寸下的 RDE 开展了实验,共采用了 3 种燃烧室环缝宽度,并在每种燃烧室环缝宽度下改变空气进气环缝宽度,通过分析压力曲线、离子信号曲线和高速摄影图片,得出以下结论:

(1)当燃烧室环缝宽度较小时,随着空气进气环缝宽度的增加,爆震波头数逐渐减少;当燃烧室环缝宽度较大时,空气进气环缝宽度的改变对爆震波传播模态及压力信号的主频影响不大;

(2)双波模态下的爆震波平均传播速度低于单波模态下的值;对撞模态下的爆震波主频介于双波和单波的主频之间;

(3)以四波对撞模态传播的爆震波,在燃烧室内同时存在 2 对以相反方向传播的同向双波,对撞过程中产生 2 个沿圆心对称的对撞点,压力峰值及离子信号峰值明显低于单波和双波模态下的值,且不同工况条件下的四波对撞的压力信号主频相差不多,在 4 518~4 699 Hz 范围内变化;

(4)在空气进气环缝宽度不变的条件下,燃烧室内静压随燃烧室环缝宽度的增加而减小。

参考文献:

- [1] FOTIA M L, HOKE J, SCHAUER F. Experimental study of the ignition process in rotating detonation engines: AIAA, 2017-1928 [R]. USA: AIAA, 2017.
- [2] BYKOVSKII F A, VEDEMIKOV E F, POLOZOV S V, et al. Initiation of detonation in flows of fuel-air mixtures [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2007, 43(3): 345-354.
- [3] 周蕊, 李晓鹏. 连续旋转爆震发动机冷流场的混合特性研究 [J]. *航空学报*, 2016, 37(12): 3668-3674. ZHOU Rui, LI Xiaopeng. Numerical investigation of mixing characteristic of cold continuously rotating detonation engine [J].

- Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(12): 3668–3674.
- [4] NAPLES A, HOKE J, KARNESKY J, et al. Flowfield characterization of a rotating detonation engine: AIAA, 2013-0278 [R]. USA: AIAA, 2013.
- [5] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDEMIKOV E F. Continuous spin detonation of fuel-air mixtures [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2006, 42(4): 463–471.
- [6] BYKOVSKII F A, MITROFANOV V V, VEDEMIKOV E F. Continuous detonation combustion of fuel-air mixtures [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1997, 33(3): 344–353.
- [7] 陈洁, 王栋, 马虎, 等. 轴向长度对旋转爆震发动机的影响 [J]. *航空动力学报*, 2013, 28(4): 844–849.
CHEN Jie, WANG Dong, MA Hu, et al. Influence of axial length on rotating detonation engine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(4): 844–849.
- [8] 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): 131–143.
- [9] ANDRUS I Q, POLANKA M D, KING P I, et al. Experimental of premixed rotating detonation engine using variable slot feed plenum [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017: 1–11.
- [10] SCHWER D, KAILASANATH K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33: 2195–2202.
- [11] 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: 1616–1623.
- [12] FOTIA M L, HOKE J, SCHAUER F. Experimental performance scaling of rotating detonation engines operated on gaseous fuels [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017: 1–10.
- [13] 刘世杰, 刘卫东, 林志勇, 等. 连续旋转爆震波传播过程研究 (I): 同向传播模式 [J]. *推进技术*, 2014, 35(1): 138–144.
LIU Shijie, LIU Weidong, LIN Zhiyong, et al. Research on continuous rotating detonation wave propagation process(I): one direction mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 138–144.
- [14] 刘世杰, 林志勇, 刘卫东, 等. 连续旋转爆震波传播过程研究 (II): 双波碰撞传播模式 [J]. *推进技术*, 2014, 35(2): 270–275.
LIU Shijie, LIN Zhiyong, LIU Weidong, et al. Research on continuous rotating detonation wave propagation process(II): two-wave collision propagation mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(2): 270–275.
- [15] KOWALKOWSKI M, MATSUTOMI Y, HEISTER S, et al. Flame sensing in pulsed combustion using ion probes diodes and visual indications: AIAA 2009-4945 [R]. USA: AIAA, 2009.

Annular gaps width effecting on performance of rotating detonation engine

XU Can, DENG Li, MA Hu, YU Ling

(School of Mechanical & Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China)

Abstract: In order to investigate the propagation mode of rotating detonation wave in rotating detonation engine (RDE) with different annular gap width, the experiment was conducted on non-premixed RDE. During the experiment, high-frequency pressure transducers, ion probes and high-speed photography were used simultaneously. Under the condition of the same inlet mass flow rate, the annular gap width of air inlet and detonation chamber were changed. As a result, the propagation mode including the single wave, double wave, four wave collision and mixed mode were obtained. By analyzing the experimental results, it was found that when the detonation chamber width was 6 mm, the detonation wave was changed from four wave collision to double wave, and finally to the single wave as the air inlet width was increased. When the detonation chamber width were 10 and 15 mm, the air inlet width had little influence on detonation wave propagation mode. In addition, under the four wave collision mode, both of the pressure peak and ion signal peak were lower than that of the single wave and double wave modes.

Keywords: rotating detonation engine; annular gap width of air inlet; annular gap width of detonation chamber; propagation mode

(责任编辑 王易难)