

文章编号: 1000-8055(2026)10-20250153-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250153

燃油喷注位置对旋转爆震燃烧室 性能影响实验研究

寇奕涛^{1,2}, 郭善广³, 吴云³, 杨诏³, 冯鹏飞³, 常一冰³, 蒙张翼²

(1. 西安交通大学 未来技术学院, 西安 710049;

2. 西安交通大学 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安 710049;

3. 空军工程大学, 西安 710038)

摘 要: 研究了隔离段、扩张段以及多点混合喷注对燃油/空气旋转爆震燃烧室的传播特性与性能影响。针对冲压旋转爆震燃烧室典型工作状态, 实验研究了爆震燃烧室燃烧效率与总压增益的变化情况。研究发现, 随着当量比的增加, 不同喷注结构会对爆震波传播特性有所影响, 实验中观察到连续稳定爆震, 不稳定爆震以及爆燃等多种燃烧模式; 不同喷注结构对燃烧效率与总压增益特性也有一定影响, 综合条件下在隔离段与扩张段多点混合喷注的效果更优。燃烧效率随当量比增加出现先上升后波动变化的趋势, 实验中观测到当量比为 0.653 时, 燃烧效率达到最高值 89.5%。爆震燃烧室总压增益特性随当量比上升逐渐上升, 最高有效总压增益出现在当量比 0.644 时, 有效总压增益最高值为 -0.171。综合考虑下, 扩张段喷注在整体性能上更具优势, 但需结合隔离段辅助喷注以改善燃烧组织, 以进一步优化喷注布局。

关 键 词: 旋转爆震燃烧室; 燃油; 性能分析; 燃烧效率; 总压增益

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experimental study on impact of kerosene injection position on performance of rotating detonation combustors

Kou Yitao^{1,2}, Guo Shanguang³, Wu Yun³, Yang Zhao³, Feng Pengfei³,
Chang Yibing³, Meng Zhangyi²

(1. School of Future Technology, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The effects of isolator injection, divergent section injection, and multi-point mixing injection on the propagation and performance characteristics of kerosene/air rotating detonation combustors (RDCs) were investigated. Focusing on typical operating conditions of ramjet RDCs, changes in combustion efficiency and total pressure gain were studied. It was found that with increasing equivalence ratio, different injector configurations influenced the propagation characteristics of detonation waves. Steady detonation, unsteady detonation and deflagration were observed in the experiment. Different

收稿日期: 2025-03-28

基金项目: 国家自然科学基金(52025064, 52306060, 52106190); 中央高校基本科研业务费专项资金(xzy022025069);

国家留学基金(202406280432)

作者简介: 寇奕涛(2000—), 男, 博士生, 研究领域为旋转爆震发动机气动热力学。E-mail: kouyitao123@stu.xjtu.edu.cn

通信作者: 郭善广(1986—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为旋转爆震发动机。E-mail: shanguang_guo@163.com

引用格式: 寇奕涛, 郭善广, 吴云, 等. 燃油喷注位置对旋转爆震燃烧室性能影响实验研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(10): 20250153. Kou Yitao, Guo Shanguang, Wu Yun, et al. Experimental study on impact of kerosene injection position on performance of rotating detonation combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(10): 20250153.

injector configurations also had certain impact on the combustion efficiency and total pressure gain. Overall, under varying equivalence ratios, multi-point mixing injection in the isolator and divergent section exhibited superior combustion efficiency. Combustion efficiency showed an initial increase followed by fluctuation with increasing equivalence ratio. In the experiments, the maximum combustion efficiency of 89.5% was observed at an equivalence ratio of 0.653. The total pressure gain of the RDC gradually increased with the increasing the equivalence ratio. The highest effective total pressure gain occurred at an equivalence ratio of 0.644, with a peak effective total pressure gain of -0.171 . The injection in the divergent section demonstrated superior overall performance. However, it needs to be combined with auxiliary injection in the isolator to improve the organization of the combustion process, thereby further optimizing the injection configuration.

Keywords: rotating detonation combustor; kerosene; performance analysis; combustion efficiency; total pressure gain

压力增益燃烧作为一种新型燃烧循环,与传统的等压燃烧循环相比,具有燃烧速度快^[1]、热效率更高^[2]、热损失更小^[3]等特点,具有巨大的潜在应用价值。爆震燃烧是一种激波与化学反应区强耦合的燃烧形式,可在更高压力下、更小空间内快速释放热量,相比于等压燃烧循环热效率可提高 30%~50%^[4]。在涡轮发动机中采用旋转爆震燃烧室有望省去复杂的压气机和涡轮部件,简化系统结构、降低研制成本,同时将旋转爆震发动机与冲压进气道组合形成冲压爆震发动机在航空领域具有广阔的应用前景^[5],对于组合动力循环及空天运载动力方案提供更多应用潜力。

依据爆震波传播的种类不同,典型的爆震发动机可分为脉冲爆震发动机(pulsed detonation engine, PDE)、斜爆震发动机(oblique detonation engine, ODE)以及旋转爆震发动机(rotating detonation engine, RDE)。其中旋转爆震发动机由于具有结构简单、单次点火连续工作、可适应较宽马赫数飞行条件等优势,是目前最有可能实现工程应用的典型爆震发动机。旋转爆震燃烧室(rotating detonation combustor, RDC)作为旋转爆震发动机的核心部件,一直以来备受爆震燃烧领域的关注。1960 年,Voitsekhovskii^[6]在圆盘式乙炔/氧气旋转爆震发动机中实现了稳定自旋爆轰,观测到旋转爆震波信号与图像。随后各个研究单位围绕旋转爆震现象通过理论分析^[7-8]、数值模拟^[9-10]和实验研究^[11-14]的方法开展许多研究。对于旋转爆震的传播特性^[15-16]、起爆特性^[17-19]与燃烧不稳定性^[20-22]等关键问题开展许多讨论与分析,形成了系统性的研究方案与实验测试方法。

作为燃油(航空煤油)/空气旋转爆震发动机,

有别于气态燃料旋转爆震发动机,燃油喷注入发动机流道后发生液滴破碎雾化蒸发,并与来流进气掺混,因此液态燃油喷注与混合过程在旋转爆震发动机实验设计中具有十分关键的影响,直接关系到旋转爆震起爆与发动机工作状态。常用的喷注方案可分为单点喷注与多点喷注,喷注方式可分为小孔喷注、针栓式喷嘴、雾化喷嘴或槽孔喷注,相关学者在此方面已开展多种相关的研究。实验研究方面,Duvall 等^[23]通过实验研究了 3 种喷注方案在不同空气质量流量(下文简称流量)与当量比下爆震波的起爆和传播特性;Bedick 等^[24]利用线性旋转爆震发动机对喷注特性开展研究,使用平面激光诱导荧光(plane laser induced fluorescence, PLIF)可视化燃料的喷注间断和再恢复过程,并提出降阶模型用于研究燃料喷注以及反应物的填充过程^[25];Andrus 等^[26]设计了一款通过 5 个同心槽喷注的预混式爆震发动机,并成功实现了乙烯/空气下旋转爆震,同时能够避免回火对爆震发动机的影响;胡洪波等^[27]使用液体燃油经过一次燃烧后产生的富燃燃气与富氧空气进行二次点火,成功实现了富燃燃气/富氧空气下的旋转爆震。数值仿真方面,Prakash 等^[28]分析了不同当量比下爆震波结构,研究了喷注对爆震波传播的影响;刘向阳等^[29]进行了阵列孔喷注下的空筒燃烧室三维数值模拟,结果表明该喷注方式能在空筒燃烧室内产生稳定的爆震波;马虎等^[30]对环缝-小孔喷注下的旋转爆震发动机开展了三维数值模拟,并研究了两种环缝-小孔喷注结构下的掺混效果与爆震波特性^[31]。

上述研究表明:旋转爆震的传播与推进剂的喷注过程相互关联相互耦合,但目前对于其影响

范围与影响因素都缺乏一定系统性的研究结论, 大多数关注爆震波传播过程以及模态特征, 对于爆震燃烧室的性能参数分析较少。尤其是在冲压旋转爆震发动机中针对不同喷注位置对爆震波传播规律与性能分析的方面很少有相关报道, 因此需要进一步研究。本文通过在冲压旋转爆震发动机中设计不同喷注位置喷注结构, 开展一系列当量比变化实验, 进一步增加爆震发动机中喷注结构对爆震波传播特性以及旋转爆震发动机性能的理解与认识, 并探索优化喷注结构的匹配方法。

1 方 法

1.1 实验系统

实验中采用的爆震发动机直连台系统, 包括供气系统、旋转爆震燃烧室、点火系统、数据采集系统及控制系统 5 个子系统。

供气系统主要工作流程为: 产生压缩空气, 压缩空气进入加热器加热, 在加热器前端与酒精混合形成可燃混合气, 混合气点火受热, 并在加热器末端与空气和氧气混合, 热空气进入集气腔。供气系统采用以下部件/方式完成上述工作流程: 为满足实验所需的空气流量等条件, 供气系统采用的压缩空气罐的最大容积为 20 m^3 , 最大可承受压力为 24 MPa 。实验中的空气流量采用声速孔板对压缩空气进行控制; 采用空气-酒精-氧气三元化学加热器对压缩空气加热; 采用两侧对称安装的非同频高频火花塞进行点火, 以防止点火失效; 采用减压阀及声速孔板控制注入加热器的空气和氧气, 以调节不同来流情况下的热空气温度, 同时将热空气中氧气的质量分数稳定在 23.5% , 并通过布置在集气腔内的 K 型热电偶进行监测、记录。

冲压旋转爆震燃烧室主要包括隔离段、扩张段、燃烧室以及尾喷管 4 部分。表 1 展示了其关键部件尺寸, 并在图 1 中通过截面数字标注进行区分。图中 T_1 和 p_1 为进气总温与总压; P_2 为隔离段入口静压测点; PCB123 (即 PCB1~PCB3) 为高频动态压力传感器; P3ABC 为燃烧室出口静压传感器; 3.1 为隔离段出口截面; 3.2 为爆震燃烧室入口截面; 4 为爆震燃烧室出口截面; 8 为尾喷管出口截面。供油系统通过环形铜管分流, 经 4 个进口位置进入喷注结构的凹槽, 并由凹槽中的均匀分布的喷注小孔注入来流空气中, 以提高实验中燃油喷注的均匀性, 喷注方向与来流空气方向

相互垂直。燃油喷注孔位于隔离段末端处与扩张段中间位置。表 2 展示了其喷注结构具体设计, 通过选取 3 种不同喷注结构 (隔离段、扩张段和隔离段-扩张段组合) 的喷注孔布局进行实验, 其他工况条件保持一致。该方案旨在通过设计实验, 重点考察喷注位置分布对爆震燃烧特性的影响机制, 初步模拟实际工程中分布式喷注策略, 对比结果能一定程度上反映不同喷注方式下爆震燃烧室的燃烧组织模式差异。

表 1 RDC 关键几何参数

Table 1 Key geometry parameters of RDC

部件	结构参数	数值
隔离段 (入口~3.1 截面)	进口面积/ mm^2	6 279.21
	出口面积/ mm^2	7 621.91
	长度 L_i/mm	278
扩张段 (3.1 截面~3.2 截面)	半扩张角/ $^\circ$	41.12
燃烧室 (3.2 截面~4 截面)	内径 D_i/mm	140
	外径 D_o/mm	220
	长度 L_c/mm	272
收缩喷管 (4 截面~8 截面)	出口面积比 (A_8/A_4)	0.55

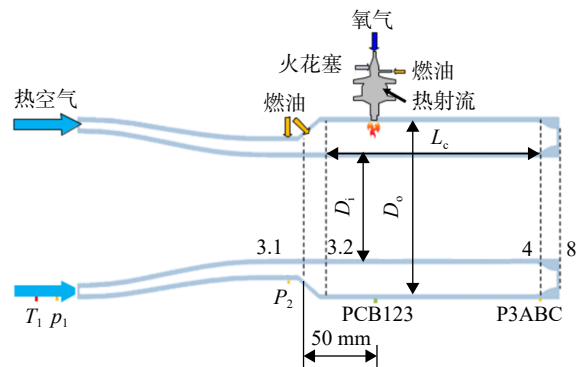


图 1 RDE 示意图与传感器布置

Fig. 1 Schematic diagram of RDE and sensor arrangement

表 2 喷注结构关键参数

Table 2 Key parameters of injection configuration

实验结构	喷注位置	喷注孔数	喷注孔尺寸/mm
A	隔离段	48	0.2
B	扩张段	48	0.2
C	隔离段-扩张段	48-48	0.2

点火系统主要由位于燃烧室前端的热射流装置构成, 图 1 展示了燃油/纯氧热射流点火器在燃烧室中的具体安装位置及构成。纯氧通过可调节的声速孔板进入预混腔, 通过调节气源压力与孔

板有效流通面积实现氧气流量的精确控制。燃油经喷嘴雾化后与氧气在混合腔内形成均匀的富氧油气混合物。热射流采用放电火花塞打火,通过高压电弧击穿可燃混合气触发点火。热射流点火器通过尾喷管将燃烧产物加速,形成持续时间极短、温度极高的高能射流,进行爆震燃烧室点火,具有较高的点火能量,满足旋转爆震燃烧室点火需求。

实验数据采用 DEWETRON 数据采集仪进行采集,通道频率最高为 1 000 kHz。实验过程及实验前后现场的设备处理均由 PLC(programmable logic controller)定时控制。图 2 展示了实验中的时序控制。实验时,先在 RDE 内部通入混合后的热空气,以确保整个实验的来流环境,随后喷注燃油,进行点火。时序系统同时控制,分别通入热射流装置内部纯氧与燃油,经自动化程序判断运行,当上游部件正常工作后启动火花塞点火,并通过控制喷注燃油的时间来控制热射流的点火时间;当上游加热器未启动或加热器内压力异常时,火花塞停止供电和启动,并启动保护氮气吹除装置,保证人员安全及实验台稳定。

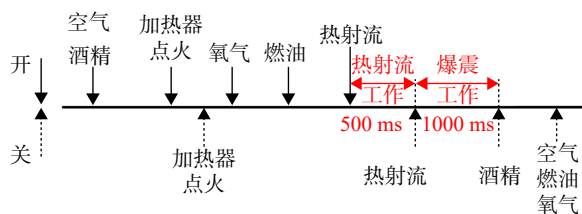


图 2 实验时序

Fig. 2 Time sequence of the experiments

1.2 测量方法

通过在 RDE 集气腔和燃烧室设置多个压力及温度传感器测点位置,监测 RDE 工作状态及爆震波模态等实验关键数据,传感器布置如图 1 所示。集气腔内,热空气的温度 T_1 和总压 p_1 通过设置总温探针及总压探针监测记录。同时,在隔离段出口位置,布置静压测点 P_2 ,以监测隔离段出口压力。燃烧室内同一轴向位置间隔 120° 布置 3 块压电 PCB113B24 型快速响应动态压力传感器 (PCB1、PCB2、PCB3),与外筒内壁平齐,采样频率为 1 000 kHz,用来记录爆震波传播过程中压力变化及扰动。采用高频 1 000 kHz 动态压力传感器能够帮助分析爆震波的传播特性,能够满足实验中观测到上千赫兹爆震波频率的测量需求。旋转爆震发动机工作时喷注位置处空气压力情况通过布

置静压测点监测,静压传感器采用毛细管衰减压力测量(capillary tube averaged pressure, CTAP)探针,采样频率为 1 kHz,用以记录起爆前后压力变化情况,其轴向分布如图 1 所示。同时在燃烧室出口布置了 3 个轴向位置相同,周向相邻间隔 120° 的稳态压力传感器 P3ABC,压力信号采样频率为 1 kHz,用以监测燃烧室出口流场分布的平均值,能够减少由于出口的不均匀对实验测量产生的影响。

考虑到实验中传感器在高温条件下的稳定性情况,PCB 传感器不能在高温条件下连续工作,并且 1 s 内爆震燃烧室能够达到并保持稳定工作状态,因此将爆震发动机燃烧室的工作时间设置为 1 s。为保证单一变量对比实验,其他工况条件保持一致,来流空气流量为固定的 (2.17 ± 0.1) kg/s,总温为 (606 ± 20) K。详细的实验工况参数以附表 A1 形式提供在附录。

流量计的主要测量对象包括燃油流量及来流空气流量。考虑到最大输出条件下,上游压力采集误差为 0.7%,会导致压力测量的不确定性,采用线性化系统误差分析,对实际氧化剂流量和燃油流量的估计误差分别为 2.6% 和 3.5%。在爆震波压力测量中,采用 100 Hz 高通滤波器消除温度漂移的影响,这将会对高频动态压力测量产生 1.8% 的额外衰减。

2 结果与讨论

2.1 典型工作状态分析

为了研究不同喷注位置对爆震波传播特性的影响规律,实验中分别设置了 48 孔隔离段喷注、48 孔扩张段喷注、48 孔隔离段与 48 孔扩张段同时喷注 3 种喷注位置结构。对这 3 类喷注位置,分别研究了不同当量比下旋转爆震波的传播模态与发动机工作状态特性。

图 3 总结了实验中的爆震波传播模态的分布情况,分别展示了在不同喷注位置以及不同当量比下,爆震燃烧室在稳定工作状态下旋转爆震波的传播模态分布。在爆震燃烧室直连实验中,燃烧工作状态可分为 3 类,间断爆震、连续爆震以及爆燃。判断连续爆震和间断爆震的区别是能否在爆震燃烧室工作时间内维持连续旋转爆震波。当爆震波压力信号存在波动时,若信号可连续且恢复高频特点,可认为是连续旋转爆震波,若中间出现熄爆,不能维持工作状态,转变为爆燃模

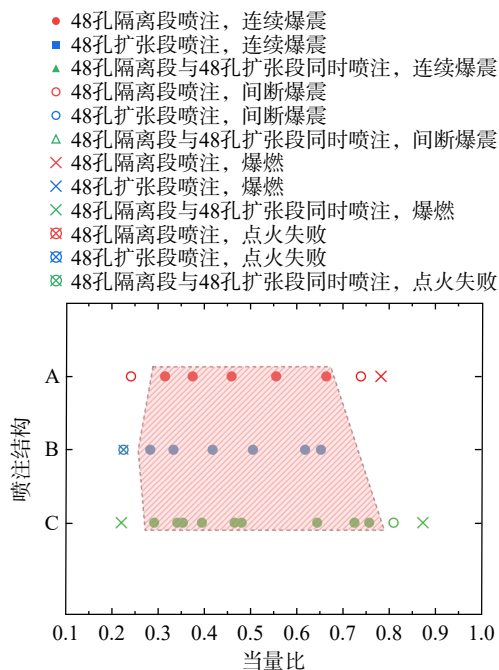


图 3 不同喷注位置下燃烧模式分布

Fig. 3 Operating mode in varied injection location

态, 信号特征失去高频爆震波特点, 可视为间断爆震。爆燃模态在燃烧过程中, 不会产生周期性的压力脉动, 或可能在工作状态下产生低频震荡燃烧, 与典型的爆震波传播过程差异较大。同时在下边界处, 也观察到点火失败工况。此时点火器启动后燃烧室未引燃工作, 爆震燃烧室无火焰产生, 稳态传感器未测量到明显的压力变化。在模式分布图 3 中, 用实心圆点来标注连续爆震模式, 用空心圆点来标注间断爆震模式, 用交叉来标注爆燃模式, 用圈叉来标注点火失败情况。

实验中在 3 种喷注位置的工况下, 均能观测到稳定旋转爆震波的产生, 并且能在较宽的范围内实现爆震燃烧。从可爆当量比范围来看, 混合多点喷注条件下具有最宽的稳定工作当量比范围, 而单独采用隔离段喷注的起爆工况范围最窄。这是由于外壁面喷注的燃油进入燃烧室后贴近内壁面流动, 而爆震燃烧区主要集中在外壁面附近, 流道结构布局扩张段外壁面单侧扩张且内侧壁面无凹腔结构, 导致回流区仅存在于外壁面附近, 无法有效影响内壁面附近的燃油液滴群, 掺混效率较低, 使得隔离段喷注方案起爆范围变窄。当量比较低时, 爆震波的生成依赖于稳定的喷注压比, 此时前导激波能量较低, 不足以维持爆震波稳定旋转, 燃烧模式变化为间断爆震或爆燃。当量比过高时, 爆震波填充混合过高, 前导激波扫

掠过后, 仍存在的高温区使得新填充的轴向新鲜混合气燃烧, 产生寄生燃烧, 此时可能爆燃模态与爆震模态同时存在, 使得爆震波传播失稳, 从而进一步导致向爆燃模态的转变。

图 4 中绘制了 3 个周向布置的高频动态压力传感器信号随时间的变化曲线。当爆震波扫掠过燃烧室流道外侧时, 由于激波扫掠的影响, 会造成局部压力骤升, 随后波后膨胀, 引起压力逐步衰减, 从而在时域范围内表现为陡升缓降的压力变化信号, 如图 4 所示。由图分析可知, 在爆震波传播的过程中, 爆震波依次经过 PCB1、PCB2 和 PCB3, 并且同一 PCB 传感器相邻峰值间仅存在另外两个 PCB 传感器峰值信号一次, 可以判断此时存在单波在环形燃烧室内周向旋转, 如图 4 中典型模态的示意图所示。图 5 为间断爆震典型 PCB 传感器压力信号随时间变化的结果, 可以看出爆震波呈现非连续的周期性振荡特征, 其压力振荡曲线在特定时间间隔内出现剧烈波动后又迅速衰减。通过对比连续爆震工况发现, 间断爆震

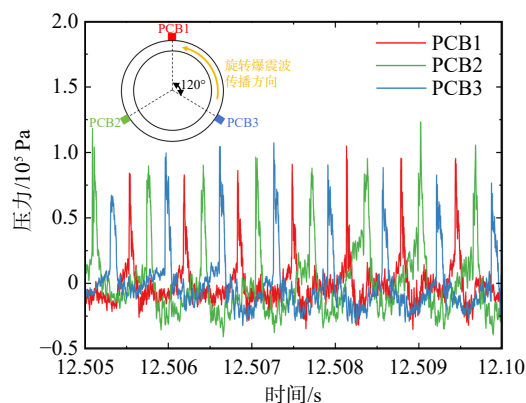


图 4 连续爆震时间变化曲线

Fig. 4 Detail time traces of steady detonation

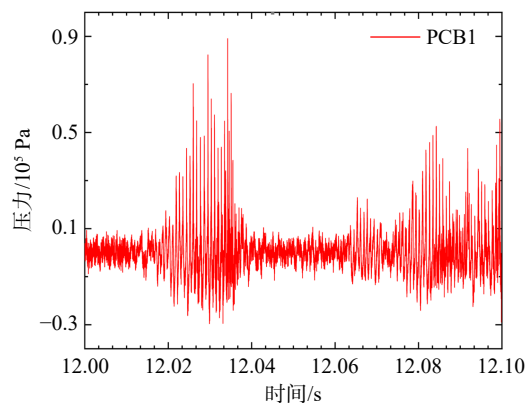


图 5 间断爆震时间变化曲线

Fig. 5 Detail time traces of unsteady detonation

存在显著的不稳定性。图 6 为爆燃模式下燃烧室内典型 PCB 传感器压力信号演化特征, 实验数据显示其压力振荡波形呈现低频特性, 压力脉动幅值为 0.04×10^5 Pa 左右, 明显低于爆震模式, 同时失去高频周期传播特征。

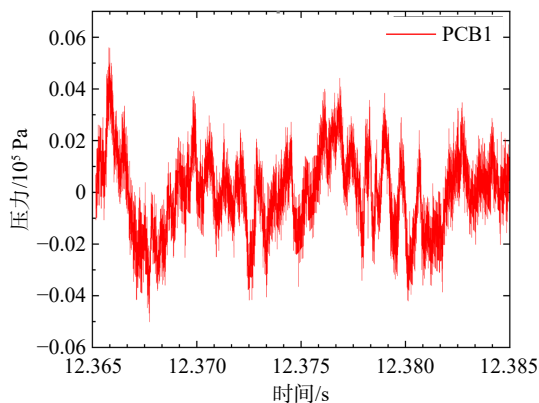


图 6 爆燃模式时间变化曲线

Fig. 6 Detail time traces of deflagration

为进一步分析爆震曲线以及爆震波的传播规律, 采用时频信号分析技术, 对图 4 中 PCB1 传感器信号进行快速傅里叶变换 (fast Fourier transform, FFT) 及短时傅里叶变换 (short-time Fourier transform, STFT), 可得图 7 和图 8。图 7 中 FFT 变换后的主频结果为 1 520 Hz, 为稳定的爆震波信号。图 8 为不同时刻和不同频率下的功率谱密度 (power spectral density, PSD), 可以看出, 在图示观察窗口范围内, 功率谱密度的峰值对应的频率保持在 1 500 Hz 左右, 且几乎不随时间变化而发生变化。同时采用自相关分析法, 针对爆震波压力信号变化开展研究, 通过压力峰值点对应的时滞信号的变化波动, 来确定爆震波传播的周期。

采用自相关分析方法能够获取爆震波的典型传播特征, 典型结果如图 9 所示。由图 9 分析可

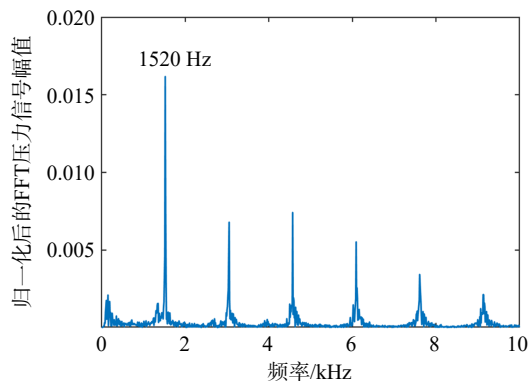


图 7 连续爆震的压力信号 FFT 结果

Fig. 7 FFT of pressure signal in steady detonation

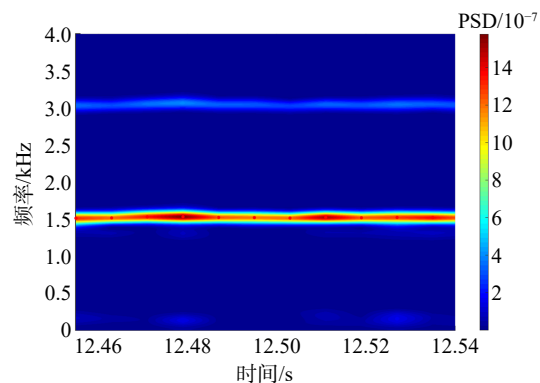


图 8 连续爆震的压力信号 STFT 结果

Fig. 8 STFT of pressure signal in steady detonation

知, 时滞信号的平均时间 τ 为 657.79 μ s。速度 v 的周期波动较小, 同时归一化自相关系数 R_{xx} 接近 1, 说明爆震波传播较为稳定。由此可判断, 该工况下爆震波传播模式为稳定的单波爆震模式, 燃烧室内爆震燃烧持续工作且能够维持稳定传播。依据时滞信号的周期计算出实际爆震波扫掠外壁面处对应的爆震波波速, 爆震波平均波速为 1 050.7 m/s, 为理论 CJ (Chapman-Jouguet) 爆震波速度的 65.5%, 相似的速度缺陷在燃油/空气爆震波中被广泛观察到^[21, 32-33]。CJ 速度计算基于理想假设。CJ 理论假设燃料是均匀气态物质, 在点火前反应物混合良好, 这与实验条件有很大的不同。燃油液滴的两相旋转爆震燃烧室涉及雾化、蒸发、混合等复杂的相变过程及其与爆震波^[34]的相互作用

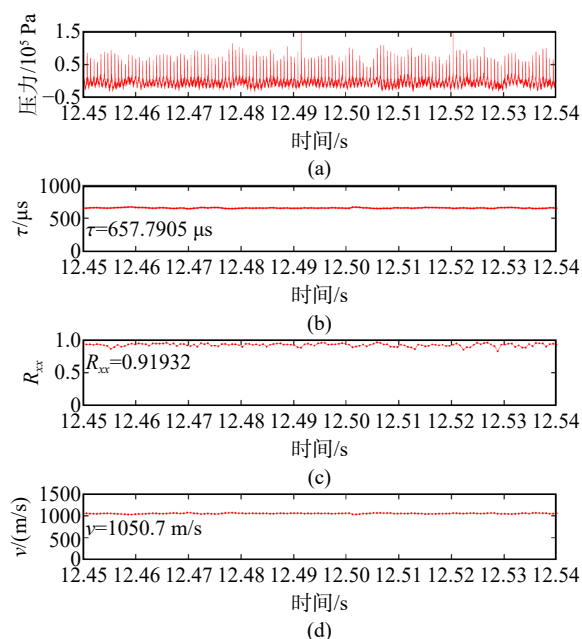


图 9 连续爆震的压力信号自相关分析结果

Fig. 9 Auto-correlation of pressure signal in steady detonation

用, 因此其工作条件和机理与气体旋转爆震燃烧室有较大的区别。此外, 爆震燃烧室中存在的非理想效应, 例如侧向膨胀作用^[35]和边界层损失^[36], 进而使得爆燃占比过高^[37], 都会导致较大的爆震波传播速度亏损。

2.2 燃烧效率

为了进一步分析旋转爆震燃烧室工作状态, 分析了旋转爆震燃烧室的燃烧效率。实验中采取焓增法来计算旋转爆震燃烧室的燃烧效率, 即实际燃烧室出口燃气的焓增与燃油量最大焓值的增量之比。由于燃烧室出口温度较难直接监测, 爆震燃烧室工作时间短于热电偶响应达到稳定时间, 因此可通过间接测量与气动热力学分析计算的方法得到燃烧室出口总温。当出口截面达到临界条件(马赫数 $Ma_8=1$)时, 可以通过尾喷管的入口压力和等熵假设得到燃烧室出口的总压。通过燃烧室出口马赫数修正静压方法(Mach number corrected static pressure method, MCSP)^[38], 结合燃烧室出口静压测点数据, 进一步计算尾喷管出口总压。在得到尾喷管出口总压的基础上, 可通过式(1)求得燃烧室出口的总温:

$$T_{18} = \left[K_m \frac{p_{18}}{\dot{m}_a + \dot{m}_f} A_8 q(\lambda_8) \right]^2 \quad (1)$$

式中 K_m 为气体常数, 空气取值为 0.040 4, $\dot{m}_a$ 为空气流量, $\dot{m}_f$ 为燃油流量, p_{18} 为尾喷管出口总压, A_8 为尾喷管出口面积, $q(\lambda_8)$ 为流量系数, 当尾喷管出口达到临界状态时($Ma_8=1$), $q(\lambda_8)$ 为 1。

采用焓增法计算燃烧效率 η_t 如下:

$$\eta_t = \frac{c_{pg}(\dot{m}_a + \dot{m}_f)T_{18} - \dot{m}_a c_{pa}T_{1a} - \dot{m}_f c_{pf}T_{1f}}{V_{\text{kerosene}}\dot{m}_f} \times 100\% \quad (2)$$

式中 c_{pg} 为燃烧产生的气体比定压热容, c_{pa} 和 c_{pf} 分别为空气的比定压热容和喷注燃油的比定压热容; T_{1a} 为空气总温, 由集气腔温度热电偶测得; T_{1f} 为喷注燃油总温, 燃油总温为油罐储箱温度, 为 300 ± 10 K; V_{kerosene} 为燃油的低位热值, 计算中 RP-3 煤油低位热值为 42.5 MJ/kg。通过计算燃烧前后气体的焓值, 得到燃烧过程中总焓增加与理论燃油焓增加的比值, 得到增焓法的燃烧效率, 相关的燃烧效率计算方法在旋转爆震燃烧室直连实验中已有采用^[39-40]。同时依据相关的研究方法^[40], 分析了燃烧效率与总压增益的误差不确定度。

图 10 展示了旋转爆震燃烧室在不同喷注位置下燃烧效率随当量比的变化情况。空气流量

- 48孔隔离段喷注, 连续爆震
- 48孔扩张段喷注, 连续爆震
- ▲ 48孔隔离段与48孔扩张段同时喷注, 连续爆震
- 48孔隔离段喷注, 间断爆震和爆燃
- △ 48孔隔离段与48孔扩张段同时喷注, 间断爆震和爆燃

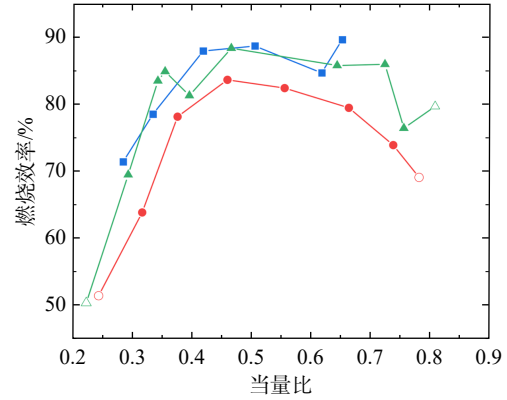


图 10 不同喷注位置下 RDC 的燃烧效率

Fig. 10 Combustion efficiency of RDC at different injection positions

为 2.17 kg/s, 温度为 606 K, 不确定度为 $\pm 2.8\%$ 。为分析不同传播模态下爆震燃烧室的工作状态, 以实心点在图中标注连续爆震工况, 空心点标注间断爆震和爆燃工况。由图 10 分析可知, 随当量比的增加, 3 种喷注位置的旋转爆震燃烧室均出现了燃烧效率先上升后略微下降的变化趋势。燃烧效率的最大值为 89.5%, 当量比为 0.65 时采用扩张段喷注结构获得。在较低当量比时, 燃油的喷注速度与喷注压力都较低, 动量比较低, 雾化掺混效果较差, 增加当量比能够提高燃油的喷注速度与喷注压力, 从而提高燃油空气的穿透效果。而当当量比过高时, 燃烧效率则会逐渐下降, 可能的原因是燃油流量增加会导致燃油液滴的平均直径增大^[41], 液滴的破碎效果下降, 使得燃烧过程不完全便排出燃烧室内, 造成燃烧效率的下降, 并且这种现象随着当量比的逐渐上升不断加剧。综上分析, 在中等当量比条件下, 能够实现较高的燃烧效率。另一方面, 随着燃烧模态从爆燃转向爆震, 燃烧效率出现了明显的增加, 说明旋转爆震燃烧与普通燃烧相比, 具有更高的燃烧增益, 燃烧更加充分, 燃烧效率更高。

综合来看, 隔离段处喷注的燃烧效率相较另外两种喷注方式更低, 扩张段喷注方式与混合喷注方式两者相差不大。在实验范围工况下, 采取混合喷注或者扩张段喷注效果更佳。在超声速隔离段出口, 扩张段横截面积发生突变, 这会导致流场特性发生变化。在扩张段中心区域, 气流的

速度增加而静压降低;与此同时,近内外壁面处由于边界层黏性效应,气流速度相对较低,静压则高于流道中心区域。这种速度与压力的径向分布形成了明显的压力梯度,进而诱导产生了回流区。该回流区的存在有效促进了燃油与轴向来流之间的掺混。因此对于爆震燃烧室工作状态,应当保证其当量比范围处于爆震模态工况,且尽可能靠近中等当量比,从而提高燃烧效率。

2.3 总压增益

旋转爆震燃烧室作为压力增益燃烧装置,总压增益特性是评估其性能的关键参数指标。总压增益采取隔离段出口总压与燃烧室出口总压比值,即爆震燃烧室部件级总压增益评定。实验中爆震燃烧室总压增益 G_{TP} 计算如下:

$$G_{TP} = \frac{p_{t4} - p_{t3.1}}{p_{t3.1}} \quad (3)$$

式中 $p_{t3.1}$ 和 p_{t4} 分别为截面 3.1 和截面 4 的总压。

隔离段出口处使用总压探针测量结果,即采用压力测点 P_2 处的数据作为燃烧室入口总压,并利用第 2.2 节中的方法计算燃烧室出口总压,从而计算出部件级旋转爆震燃烧室总压增益。本文中主要考虑爆震燃烧室中的总压恢复特性,即图 1 中标注的截面 3.1~截面 4 部分。在冲压爆震发动机隔离段计算中,可将隔离段内的总压损失简化为一道正激波损失^[42],实验中隔离段出口处马赫数 $Ma_{3.1}$ 为 1.72,存在约 15.5%的总压损失。在燃烧室工作状态下,只能获得从隔离段入口位置到燃烧室出口位置的总压增益,即截面 1~截面 4 部分,这时需要补偿隔离段内的总压损失才能获取爆震燃烧室部件的总压增益参数。因此这一部分损失也需要纳入到总压增益的考虑中。

图 11 为旋转爆震燃烧室在不同喷注位置条件下,爆震燃烧室总压增益随当量比的变化情况。空气流量为 2.17 kg/s,温度为 606 K,不确定度为 $\pm 0.58\%$ 。由于进口压力损失的存在以及沿程压力损失产生一部分影响。同时在隔离段内气流为超声速流动,存在一定的激波损失,以上因素综合影响,造成爆震燃烧室总压增益为负值。实验中,随着当量比的上升,燃烧室室压逐渐升高,由于爆震波产生的高频压力向隔离段上游产生扰动,前传扰动与隔离段内存在的激波相互作用,最终在隔离段内部形成一道驻定激波面,使得激波面上游流动状态不发生变化。然而在高当量比条件下,激波面不断向上游推进,最终推出隔离段内

部,这会使得隔离段内流动变为亚声速状态,总压增益计算失效,所得结果只能反映该状态下的参考值。在图 11 中,这些激波推出隔离段的实验工况点采用虚线进行连接。有效总压增益采用实线进行连接,这说明该工况点激波位于隔离段内部,总压增益数据有效。

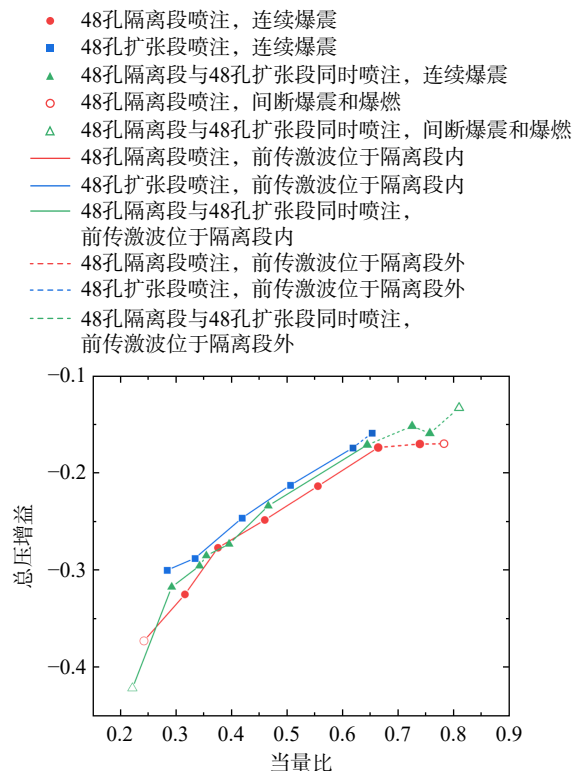


图 11 不同喷注位置下 RDC 的总压增益

Fig. 11 Total pressure gain of RDC at different injection positions

由图 11 分析可知,爆震燃烧室的总压增益特性随当量比的上升出现逐渐上升的趋势,且随当量比的上升幅度逐渐减缓。最高的有效总压增益点出现在当量比为 0.65 左右。实验中获得的最有效总压增益为-0.171。这说明从燃烧室入口至燃烧室出口的过程中,由于燃烧室入口突扩等流动损失的存在,在爆震燃烧模态下,也会存在一定的总压损失。从燃烧模态上讲,在低当量比下燃烧模态由爆燃转向爆震后,会提升较高的总压增益。低当量比下,得益于旋转爆震燃烧室自身为典型的增压燃烧部件,因此在爆震模态下总压增益上升显著。在高当量比条件下,爆震模态与爆燃模态时燃烧室均表现出高的总压增益,但爆燃模态总压增益上升相比爆震模态较小。油流量的上升导致燃烧室的压力上升,从而增加了总压增益,高当量比下爆震模态下燃烧室压力变化

更加明显。另一方面,对于不同喷注位置而言,爆震燃烧室的总压增益性能差别较小,整体上在扩张段处设置喷注的情况更优,能够实现较高的总压增益。扩张段处喷注较优的原因,主要是在回流区作用下局部气流速度较低,并且回流区产生的局部涡流增加了掺混效果,使得雾化掺混效果更好,燃烧更加充分,因此整体燃烧效果更优。在相同的燃油流量与空气流量状态下,合理地优化喷注结构以增强掺混均匀性,减少爆燃占比,同时优化爆震燃烧室构型是解决爆震燃烧室性能的根本方法。

3 结 论

本文针对冲压旋转爆震燃烧室开展不同喷注位置及混合喷注条件下的爆震波传播模态与燃烧室工作性能研究,讨论了不同喷注位置及当量比下旋转爆震燃烧室的燃烧效率与总压增益问题。具体结论如下:

1) 成功实现旋转爆震燃烧室与冲压发动机隔离段部件耦合的匹配及稳定工作,在宽范围当量比下旋转爆震波稳定传播。

2) 针对旋转爆震波单波传播模态开展分析,通过自相关与快速傅里叶变换等方法分析爆震波传播模态及稳定程度,观测到稳定周期下的旋转爆震波压力信号变化,爆震波传播稳定。

3) 针对旋转爆震燃烧室燃烧效率开展具体分析,通过 MCSP 计算得到燃烧室出口总压与总温,并讨论不同喷注位置下燃烧效率的变化情况。结果分析表明,在隔离段与扩张段多点喷注能适当提高燃烧效率,实验中观测到燃烧效率的最大值出现在多点喷注工况下,当量比为 0.65 时,燃烧效率的最大值为 89.5%。

4) 针对旋转爆震燃烧室部件级总压增益特性开展讨论,总体上在宽当量比范围下 3 种喷注位置及方式对总压增益的影响区别较小,随当量比的上升 3 种结构均表现出较高的总压增益,实验中观测得到有效总压增益最高值为-0.171。在实验的当量比范围内,综合考虑爆震燃烧室的燃烧效率与总压增益,扩张段喷注在整体性能上更具优势,但需结合隔离段辅助喷注以改善燃烧组织,进一步优化喷注布局。

由于本实验基于冲压旋转爆震燃烧直连台开展,实验数据基于燃烧室物理参数测量与理论分析,讨论了燃烧效率与总压增益的变化情况,应

用背景主要针对工程化的爆震燃烧室,因此对于详细的爆震波流场分析存在一定局限性。针对喷注分布的工作可进一步开展,探寻多种喷注形式以及内外侧喷注与爆震波传播的耦合特性。同时相关研究可基于光学观测或数值仿真开展,后续可进一步开展相同进气工况下冲压燃烧室与爆震燃烧室性能对比。

参考文献:

- [1] Wolański P. Detonative propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [2] 计自飞, 张会强, 谢峤峰, 等. 连续旋转爆震涡轮发动机热力过程与性能分析[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2018, 58(10): 899-905.
Ji Zifei, Zhang Huiqiang, Xie Qiaofeng, et al. Thermodynamic process and performance analysis of the continuous rotating detonation turbine engine[J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2018, 58(10): 899-905. (in Chinese)
- [3] Zhou Rui, Wu Dan, Wang Jianping. Progress of continuously rotating detonation engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15-29.
- [4] 王兵, 谢峤峰, 闻浩诚, 等. 爆震发动机研究进展[J]. *推进技术*, 2021, 42(4): 721-737, 716.
Wang Bing, Xie Qiaofeng, Wen Haocheng, et al. Research progress of detonation engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 721-737, 716. (in Chinese)
- [5] 师迎晨, 张任帅, 计自飞, 等. 高速飞行器的连续旋转爆震推进技术[J]. *空气动力学报*, 2022, 40(1): 101-113.
Shi Yingchen, Zhang Renshuai, Ji Zifei, et al. Rotating detonation propulsion technology for high-speed aircrafts[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(1): 101-113. (in Chinese)
- [6] Voitsekhovskii B V. Stationary spin detonation[J]. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1960, 3: 157-164.
- [7] Wen Haocheng, Fan Wenqi, Wang Bing. Theoretical analysis on the total pressure gain of rotating detonation systems[J]. *Combustion and Flame*, 2023, 248: 112582.
- [8] Bach E, Paschereit C O, Stathopoulos P, et al. An empirical model for stagnation pressure gain in rotating detonation combustors[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(3): 3807-3814.
- [9] Strakey P, Ferguson D, Sisler A, et al. Computationally quantifying loss mechanisms in a rotating detonation engine[R]. AIAA-2016-0900, 2016.
- [10] Prakash S, Fiévet R, Raman V, et al. Analysis of the detonation wave structure in a linearized rotating detonation engine[J]. *AIAA Journal*, 2019, 58(12): 5063-5077.
- [11] Wu Wenbin, Wang Yingnan, Han Wenbo, et al. Experimental research on solid fuel pre-combustion rotating detonation engine[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 205: 258-266.
- [12] Peng Haoyang, Liu Weidong, Liu Shijie, et al. Hydrogen-air, ethylene-air, and methane-air continuous rotating detonation in the hollow chamber[J]. *Energy*, 2020, 211: 118598.
- [13] Zhou Jianping, Song Feilong, Wu Yun, et al. Investigation of pressure gain characteristics for kerosene-hot air RDE[J]. *Combustion and Flame*, 2023, 247: 112503.
- [14] Liu Shijie, Liu Weidong, Wang Yi, et al. Free jet test of continuous rotating detonation ramjet engine[R]. AIAA-2017-2282, 2017.

- [15] Bohon M, Bluemner R, Orchini A, et al. Analysis of RDC operation by dynamic mode decomposition (DMD)[R]. AIAA-2019-4377, 2019.
- [16] 王致程, 严宇, 王可, 等. 凹腔燃烧室对旋转爆震波传播模式和燃烧室推力性能的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1306-1315.
Wang Zhicheng, Yan Yu, Wang Ke, et al. Effect of the cavity combustor on the propagation modes of rotating detonations and propulsion performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(6): 1306-1315. (in Chinese)
- [17] 林伟. 爆震燃烧热射流起爆机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
Lin Wei. Investigation on mechanism of detonation initiation by hot jets[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [18] Wolański P. Application of the continuous rotating detonation to gas turbine[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, 782: 3-12.
- [19] Han Chao, Bian Jing, Shi Baolu, et al. Numerical investigation of detonation initiation in a modeled rotating detonation engine[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36: 016102.
- [20] 赵明皓, 王可, 王致程, 等. 点火方式对空桶型旋转爆震燃烧室起爆特性的影响[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 124870.
Zhao Minghao, Wang Ke, Wang Zhicheng, et al. Effects of ignition on initiation characteristics of hollow rotating detonation combustor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(1): 124870. (in Chinese)
- [21] Zheng Quan, Meng Haolong, Weng Chunsheng, et al. Experimental research on the instability propagation characteristics of liquid kerosene rotating detonation wave[J]. *Defence Technology*, 2020, 16(6): 1106-1115.
- [22] Han Xinpei, Wang Yuanding, Zheng Quan, et al. Experimental study on propagation, quenching, and re-initiation characteristics of rotating detonation wave with liquid kerosene-oxygen-enriched air[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2023, 148: 110984.
- [23] Duvall J, Chacon F, Harvey C, et al. Study of the effects of various injection geometries on the operation of a rotating detonation engine[R]. AIAA-2018-0631, 2018.
- [24] Bedick C, Ferguson D, Strakey P. Characterization of rotating detonation engine injector response using laser-induced fluorescence[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(4): 827-838.
- [25] Bedick C, Ferguson D H, Strakey P. Validation and application of a reduced-order rotating detonation engine inlet and fill zone model[R]. AIAA-2021-0193, 2021.
- [26] Andrus I Q, King P, Polanka M D, et al. Experimentation of a premixed rotating detonation engine utilizing a variable slot feed plenum[R]. AIAA-2016-1404, 2016.
- [27] 胡洪波, 严宇, 张锋, 等. 煤油富燃燃气旋转爆震燃烧实验研究[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)
- [28] Prakash S, Raman V, Lietz C, et al. High fidelity simulations of a methane-oxygen rotating detonation rocket engine[R]. AIAA-2020-0689, 2020.
- [29] Liu Xiangyang, Chen Yanliang, Xia Zhijie, et al. Numerical study of the reverse-rotating waves in rotating detonation engine with a hollow combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 170: 421-430.
- [30] 马虎, 武晓松, Jan Kindracki, 等. 分开喷注方式下旋转爆震发动机三维数值模拟[J]. 燃烧科学与技术, 2016, 22(1): 9-14.
Ma Hu, Wu Xiaosong, Kindracki Jan, et al. Three-dimensional numerical simulation of rotating detonation engine with separate injection[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2016, 22(1): 9-14. (in Chinese)
- [31] 马虎, 张义宁, 杨成龙, 等. 燃料分布对旋转爆震波传播特性影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(3): 513-520.
Ma Hu, Zhang Yining, Yang Chenglong, et al. Effects of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 513-520. (in Chinese)
- [32] Ding Chenwei, Wu Yuwen, Xu Gao, et al. Effects of the oxygen mass fraction on the wave propagation modes in a kerosene-fueled rotating detonation combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 195: 204-214.
- [33] Meng Haolong, Xiao Qiang, Feng Wenkang, et al. Air-breathing rotating detonation fueled by liquid kerosene in cavity-based annular combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 122: 107407.
- [34] Humble J, Heister S D. Heterogeneous detonation physics as applied to high pressure rotating detonation engines[R]. AIAA-2021-1027, 2021.
- [35] Xiao Qiang, Radulescu M I. Role of instability on the limits of laterally strained detonation waves[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 220: 410-428.
- [36] Xiao Qiang, Sow A, Maxwell B M, et al. Effect of boundary layer losses on 2D detonation cellular structures[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(3): 3641-3649.
- [37] Dille K J, Frederick M D, Slabaugh C D, et al. Rotating detonation combustor performance informed through a novel megahertz-rate stagnation pressure measurement[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36(2): 026127.
- [38] Brophy C M, Codoni J. Experimental performance characterization of an RDE using equivalent available pressure[R]. AIAA-2019-4212, 2019.
- [39] Xu Shida, Song Feilong, Wu Yun, et al. Experimental investigation on combustion efficiency of a partially premixed kerosene-air rotating detonation combustor[J]. *Fuel*, 2022, 329: 125418.
- [40] Zhou Jianping, Song Feilong, Wu Yun, et al. Investigation on propagation characteristics and performances of RDE fueled by kerosene under low oxygen mass fraction[J]. *Fuel*, 2023, 336: 127117.
- [41] Liu Hao, Song Feilong, Jin Di, et al. Experimental investigation on spray and detonation initiation characteristics of premixed/non-premixed RDE[J]. *Fuel*, 2023, 331: 125949.
- [42] 王超. 吸气式连续旋转爆震波自持传播机制研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
Wang Chao. Self-sustaining and propagation mechanism of air-breathing continuous rotating detonation wave[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)

附 录

表 A1 实验工况参数
Table A1 Experimental operating parameters

实验序号	喷注位置	空气流量 $\dot{m}_a$ /(kg/s)	燃油流量 $\dot{m}_f$ /(g/s)	进气总温 T_{in} /K	当量比 φ	喷注动量比 q_m
1	隔离段	2.18	36.0	593.78	0.243	4.54
2	隔离段	2.19	47.2	600.67	0.317	7.66
3	隔离段	2.17	55.5	603.25	0.376	10.62
4	隔离段	2.22	69.5	604.45	0.46	16.23
5	隔离段	2.23	84.3	608.84	0.556	23.70
6	隔离段	2.17	98.0	606.43	0.664	33.6
7	隔离段	2.19	110.1	601.85	0.739	41.47
8	隔离段	2.18	116.0	601.42	0.782	46.32
9	扩张段	2.15	27.4	600.67	0.187	21.56
10	扩张段	2.14	41.5	604.55	0.285	49.76
11	扩张段	2.13	48.5	606.55	0.335	68.81
12	扩张段	2.18	62.1	602.92	0.419	108.84
13	扩张段	2.2	75.7	604.5	0.506	158.90
14	扩张段	2.22	93.3	602.95	0.618	236.85
15	扩张段	2.2	97.7	604.66	0.653	263.69
16	多点喷注	2.21	16.7	613.02	0.222	8.46
17	多点喷注	2.2	21.9	605.93	0.293	14.85
18	多点喷注	2.21	25.8	601.04	0.343	20.57
19	多点喷注	2.22	26.8	602.97	0.355	21.97
20	多点喷注	2.19	29.5	607.58	0.396	27.28
21	多点喷注	2.18	34.6	605.03	0.467	38.05
22	多点喷注	2.14	35.1	618.96	0.482	39.46
23	多点喷注	2.18	47.8	608.04	0.645	72.09
24	多点喷注	2.2	54.3	608.46	0.725	89.72
25	多点喷注	2.18	56.1	602.45	0.757	98.64
26	多点喷注	2.16	59.4	601.22	0.809	113.12
27	多点喷注	2.2	65.3	607.94	0.873	130.57