

文章编号: 1000-8055(2025)00-20250337-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250337

掺混结构对脉冲爆震起爆及传播特性影响研究

邵恺元¹, 王永佳², 张永辉¹, 黄俊杰³, 陈端¹, 冯再杰¹, 张启斌^{1,4}, 范玮^{1,4}

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;
2. 中国航天科技集团有限公司 航天推进技术研究院, 西安 710100;
3. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
4. 西北工业大学 轻型涡轮动力国家重点实验室, 西安 710129)

摘 要: 为获得冲压模态下吸气式脉冲爆震发动机头部掺混结构对工作特性的影响, 以汽油为燃料, 空气为氧化剂, 通过实验探索了掺混结构对于爆震起爆及传播特性的影响规律, 实现了频率为 12.5 Hz 的稳定爆震, 归纳出 6 种燃烧状态。结果表明: 受旋流影响, 相较于无旋流结构, 有旋流结构对空气来流总压、汽油流量以及点火能量较为敏感, 随着点火能量降低, 不稳定燃烧持续时间加长, 在点火能量下降至 3 J 时, 会导致点火失败, 稳定工作当量比范围更窄, 但有旋流结构可进一步缩短起爆距离, 增加掺混结构的阻塞比可拓宽稳定爆震的当量比范围。

关 键 词: 吸气式脉冲爆震发动机; 燃烧状态; 爆震波; 点火能量; 当量比

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Study on influence of mixing structure on pulse detonation wave initiation and propagation characteristics

SHAO Kaiyuan¹, WANG Yongjia², ZHANG Yonghui¹, HUANG Junjie³,
CHEN Duan¹, FENG Zaijie¹, ZHANG Qibin^{1,4}, FAN Wei^{1,4}

- (1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. China Academy of Aerospace Propulsion,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;
3. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
4. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Light-duty Gas-turbine,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to obtain the influences of the mixing structure of air-breathing pulse detonation engine head on the working characteristics in the ramjet mode, gasoline was used as fuel and air was used as oxidizer. The influences of the mixing structure on the detonation initiation and propagation characteristics were explored through experiments. A stable detonation with a frequency of 12.5 Hz was achieved, and six combustion modes were summarized. The results showed that compared with the non-swirl structure, the swirl structure was more sensitive to the total pressure of air flow, gasoline flow and ignition energy. As the ignition energy decreased, the duration of unstable combustion increased. When the

收稿日期: 2025-07-16

基金项目: 国家自然科学基金(52176133, 52106172)

作者简介: 邵恺元(2000—), 男, 硕士生, 主要研究方向为航空发动机燃烧室设计。E-mail: shaokaiyuan@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 张启斌(1990—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为爆震燃烧与爆震推进。E-mail: zhangqibin@nwpu.edu.cn

引用格式: 邵恺元, 王永佳, 张永辉, 等. 掺混结构对脉冲爆震起爆及传播特性影响研究[J]. 航空动力学报, 2025, 41(X): 20250337. SHAO Kaiyuan, WANG Yongjia, ZHANG Yonghui, et al. Study on influence of mixing structure on pulse detonation wave initiation and propagation characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 41(X): 20250337.

ignition energy decreased to 3 J, it may lead to ignition failure and a narrower range of stable equivalence ratio. However, the swirl structure can further shorten the detonation distance, and increasing the blockage ratio of the mixing structure can broaden the equivalence ratio range of stable detonation.

Keywords: air-breathing pulse detonation engine; combustion mode; detonation wave; ignition energy; equivalence ratio

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, PDE)作为一种基于爆震燃烧的新型动力装置,引起了世界各国学者的广泛关注^[1-6]。PDE 按是否自身携带氧化剂可分为脉冲爆震火箭发动机(pulse detonation rocket engine, PDRE)和吸气式脉冲爆震发动机(air-breathing pulse detonation engine, APDE)^[7-11]。燃料与氧化剂的供给作为工作过程中的重要一环,对 APDE 的推进性能具有重要影响。PDRE 的燃料和氧化剂一般通过高压或对撞形式供给,此时两者间速度差较大,可产生较好的雾化掺混效果,与之不同,APDE 在冲压模态下工作时,进气道几何结构不可变,从外界捕获的空气流量固定,压力不可调,为使燃料和氧化剂实现较好的掺混效果,可通过合理设计燃烧室头部的掺混结构来实现。

APDE 的高效燃烧对于提升其工作性能至关重要,而较合理的油气分配方案是实现高效燃烧的关键。早期许多学者针对不同掺混结构展开过研究,如分流式^[12]、孔板式^[13]以及旋流式^[14-15]等结构,相比于其他结构,旋流式掺混结构不仅能改善雾化掺混效果,且有利于调节燃料在爆震管内的分布情况。国内部分学者对其进行过研究,但进气阻力较大,并不利于提高 APDE 的推力性能^[16-17]。西北工业大学的熊姣等^[18]、空军工程大学的海鹏等^[13]、Qiu 等^[19]、Ma 等^[20]针对 APDE 的掺混结构采用不同的进气方式开展了一系列研究。除此之外,南京航空航天大学在旋流式掺混结构方面做了诸多研究,郑殿峰等^[14-15, 21]针对旋流式结构的工作原理、阻力和爆震特性进行了研究,结果发现对于低填充速度而言,宜采用旋流式结构,且爆震燃烧效果与该结构的阻塞比有关,阻塞比越大,空气与燃油之间剪切作用越强,有利于改善油气雾化掺混性能,形成较合理的油气配比,进而实现高效燃烧。宫继双^[17]提出了倒旋流式掺混结构,对不同旋流数下的掺混结构开展了流阻特性分析与爆震燃烧实验,结果表明最佳旋流数在 1.0 左右,但正向流动损失较大。杨光远^[16]设计了一种带渐缩通道的倒旋流掺混

结构,就此结构对 APDE 内流场状况进行了数值模拟,并开展了点火实验,结果表明随进口角度增大,掺混结构单向阀性能增强但正向流动损失增大。现有研究掺混结构的雾化掺混效果较差且进气阻力较大,并不利于实现合理的油气分配。

结合国内外研究现状发现,局部油气比对 APDE 的工作特性有显著影响,而掺混结构能改变燃油在爆震管内的径向分布,调节局部油气分配,最终实现 APDE 的短距高效起爆。同时,优化旋流式掺混结构,降低掺混结构的流阻损失,可以提高 APDE 低阻高效起爆的能力。因此,本文针对 APDE 进气掺混结构开展了实验研究,进一步探究局部油气比对 APDE 短距高效起爆的影响。

1 方 法

1.1 实验系统

实验系统如图 1 所示,由供给系统、点火系统、控制系统、测量系统以及数据采集系统组成。爆震实验装置分为进气段、雾化掺混段、点火段、缓燃向爆震转变(deflagration-to-detonation transition, DDT)段与直管传播段,爆震管总长约为 2 200 mm,其中雾化掺混段长为 155 mm。实验中采用的爆震管内径为 30 mm, DDT 段阻塞比为 0.36,障碍物结构为 Shchelkin 螺旋。空气经限流孔轴向进入掺混段内,燃料采用 92#汽油径向管路进入掺混结构内部,经轴向安装的压力雾化喷嘴喷入掺混段内与空气进行雾化掺混,后由高能点火器进行点火。

1.2 测量和控制方法

实验中布置 7 个 CY-YD-205 压电式压力传感器,用以测量爆震波的沿程压力,其中 p_1 、 p_2 、 p_3 位于爆震管 DDT 段,间距为 60 mm, p_4 、 p_5 、 p_6 、 p_7 则分别位于直管传播段,间距为 60 mm, p_3 与 p_4 之间间距为 70 mm。使用 DEWE-3020 采集仪采集传感器数据,采样频率为 200 kHz。

爆震波工作方式为无阀无隔离,采用高能点火装置进行点火,点火能量在 0~12 J 内可调,点火频率随点火能量变化而变化,本文中设定点火

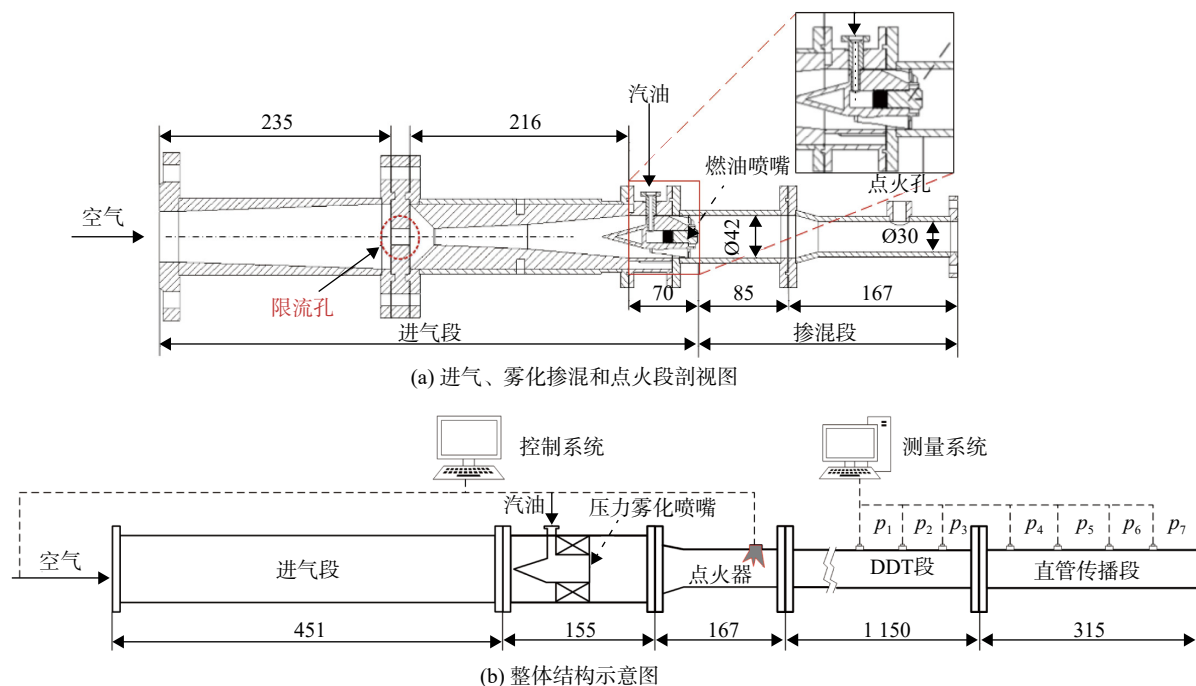


图 1 实验系统原理图(单位: mm)

Fig. 1 Experimental system diagram (unit: mm)

持续时间为 2 s, 点火频率稳定在 12.5 Hz。实验中, 先通入空气待爆震管内建立起稳定的流场后, 再通入燃油, 最后点火触发脉冲爆震波。

2 结果与讨论

2.1 燃烧状态定义与判定

通常判定爆震是否形成可将实验测得的压力峰值和爆震管内爆震波传播速度与 Chapman-Jouguet(C-J)峰值压力和速度进行对比。实验中压力峰值可通过压电传感器的信号读取得到, 爆震波传播速度可由相邻传感器安装间距比压力信号上升的时间差计算得到。在实验过程中, 考虑到采用的 Shchelkin 螺旋会产生流动损失, 且两相爆震中油气的雾化掺混、壁面热损失等会对爆震波产生影响, 爆震压力峰值和波速的实验值通常低于 C-J 爆震波的理论值。将爆震波传播速度和对应的压力峰值分别达到 C-J 值的 65% 和 67% 作为爆震形成的主要判据^[22-25]。可燃混合物的 C-J 爆震特征参数可由 NASA CEA 程序计算得到。在可燃混合物压力为 101 kPa、温度为 300 K, 当量比为 1 时, 正辛烷与空气混合物的 C-J 爆震波的峰值压力为 1.88 MPa, 爆震波波速为 1 792.5 m/s。

采用寻峰函数对给定工况实验采集的压力峰值信号进行提取, 并根据时差法计算爆震波的传播速度, 结合实验观察到的现象, 进而定量确定

燃烧状态。根据提取到的压力峰值, 并计算爆震波传播速度, 通过该爆震波传播速度的实验值和 C-J 值的 65% 进行对比, 确定爆震波的起爆概率(probability of detonation initiation, PDI, 量符号记为 P_{PDI}), 定义如下:

$$P_{PDI} = \frac{N_{det}}{N_{detect}} \quad (1)$$

式中 N_{det} 为在单次实验获取的多个脉冲信号中统计出的大于 65% C-J 爆震波传播速度理论值的脉冲个数, N_{detect} 为单次实验时间内采用寻峰函数抓取的脉冲个数。

在同一几何结构、相同点火能量(12 J)下, 采用不同空气流量和汽油流量进行脉冲爆震点火实验, 可总结出以下 6 种燃烧状态, 分别为: ①稳定脉冲爆震状态, 对应 $P_{PDI} > 90\%$, 记为 A; ②稳定脉冲增压燃烧状态 I, 对应 $10\% < P_{PDI} \leq 90\%$, 记为 B; ③稳定脉冲增压燃烧状态 II, 对应 $0 < P_{PDI} \leq 10\%$, 记为 C; ④稳定脉冲增压燃烧状态 III, 对应 $P_{PDI} = 0$, 记为 D; ⑤非稳定弱脉冲或连续燃烧状态, 对应 $P_{PDI} = 0$, 记为 E; ⑥点火失败状态, 记为 F。不同状态对应的压力波形如图 2 所示。由图可知, 在以 B、C 和 D 所代表的增压燃烧状态中, 随着成功起爆工况的占比逐渐提高, 最终可发展成稳定爆震状态 A。而在 E 状态中, 所得的压力脉冲信号呈现出峰值过低、脉冲间断以及连续燃烧现象。在

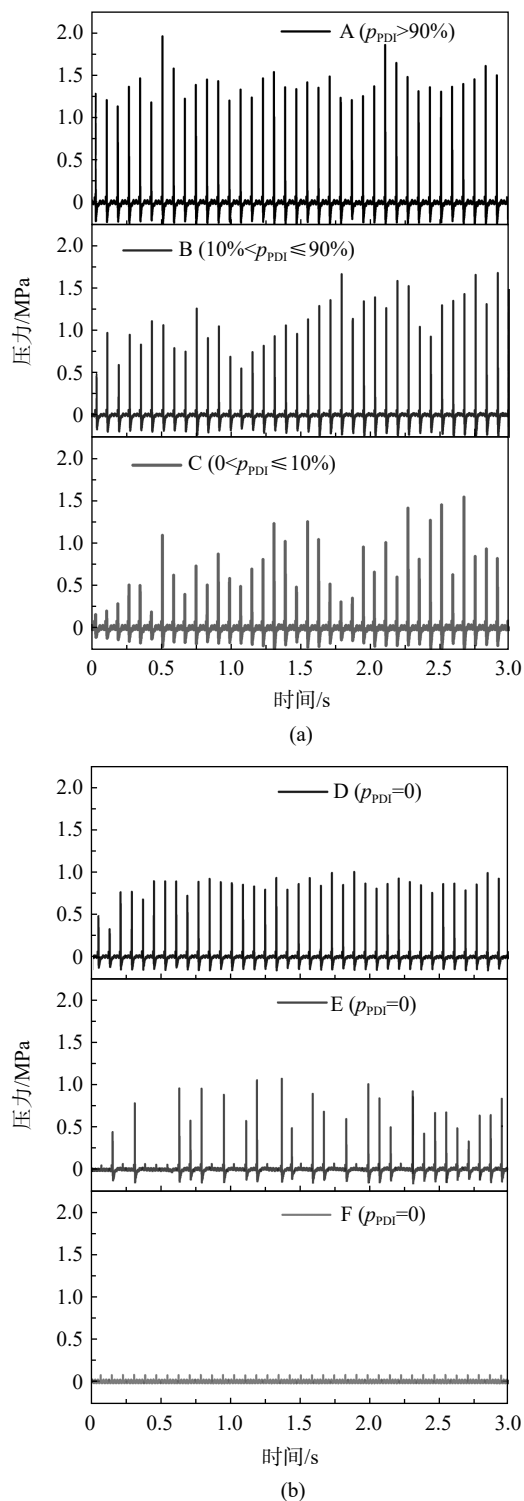


图 2 不同燃烧状态对应的压力波形

Fig. 2 Pressure histories corresponding to different combustion modes

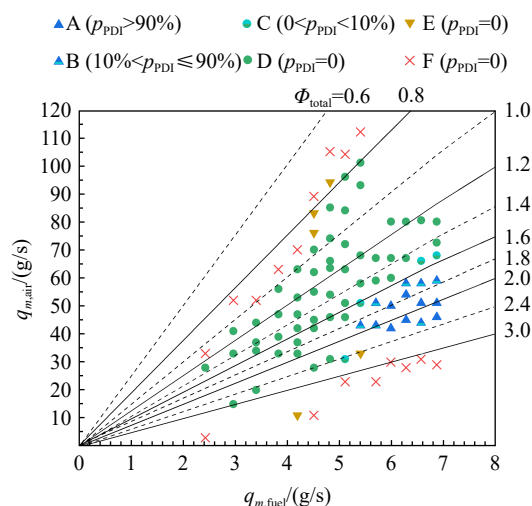
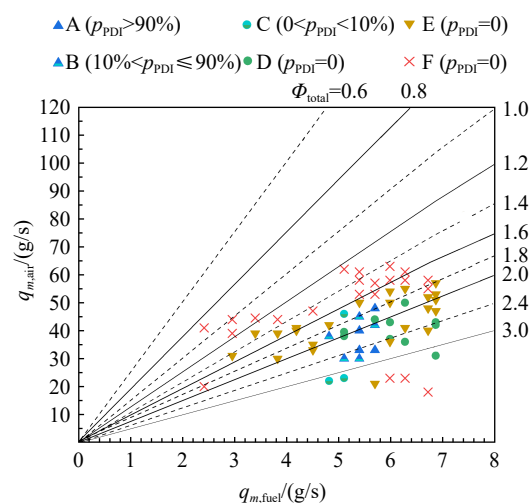
F 状态中表现为无法成功点燃可燃混合物。

2.2 有无旋流结构影响分析

选取有旋流结构的掺混结构, 记为 Swirling BR0.36(以下简称为 S-BR0.36), 阻塞比(BR, 量符号记为 R_{BR})为 0.36, 旋流结构叶片数 $N=8$ 、中心

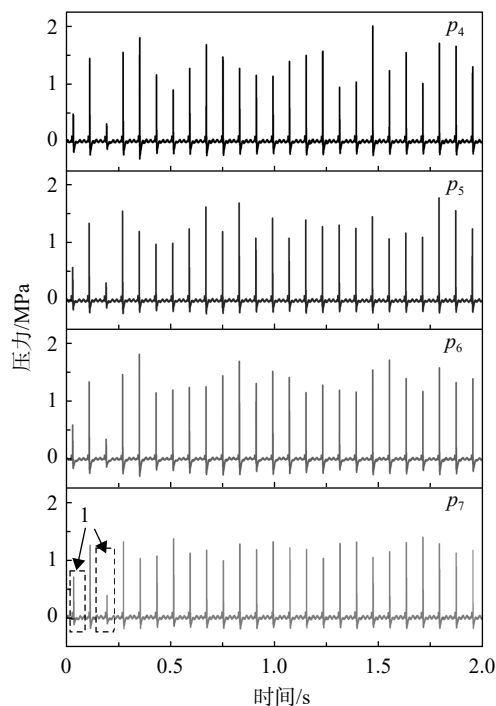
锥内径比爆震管内径 $d/D=0.55$; 并以相同阻塞比、无旋流掺混结构作为对照组, 记为 No Swirling-BR0.36(以下简称为 NS-BR0.36)。为确保在有无旋流对照实验时阻塞比相同, S-BR0.36 阻塞比由位于叶片通道处的掺混结构流动通道的最小流通面积计算得出, 并通过改变中心锥内径的方式加工出相同阻塞比下的 NS-BR0.36。开展点火实验时, 空气流量($q_{m,air}$)为 10~110 g/s, 燃油流量($q_{m,fuel}$)为 2~7 g/s, 当量比(Φ_{total})范围覆盖 0.6~3.0。上述两种结构的燃烧状态如图 3 和图 4 所示。

对比图 3 和图 4 可知, 在相同阻塞比、有旋流的情况下, 脉冲稳定增压燃烧状态和稳定脉冲爆震状态反而不易获得。当 $q_{m,air}=30$ g/s 时, 不存在

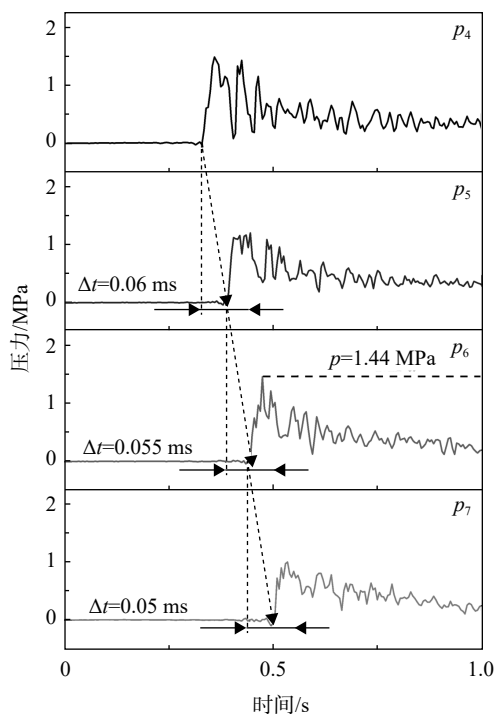
图 3 无旋流掺混结构的燃烧状态分布图($R_{BR}=0.36$)Fig. 3 Combustion mode of swirlless mixing structure ($R_{BR}=0.36$)图 4 旋流掺混结构的燃烧状态分布图($R_{BR}=0.36$)Fig. 4 Combustion mode of swirling mixing structure ($R_{BR}=0.36$)

A 燃烧状态, 在 $\Phi_{\text{total}}=2.4$ 时为 B 燃烧状态, 其余全局当量比下均处于 D、E 和 F 燃烧状态。这是由于空气经掺混结构后发生旋转, 产生的离心力将汽油卷吸至壁面处, 导致壁面处富油, 不利于点火, 且此时气流速度较低, 雾化效果较差。当 $q_{m,\text{air}}=50 \text{ g/s}$ 时, 在 $\Phi_{\text{total}}=1.8\sim 2.4$ 范围内均存在 A 燃烧状态。而 $\Phi_{\text{total}}<1.8$ 时仅存在 E 和 F 燃烧状态, 这是由于汽油流量较小, 其喷射速度较低, 在空气的卷吸作用下汇聚于壁面, 而空气处于常温状态下, 无法使燃油发生蒸发, 因此汽油液滴在壁面处聚合形成大粒径液滴, 不利于点火。而在大于 $\Phi_{\text{total}}>2.4$ 的工况下, 因为随着空气质量流量从 30 g/s 提高到 50 g/s , 流速加快, 卷吸作用增强, 小粒径液滴易被卷吸形成大粒径液滴, 此时点火不稳定, 无法形成稳定爆震, 在大部分时刻处于 E 和 F 燃烧状态。进一步增加空气流量后, 发现在不同全局当量比下均无法产生稳定起爆, 仅存在 E 和 F 燃烧状态。这是因为, 虽然在旋流结构下气流速度较大, 与汽油产生较大速度差, 有利于雾化, 但是在点火过程中, 气流速度较大时易使火焰被吹熄, 导致起爆失败, 甚至无法点燃可燃混合物。上述表明, 有旋流结构的稳定工作当量比范围更窄, 对当量比、流速等变化较为敏感, 对汽油流量、来流空气总压均有限制, 过高过低均不利于点火和起爆。

由于旋流式掺混结构推力壁处于“全封闭”状态下, 相比于基准组可能更有利于阻止压力反传。为探究这一因素对起爆特性的影响, 在全局当量比为 2 和点火能量为 12 J 的条件下, 选取了上述两种结构的多循环和单个循环脉冲爆震进行对比分析, 结果如图 5 和图 6 所示。在该当量比下, 经 CEA 计算, 67% 的 C-J 压力为 1.186 MPa , 65% 的 C-J 波速为 1133.02 m/s 。其中 NS-BR0.36 为 B 燃烧状态, 而 S-BR0.36 为 A 燃烧状态。图 5(a) 中 1 表示该单个循环为缓燃燃烧, 可能是由于爆震管内填充不足所致。可以看到, NS-BR0.36 中前几个脉冲循环缓燃与爆震状态相互交替, 说明此时系统较不稳定, 但后期较为稳定。 p_4 位于 DDT 段出口, 大部分循环压力峰值在 $1\sim 2 \text{ MPa}$, 最低压力为 0.3 MPa , 且各循环的压力峰值略有不同。将单个压力波形进行放大后, 如图 5(b) 所示, 其中 p_4 压力上升较为迅速, 但随后在压力下降时又再次上升, 这可能是由于前导激波与障碍物产生碰撞后, 形成的反射激波传至 p_4 处。而在 p_5 处



(a) 沿程压力波形



(b) 单个循环压力放大

图 5 NS-BR0.36 中直管传播段的压力波形

Fig. 5 Pressure histories in the propagation section of the straight pipe in NS-BR0.36

呈现出峰值压力相近的多峰现象, 这可能是由于前导激波与壁面碰撞, 在马赫反射的作用下形成了马赫杆和横波, 在直管段中高强度的横波将未燃混合物直接点燃, 形成了多个压力高峰。从波速来看, p_4 、 p_5 、 p_6 以及 p_7 间波速分别为 1000 、

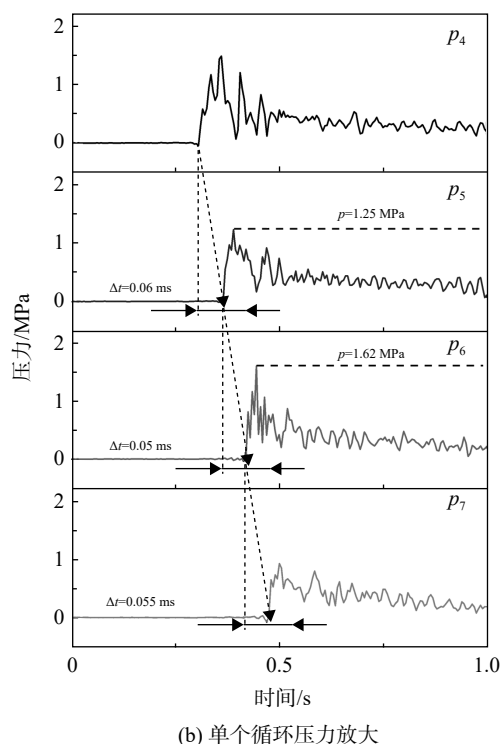
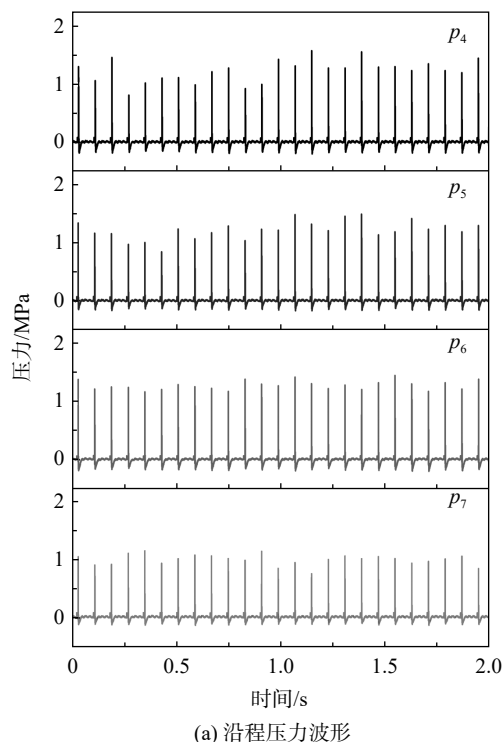


图 6 S-BR0.36 中直管传播段的压力波形

Fig. 6 Pressure histories in the propagation section of the straight pipe in S-BR0.36

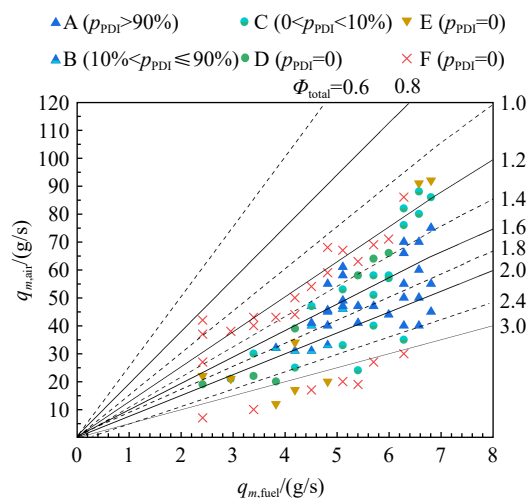
1 090.91 m/s 以及 1 200 m/s, p_6 的峰值压力为 1.44 MPa, 由此可见, 在 $p_6 \sim p_7$ 间形成了稳定的爆震波。由于空气与汽油形成的爆震波波速较慢, 且压电传感器和采集仪的采样频率足够高, 对于爆震波压力波形的捕捉更加精细。

在有旋流掺混结构 S-BR0.36 下, 基本处于稳定工作状态, 整体压力较为均衡, 可以看到起爆后 p_6 的压力基本维持在 1.2 MPa 以上, 且不存在缓燃燃烧状态。放大单个循环后, 各传感器的压力历史与无旋流掺混结构 NS-BR0.36 基本相似, 在此不再赘述。且在 S-BR0.36 结构下, 在 p_5 与 p_6 间波速达到 1 200 m/s, 高于 65% 的 C-J 波速, 峰值压力为 1.62 MPa, 因此在 $p_5 \sim p_6$ 间已形成稳定爆震波。可知, 有旋流掺混结构下缓燃向爆震转变时间更短, 更有利于爆震波的形成。NS-BR0.36 波速较低可能是因为爆震管内空气流速较低, 雾化掺混性能较差, 点燃大粒径液滴时消耗了较多能量。相比之下, S-BR0.36 中推力壁处于“全封闭”状态, 反传压缩波经过时易在叶片通道内发生反射, 降低反传压力的同时可缩短起爆距离, 且工作稳定。

2.3 阻塞比的影响分析

研究发现^[14,20], 采用旋流式气动阀时, 爆震燃烧效果与阻塞比有较大关系, 小于一定的阻塞比时将无法产生稳定的爆震, 这一阻塞比应不小于 0.6。由此, 在现有模型下, 选取了阻塞比为 0.61 的旋流式掺混结构开展点火实验, 该结构记为 S-BR0.61, 同时为与前面结构进行对比, 掺混结构参数如下, 旋流结构叶片数 $N=14$ 、中心锥内径比爆震管内径 $d/D=0.72$, 实验工况与文中第 2.2 节相同, 该结构下的燃烧状态如图 7 所示。

对比图 4 和图 7 可以发现, S-BR0.61 的稳定工作当量比范围为 1.2~2.4, 相比于 S-BR0.36 此范围大大增加, 同时 E 燃烧状态的数量大大减少。

图 7 旋流掺混结构的燃烧状态分布图($R_{BR}=0.61$)Fig. 7 Combustion mode of swirling mixing structure ($R_{BR}=0.61$)

不同于 NS-BR0.36 大部分为 D 燃烧状态, A 燃烧状态占比较低, S-BR0.61 的 A 燃烧状态所占比例显著提高, 说明该结构能够有效改善起爆效果。这些结构相似之处在于, 在低汽油流量下, 均无法实现稳定爆震, 这之前所述原因相同。随着汽油流量的增加, 稳定工作当量比范围有所增加, 能够在更高的来流总压条件下稳定燃烧并起爆。这是由于为匹配当量比, 空气流量随汽油流量的增加而增大, 即意味着来流总压增大, 点火后所产生的反压更不容易反传至上游流道内, 同时由于阻塞比的增加, 掺混结构的出口推力壁结构越接近于全封闭, 有助于促进火焰不断加速, 使其与压缩波前锋相耦合, 进而实现起爆。此外, 阻塞比增大意味着掺混结构通道处流道面积减小, 空气流速加快, 改善了其与汽油间的雾化掺混效果, 但掺混结构后回流区增大, 经叶片流出的高速空气产生较大损失, 速度迅速降低, 在点火处反而流速不高, 不至于点火后被吹熄。

为进一步探究阻塞比增大对爆震起爆特性的影响, 与 S-BR0.36 相似, 选取了相同全局当量比 ($\phi_{\text{total}}=2$) 和相同点火能量 (12 J) 的工况, 在此工况中, 尽量保证空气来流压力和汽油供给压力相近。选取 p_5 、 p_6 以及 p_7 的沿程压力, 如图 8(a) 所示。在该工况下, 选取了 5 个单循环脉冲用 SC-1 等表示, 进行波速对比, 结果如图 8(b) 所示。

由图 8(a) 可以看到, 压力传感器 p_5 所记录的各循环最高的压力峰值可达 1.76 MPa, 最低的峰值压力仅为 0.89 MPa, 这是因为 p_5 位置更接近于 DDT 段出口, 所以激波传出 DDT 段时, 各个循环压力峰值较为不均。随着爆震波的传播, 在 p_6 位置处压力较为均衡, 且超过 90% 的脉冲压力峰值达到 1.2 MPa, 而由于填充度不足导致直管传播段后端无新鲜混合物, 无法维持爆震波稳定传播所需能量, 此时爆震波锋面与火焰锋面解耦, 压力峰值大部分下降至 1 MPa 左右, 致使无法形成稳定传播的爆震波。从该多循环过程中选取 5 个单脉冲循环进行波速分析, 其中 1 处于点火后的 0~0.5 s 时刻内, 2、3、4 处于点火后 0.5~1.5 s 时刻内, 5 处于点火后 1.5~2.0 s 时刻内。

由图 8(b) 可见, 在点火初始时刻, 爆震管内填充度不足, 且管内无多余未燃烧完全的汽油, 此时爆震管内波速较低, 即使当压缩波传至直管段尾端 p_7 处时, 压缩波传播速度也仅为 1 000 m/s, 激波锋面与火焰锋面未耦合, 致使起爆失败。此

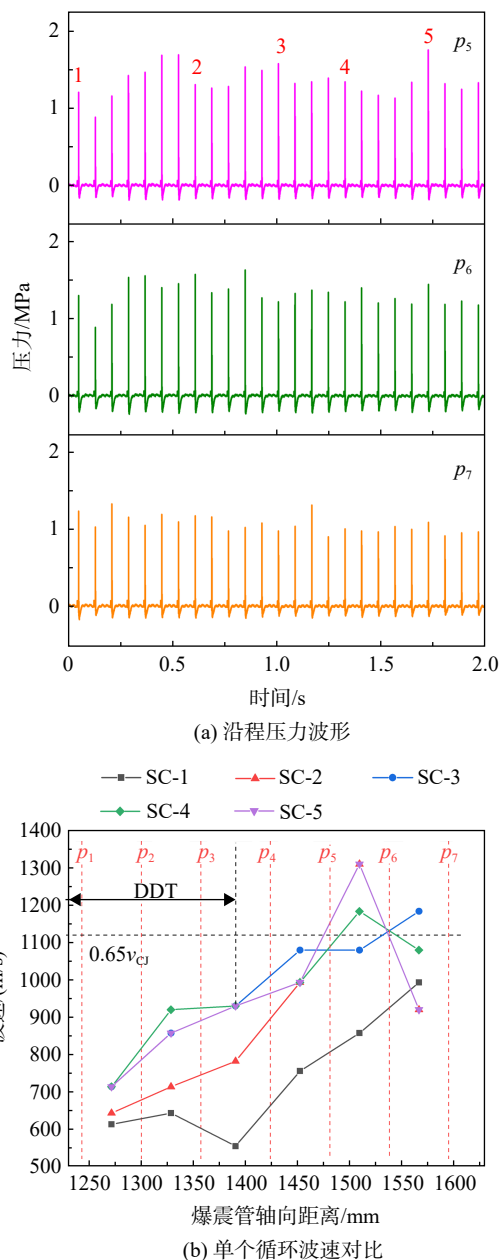


图 8 S-BR0.61 中直管传播段压力波形与波速对比

Fig. 8 Pressure histories in the propagation section of the straight pipe in S-BR0.61

后, 在富油燃烧状态下, 前一循环起爆失败后, 管内残留未燃烧完全的汽油, 且在多次循环后, 火焰与管壁产生热量交换, 导致爆震管壁面温度上升, 有利于汽油蒸发和雾化, 因此在之后的多循环脉冲中, 绝大部分循环均实现了爆震起爆。可以看到, 在循环 2 中 $p_5 \sim p_6$ 间压缩波传播速度为 1 333.33 m/s, p_5 和 p_6 峰值压力分别为 1.31 MPa 和 1.59 MPa, 此时起爆成功, 但在随后传播过程中又出现了激波锋面与火焰锋面解耦的情况。而在循环 3 中可发现, 这一循环的 DDT 距离又有所增加。这可能是由于在经历多次循环后, 管内残留的汽

油被完全燃烧,且此时受激波反传压力的影响,空气流量降低,流速变缓,雾化掺混效果较差,但蒸发效果较好。综合影响下,导致 DDT 距离增加。

在循环 4 和循环 5 中,均于 $p_5 \sim p_6$ 间实现了爆震起爆,且此时 p_5 与 p_6 的峰值压力分别为 1.35、1.23 MPa 与 1.76、1.46 MPa。与阻塞比 0.36 相比,提高掺混结构阻塞比后,可有效改善爆震起爆效果,增加起爆概率,且提高各循环的压力峰值,但没有进一步缩短 DDT 距离。这一原因可能与 S-BR0.36 相同,S-BR0.61 推力壁虽也处于“全封闭”状态,但只是在投影上处于“全封闭”状态,激波仍可反传至通道上游,同时填充度不足,导致爆震管后端无新鲜未燃混合物。相比于全封闭推力壁而言,此时对火焰的加速作用十分有限,故没有有效缩短 DDT 距离。

2.4 点火能量影响分析

为探究点火能量对工作频率以及多循环爆震的影响,在全局当量比($\phi_{\text{total}}=1.2$)相同的条件下,选取了 4 种不同点火能量,分别为 12、9、6、3 J,进行点火实验,同时采用 NS-BR0.36 结构下不同点火能量的实验结果作为对照组。选取了 p_5 、 p_6 以及 p_7 的沿程压力进行分析,结果如图 9 和图 10

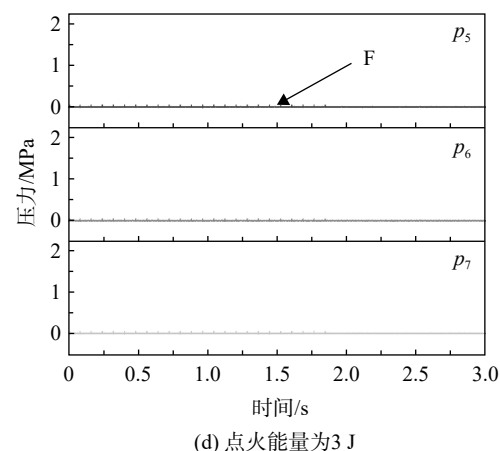
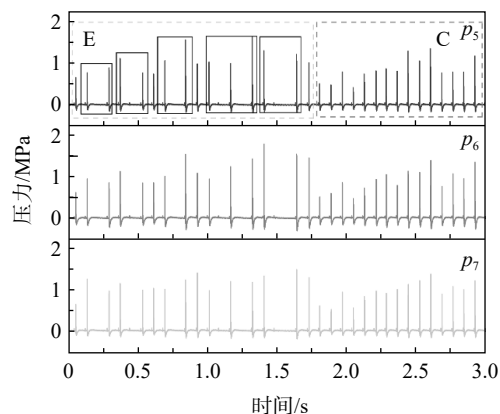
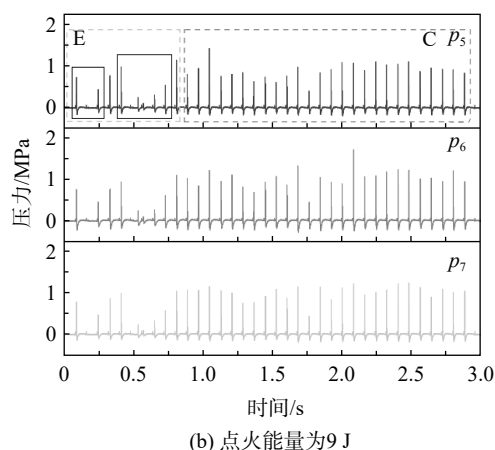
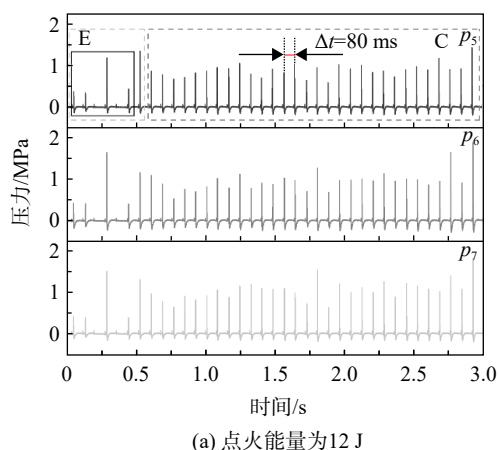
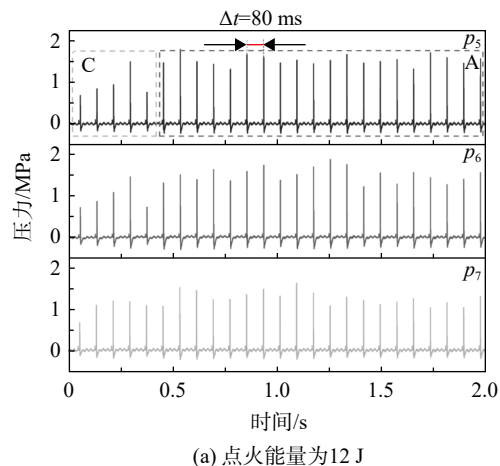


图 9 不同点火能量下 S-BR0.61 的实验结果

Fig. 9 Experimental results of S-BR0.61 under different ignition energies

所示。可以看到 S-BR0.61 和 NS-BR0.36 所取点火后的时间不同,这主要是由于在 S-BR0.61 时存在较长时间的不稳定燃烧过程,为分辨不同燃烧状态,故所取时间较长,为 3 s,而 NS-BR0.36 结构下燃烧较为稳定,所取时间较短,为 2 s。

在多循环脉冲燃烧过程中,点火前后期呈现出不同的燃烧状态。图 9 和图 10 中不同灰度的



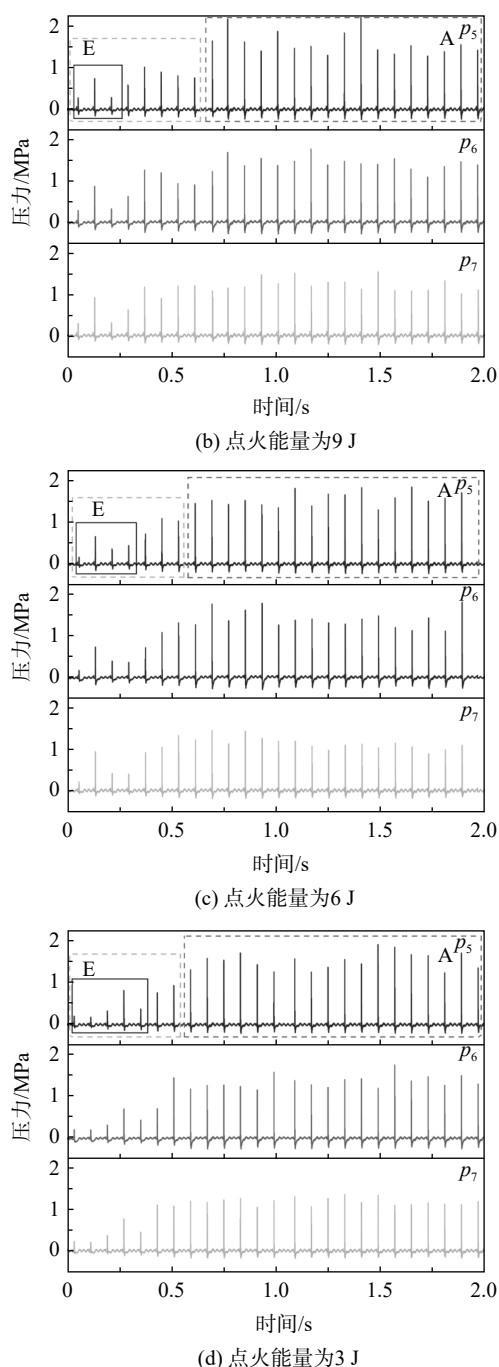


图 10 不同点火能量下 NS-BR0.36 的实验结果
Fig. 10 Experimental results of NS-BR0.36 under different ignition energies

粗虚线框表示不同的燃烧状态, 主要包括 A、C、E 和 F 燃烧状态, 在各燃烧状态中的黑色细实线框表示间断或缓燃燃烧状态。在有旋流的情况下, 点火能量对多循环爆震有较大影响。点火能量为 12 J 时, 存在 C 和 E 两种燃烧状态, 在点火后前 0.5 s 内的多循环脉冲过程中, 存在较短时间的不稳定燃烧状态, 呈现出缓燃、间断与爆震燃烧并存, 点火后 0.5~2 s 内多循环脉冲则较为稳定。

而当点火能量下降后, 可以明显看到点火后前期的 E 燃烧状态持续时间变长, 在点火能量为 9 J 时这一时间从 0.5 s 增长至 0.7 s, 在点火能量为 6 J 时这一时间则增长至 1.6 s, 且这一燃烧状态下工作频率极其不稳定, 存在“掉频”现象。在点火能量为 3 J 时, 甚至出现了点火失败(F)状态, 这可能有多方面原因: ①在有旋流时, 汽油在爆震管的轴向和径向上分布都较为不均, 汽油受旋流空气影响, 易被卷吸至爆震管管壁处形成大粒径液滴, 造成壁面富油, 不利于点火, 且爆震管轴中心位置处局部当量比较低, 不利于压缩波的传播; ②在该当量比下, 空气来流压力达到了 0.25 MPa, 且掺混结构的阻塞比较大, 叶片通道间流通面积较小, 此时空气经掺混结构叶片通道后流速加快, 油气之间的速度差有所增大, 虽有利于改善雾化效果, 但流速过大时并不利于点火, 即使点着也容易被吹熄。因此, 在低于一定点火能量时, 点火失败。

在无旋流掺混结构(NS-BR0.36)中, 不同点火能量带来的影响规律与 S-BR0.61 有所差异。从图 10 可以看到, 除点火能量为 12 J 时, 其余点火能量对多循环脉冲的影响并不大。在点火后 0~1 s 内的 E 燃烧状态持续时间基本无差别, 但也会呈现出缓燃燃烧状态, 在点火能量越低时, 这一状态持续时间有所增加, 从点火能量为 9 J 时的 0.25 s 增加至 6 J 时的 0.35 s, 最终于 3 J 时达到 0.4 s, 可见增加幅度并不明显。而在点火后 1~2 s 内多循环脉冲则较为稳定, 均处于 A 燃烧状态。在点火能量为 12 J 时, 存在 A 和 C 两种燃烧状态, 不存在缓燃燃烧状态, 整体工作更为稳定。这可能是由于在该工况下, 空气来流压力较低, 为 0.17 MPa, 空气经掺混结构后流速较低, 且无旋流存在, 汽油不受离心力作用, 故相比 S-BR0.61 时, 汽油无论在爆震管轴向或者径向上分布均较均匀, 因此在不同点火能量下均能形成稳定爆震, 区别仅在于点火后 0~0.5 s 内弱脉冲持续时间的长短。对比之下, S-BR0.61 结构对点火能量更为敏感。

3 结 论

本文通过增加旋流器结构、爆震管阻塞比优化和点火能量改变等方式, 成功实现了空气与汽油在常温状态下的点火起爆, 为 APDE 的工程应用打下了坚实的基础, 得出的结论如下:

1) 基于寻峰函数与信号延迟算法, 提出了不同燃烧状态的处理与判定方法, 获得了采用不同掺混结构时的燃烧状态分布图。结合实验结果得出 6 种燃烧状态。

2) 在相同阻塞比下, 通过对比有无旋流掺混结构, 揭示了旋流以及推力壁对燃烧状态与起爆特性的影响规律。受旋流影响, S-BR0.36 结构对空气来流总压和汽油流量较为敏感, 过高过低均不利于点火和起爆, 稳定工作当量比范围更窄。但“全封闭推力壁”下, 有利于抑制反压反传至上游管路, 同时可使下游火焰加速, 与压缩波相耦合, 缩短起爆距离。

3) 在有旋流情况下, 分析了阻塞比对燃烧状态与起爆特性的影响。结果表明, 提高阻塞比可有效改善起爆效果, 其中稳定脉冲爆震状态的当量比范围由 1.8~2.4 增长至 1.2~2.4, 同时能够在更高的空气来流总压下点火起爆。

4) 点火能量对有旋流掺混结构(S-BR0.61)的起爆特性影响较为明显, 随着点火能量降低, 不稳定燃烧持续时间加长, 且无法出现稳定脉冲爆震状态。在点火能量下降至一定值(3 J)时, 会导致点火失败。

参考文献:

- [1] ROY G D. Practical pulse detonation engines: how far are they? [C]// Proceedings of the 15th International Society for Air Breathing Engines. Bangalore, India: ISABE, 2001: 1170.
- [2] KASAHARA J, HASEGAWA A, NEMOTO T, et al. Performance validation of a single-tube pulse detonation rocket system[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(1): 173-180.
- [3] KAILASANATH K. Research on pulse detonation combustion systems: a status report: AIAA2009-631 [R]. Orlando, US: AIAA, 2009.
- [4] FAN W. Research progress on pulse detonation rocket engines[C]// Proceedings of International Workshop on Detonation for Propulsion. Pusan, Korea: IWDP, 2011: 14-15.
- [5] HELMAN D, SHREEVE R, EIDELMAN S. Detonation pulse engine: AIAA1986-1683[R]. Huntsville, US: AIAA, 1986.
- [6] 严传俊, 何立明, 范玮, 等. 脉冲爆震发动机的研究与发展[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(3): 212-217.
YAN Chuanjun, HE Liming, FAN Wei, et al. Research and development of pulse detonation engines[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3): 212-217. (in Chinese)
- [7] BUSSING T, HINKEY J, KAYE L. Pulse detonation engine preliminary design considerations: AIAA-1994-3220 [R]. Indianapolis, US: AIAA, 1994.
- [8] FALEMPIN F, BOUCHAUD D, DANIAU E. Pulsed detonation engine-towards a tactical missile application: AIAA2000-3473 [R]. Huntsville, US: AIAA, 2000.
- [9] 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.
YAN Chuanjun, FAN Wei. Principle and key technology of pulse detonation engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [10] 张群, 范玮. 多管吸气式两相脉冲爆震发动机实验[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(9): 1935-1938.
ZHANG Qun, FAN Wei. Experiment on multi-tube air-breathing two phase pulse detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(9): 1935-1938. (in Chinese)
- [11] 袁成, 范玮, 彭畅新, 等. 六管吸气式脉冲爆震发动机试验[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(9): 1981-1985.
YUAN Cheng, FAN Wei, PENG Changxin, et al. Experimental investigation on a six-tube air-breathing pulse detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(9): 1981-1985. (in Chinese)
- [12] 姜日红, 武晓松, 陈新发, 等. 分流式气动阀流阻及雾化特性研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2013, 33(3): 91-94, 118.
JIANG Rihong, WU Xiaosong, CHEN Xinfu, et al. The research on flow drag and atomization characteristics of shunt aerodynamic valve[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 33(3): 91-94, 118. (in Chinese)
- [13] 李海鹏, 何立明, 李天亮, 等. 钝体/阻流孔式气动阀工作机理及流阻特性研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(8): 1480-1485.
LI Haipeng, HE Liming, LI Tianliang, et al. Research on mechanism and flow drag character of an aerodynamic valve with blunt block and backflow damping orifices[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(8): 1480-1485. (in Chinese)
- [14] 郑殿峰, 杨义勇, 王家骅. 脉冲爆震发动机旋流式气动阀的设计与实验[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(7): 1471-1477.
ZHENG Dianfeng, YANG Yiyong, WANG Jiahua. Design and experimental study on whirl aero-valve for pulse detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7): 1471-1477. (in Chinese)
- [15] 郑殿峰, 王家骅, 王波, 等. 脉冲爆震发动机气动阀阻力特性[J]. *推进技术*, 2004, 25(2): 152-155.
ZHENG Dianfeng, WANG Jiahua, WANG Bo, et al. Resistance characteristic of aerovalve of pulse detonation engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2): 152-155. (in Chinese)
- [16] 杨光远. 气动阀式 PDE 推力性能分析与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
YANG Guangyuan. Analysis and experimental investigation on the thrust performance of aero-valve pulse detonation engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [17] 宫继双. 提高气动阀式脉冲爆震发动机性能的技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
GONG Jishuang. Investigation on improving performance of aero-valve pulse detonation engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [18] 熊姘, 王治武, 严传俊, 等. 脉冲爆震发动机头部雾化、掺混实验研究[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(6): 742-745.
XIONG Cha, WANG Zhiwu, YAN Chuanjun, et al. Improving atomization and mixture in pulsed detonation engine (PDE)[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(6): 742-745. (in Chinese)
- [19] QIU Hua, XIONG Cha, YAN Chuanjun, et al. Effect of aerodynamic valve on backflow in pulsed detonation tube[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 25(1): 1-15.
- [20] MA Hu, WU Xiaosong, WANG Dong, et al. Experimental investigation of multi-cycle pulse detonation engine at different air inlet systems[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers:*

- Part G *Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(12): 2207-2214.
- [21] 郑殿峰, 张会强, 王家骅. 气动阀型式对脉冲爆震发动机爆震特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(2): 187-191.
- ZHENG Dianfeng, ZHANG Huiqiang, WANG Jiahua. Effects of aerovale structure on performance of PDE[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2009, 41(2): 187-191. (in Chinese)
- [22] 谭汶昊, 郑龙席, 黄康, 等. U 型脉冲爆震燃烧室的点火起爆工作特性试验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 200742.
- TAN Wenhao, ZHENG Longxi, HUANG Kang, et al. Experimental investigation on ignition and detonation characteristics of U-bend pulse detonation combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 200742. (in Chinese)
- [23] 谭汶昊, 郑龙席, 卢杰, 等. 高温来流下 U 型脉冲爆震燃烧室燃烧特性试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 502-510.
- TAN Wenhao, ZHENG Longxi, LU Jie, et al. Experiment on combustion characteristics of U-bend pulse detonation combustor under high temperature inlet stream[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(3): 502-510. (in Chinese)
- [24] 赵炜, 韩启祥, 王家骅, 等. 热射流点火对多循环爆震管内火焰传播特性的影响[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1846-1851.
- ZHAO Wei, HAN Qixiang, WANG Jiahua, et al. Effects of hot jet ignition on flame propagation characteristics in multi-cycle detonation tube[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(12): 1846-1851. (in Chinese)
- [25] QIU Hua, SU Zheng, XIONG Cha. Experimental investigation on multi-cycle two-phase spiral pulse detonation tube of two configurations[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(11): 4166-4175.

(编辑: 王碧琚)