

文章编号: 0258-1825(2025)09-0092-10

进气面积连续可变旋转爆震燃烧室特性研究

宋飞龙¹, 吴云^{1,2,*}, 陈鑫¹, 李豪², 邱晗², 康晋辉¹

(1. 空军工程大学, 航空工程学院, 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安 710032;

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

摘要: 针对涡轮基旋转爆震发动机宽工况适应性需求, 本研究提出了进气面积连续可调的旋转爆震燃烧室构型。通过实验手段系统探究了进气面积连续调节过程中燃烧室模态分布、进气堵塞特性及性能参数变化规律。结果表明: 燃烧室存在旋转爆震、轴向脉冲爆震与爆燃三种典型模态, 起爆后连续调节进气面积仍能维持原有模态工作; 进气喉道面积增大以及当量比的升高会使得进气堵塞比例提升与进气压比降低, 在当量比为 0.75 时, 进气堵塞比例最高为 0.535, 最低为 0.286, 同时动态调节过程中由于存在压力响应滞后现象, 导致调节过程中的进气堵塞比例高于固定工况; 由于滞后效应, 燃烧室燃烧效率与总压恢复系数与固定工况时存在一定偏差, 而调节结束后与固定工况参数吻合, 进气喉道面积增大分别使燃烧效率与总压恢复系数提升, 燃烧效率与总压恢复系数最高分别可达 96.6% 与 92.3%。该研究为旋转爆震燃烧室进气几何调节规律提供了关键实验依据, 推动了其在涡轮发动机中的工程化应用。

关键词: 旋转爆震; 进气面积连续可变; 进气堵塞; 燃烧效率; 总压恢复系数

中图分类号: O381; V231.22 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2023-0072

Characteristics of the rotating detonation combustor under continuously adjustable inlet area

SONG Feilong¹, WU Yun^{1,2,*}, CHEN Xin¹, LI Hao², QIU Han², KANG Jinhui¹

(1. National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology, School of Aeronautical Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

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

Abstract: This study presents a novel rotating detonation combustor configuration with continuously adjustable inlet areas to improve the operational flexibility of turbine-based rotating detonation engines. The modal evolution in the combustor, the inlet blockage characteristics, and the combustor's performance during the continuous inlet area adjustment have been systematically examined by experiments. By varying the inlet area and equivalence ratio, three typical operational modes are identified: rotating detonation, axial pulse detonation, and deflagration. Notably, the combustor maintains its initial operation mode when the inlet area is continuously adjusted following the initiation. The inlet air blockage ratio increases with a decreasing nozzle-to-inlet area ratio and an increasing equivalence ratio. The enhanced inlet blockage reduces the inlet air pressure ratio, thereby strengthening the coupling between the gas plenum and the combustor. Under stable operation states, the continuous adjustable condition and the fixed-area condition yield the same inlet blockage ratio. However, due to the pressure response delay in the combustor and the gas plenum to the inlet area adjustment, the continuously adjustable condition eventually leads to a higher inlet blockage ratio. When the nozzle-to-inlet area ratio

收稿日期: 2025-06-30

作者简介: 宋飞龙(1992—), 男, 博士, 讲师, 研究方向: 涡轮基旋转爆震发动机. Email: fl_song1992@163.com

通信作者: 吴云*, 男, 博士, 教授, 研究方向: 涡轮基旋转爆震发动机. E-mail: wuyun1223@126.com

引用格式: 宋飞龙, 吴云, 陈鑫, 等. 进气面积连续可变旋转爆震燃烧室特性研究[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(9): 92–101.

SONG F L, WU Y, CHEN X, et al. Characteristics of the rotating detonation combustor under continuously adjustable inlet area[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025, 43(9): 92–101(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023-0072

decreases due to the pressure response delay, the combustion efficiency temporarily exceeds that of the fixed-area condition during the adjustment process, eventually recovering to the fixed-condition value after the adjustment process. Meanwhile, the total pressure recovery coefficient gradually increases, but remains comparable to that under fixed-working conditions throughout the adjustment process. These experimental findings establish a fundamental basis for developing adaptive control methodologies for rotating detonation combustors under variable operating conditions, significantly enhancing their engineering viability for turbine engine applications.

Keywords: rotating detonation; inlet area continuously adjustable; inlet blockage ratios; combustion efficiency; total pressure recovery coefficient.

0 引言

对高效推进系统的追求推动了对压力增益燃烧技术的广泛研究,其中旋转爆震发动机(RDE)已成为下一代航空航天推进的革命性概念^[1-2]。与传统的爆燃燃烧不同,爆震燃烧可以通过超音速压缩波实现接近恒定体积的热量释放,与布雷顿循环系统相比,理论上可以实现 25%-30% 的热力学循环效率提升^[3-4]。旋转爆震发动机的特点是其独特的自持爆震波在环形腔内沿周向传播,在微秒时间尺度内产生较高的周期性压力峰值。这种工作特性可以在没有机械阀或运动部件的情况下连续产生推力,在系统简单性和可靠性方面具有显著优势^[5-7]。将旋转爆震燃烧室(RDC)应用于涡轮发动机,组成涡轮基旋转爆震发动机,有望在提高涡轮发动机推进性能的同时克服“推力陷阱”问题,实现涡轮发动机的高性能、宽速域工作,有望为新一代高速远程动力装置提供创新技术方案^[8-10]。

燃烧室中的爆震波传播模态是影响发动机工作稳定性的核心因素,其动态特性直接决定了燃烧室内的压力、燃烧效率及推力性能。爆震波传播模态主要表现为四种典型形式:单波模态^[11]、多波同向模态^[12]、多波对撞模态^[13]以及轴向脉冲爆震模态^[14]。单波模态通常被认为是较理想的工作状态,此时单个爆震波以稳定速度沿燃烧室周向传播,形成周期性的压力分布。然而在实际工况中,受燃料混合特性、边界层效应和喷注参数的综合影响,爆震波往往呈现出较为复杂的模态特征。赵明皓等^[15]通过实验手段研究了氧化剂环缝宽度对旋转爆震波传播模态及传播特性的影响,在不同氧化剂环缝宽度下,均成功实现了旋转爆震波的稳定传播,并观察到稳定爆震、周期性振荡和非周期性振荡 3 种模态。王致程等^[16]以煤油和含氧量 40% 的富氧空气作为燃料和氧化剂,探究了燃烧室宽度对爆震波传播模态的影响,实验中共观察到四种燃烧波模态,分别为爆燃模态、准稳定爆震模态、双波对撞模态和稳定旋转爆震模态,对比不同燃烧室

宽度下的爆震波传播模态发现增大燃烧室宽度,更有利于基于煤油的旋转爆震波的稳定传播。

旋转爆震燃烧室进气堵塞来源于高压爆震波与燃烧室进气的相互作用,并诱发喉道流通能力下降、上游腔压抬升等问题^[17-19]。众多学者采用了多种方法对进气堵塞比例进行量化,探究了不同燃烧室几何参数与来流条件下进气堵塞比例的变化规律,并分析了其对爆震波传播速度以及燃烧室性能参数的影响。Deng 等^[20]提出了两种进气堵塞比例计算方法,采用两种方法计算了不同进气流量通量和当量比下的进气堵塞比例,并分析了爆震波传播速度对进气堵塞比例的影响,研究发现,两种方法的进气堵塞比例计算结果具有较高一致性,进气堵塞比例随着爆震波传播速度的增加而增大。Noda 等^[21]在进气面积一定的前提下,研究了燃料喷孔数量对燃烧室进气堵塞比例的影响,研究发现:燃料喷孔数量增加一倍后,由于燃料和氧化剂的混合效果增强,进气堵塞比例增加了约 1.7 倍。Nakajima 等^[22]于不同燃烧室进气扩张角度构型下研究了进气扩张角度对进气堵塞比例的影响,基于光学可视化手段探究了燃烧室产物回流与进气堵塞比例的关系。Paxson 等^[23]采用数值模拟手段研究了进气堵塞比例与燃烧室总压增益的关系,研究结果表明,即使在理想化的情况下,燃烧室进气堵塞也会对燃烧室总压增益产生较大的影响。

改变燃烧室的进出口面积比参数不仅会对爆震波的传播特性产生影响,对燃烧室性能也会产生影响。Kaemming 等^[24-25]为了将 RDE 的性能与传统推进器进行比较,对增压性能进行研究,发现进口面积比越大、出口面积比越小,会导致总压恢复系数越大。并对总压损失机理进行量化研究,发现排气面积对总压增益的影响最大。普渡大学的 Walters 等^[26]通过对不同喷管面积比条件下的天然气-空气旋转爆震燃烧室进行研究,将进口面积比和出口面积比合并为单一参数进出口面积比,即出口喉道与进口喉道面积比,发现随着 $A_8/A_{3,1}$ 的减小,总压增益呈上升趋势

势,实验测得的最大总压增益值为-42%。黄吕萌等^[27]探究了渐缩型旋转爆震燃烧室结构下的燃烧室增压性能,研究发现,相比于等直流通,渐缩流道的收缩效应在提高燃烧室出口的总压方面更具优势,增压的机制来源于渐缩流道能够限制燃烧产物的周向膨胀而促使其转化为出口轴向速度的分量。

为使得涡轮基旋转爆震发动机能够在连续变工况条件下稳定工作,需要对燃烧室进气面积进行调节,以适应宽速域、多工作状态下的复杂来流参数变化。当前针对旋转爆震燃烧室的相关工作均面向固定构型开展,对于连续可变构型的研究较少,仅存在对连续可变喷注位置的研究^[28-29]。因此,为实现涡轮基旋转爆震发动机的宽范围工作,推进工程化应用步伐,急需开展连续可变构型下的相关研究,探究进气面积连续调节对爆震波传播特性以及燃烧室工作特性的影响。

1 实验设备及方法

本文主要通过实验的方法对进气面积连续可变旋转爆震燃烧室工作特性进行研究。实验系统分为反应物供给系统、点火起爆系统、监测控制系统以及旋转爆震燃烧室。反应物供给系统主要通过管路、电磁阀等对燃料、氧化剂等进行供应,采用热射流进行点火起爆。采用等直环型燃烧室,构型如图1所示,其中内筒通过法兰与整个实验装置相连接,集气腔通过环形分布螺栓与实验台架相连接,同时分别在集气腔以及燃烧室设置支板以支撑实验装置。图中红色

线型表示作动结构,黑色线型表示固定部分,通过控制作动结构轴向移动,电机调节速率为3 mm/s,改变进气喉道处内、外倾斜截面间的轴向距离,实现进气面积($A_{3,1}$)的连续调节,本研究喷管面积(A_8)保持不变,因此在下文使用 $A_8/A_{3,1}$ 表征进气面积变化。来流空气经过三组元加热器加热、补氧后从实验台轴向汇入集气腔,以达到流量1.5 kg/s、温度550 K、含氧量25%的来流条件。煤油通过增压氮气,由进气喉道外壁面小孔喷注,通过改变煤油流量获得不同当量比(0.65、0.75)的实验条件。在 $A_8/A_{3,1}$ 变化范围内(2.00至1.06)选择四个固定面积比(2.00、1.54、1.25、1.06)进行固定工况实验。连续调节实验设计为,经起爆待爆震波稳定后,逐渐降低 $A_8/A_{3,1}$,调节过程停止且爆震波稳定后,切断煤油供给。单组实验最长持续时间为8s,在每次实验后进行氮气吹除,从而为下次实验做好准备。

通过PLC系统自动执行实验时序,包括油气供给、点火起爆以及调节部件的轴向运动。传感器数据采集通过DewesoftX系统采集,主要传感器测点位置标注如图1所示,通过压阻式传感器(Maxwell, MPM480型)监测集气腔及燃烧室沿程压力分布,并在燃烧室出口位置环向布置三组测点,用于燃烧室特性计算。通过轴向与周向分布的PCB(113B24)以及光信号传感器(F2H-SF-CB3)监测爆震波压力特性。

考虑到燃烧室入口温度较低,采用快响应热电偶进行测量,而燃烧室出口温度较高,热电偶无法兼顾稳定性与准确性。因此根据等熵流动假设,采用MCSP

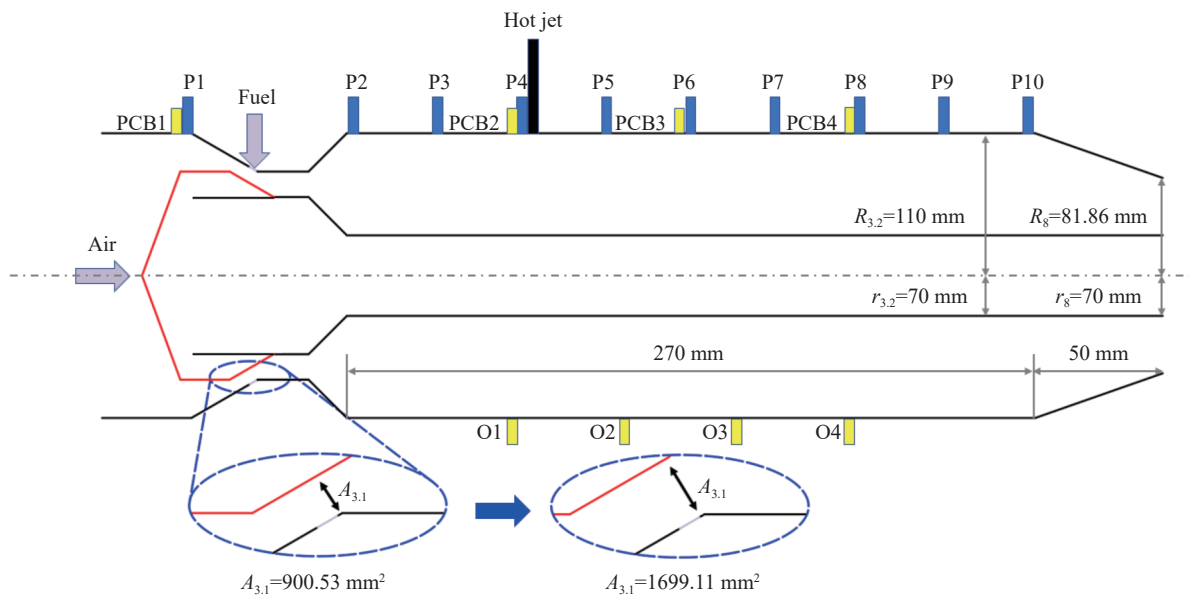


图1 旋转爆震燃烧室构型

Fig. 1 Geometry of rotating detonation combustor

方法计算^[30], 即通过测量燃烧室出口的平均静压(对应图中 P10 处), 获得燃烧室出口总压, 从而获得燃烧室出口总温。考虑到集气腔处流速较低, 静压近似等于总压。通过入口与出口的总温, 利用温升法计算爆震燃烧室的燃烧效率, 计算过程中考虑了组分和温度对物性参数的影响。通过测量燃烧室出口截面与集气腔总压, 计算爆震燃烧室的总压恢复系数。

2 工作过程及燃烧室模态分布

进气面积连续调节的旋转爆震燃烧室工作过程中集气腔、燃烧室、热射流以及煤油腔的压力变化情况如图 2 所示, 三组元加热器在 6 s 开始工作, 热空气开始向燃烧室供给, 所有腔室的压力具有一定程度的抬升, 空气加热器稳定工作, 压力保持稳定。11 s 打开煤油供给, 煤油腔压力上升, 待其压力稳定后火花塞放电, 热射流开始点火, 其压力也迅速抬升, 在一定的点火延迟时间后燃烧室内爆震波成功起爆, 燃烧室压力提升。同时由于受到爆震反压的影响, 集气腔压力也有一定程度抬升。燃烧室起爆 0.5 s 后电机开始作动, 进气面积连续放大, $A_8/A_{3,1}$ 随之缩小, 如图中紫色虚线所示。在进气面积变化过程中, 集气腔压力降低, 燃烧室室压力波动较小。电机停止作动后 1 s 切断煤油供给, 结束实验。

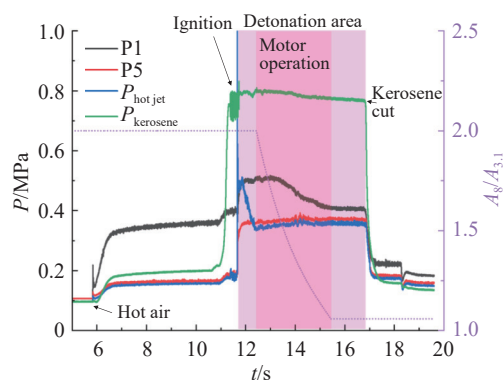


图 2 爆震燃烧室整体工作过程

Fig. 2 Working process of detonation combustor

由于在本研究中需要连续调节进气面积, 爆震燃烧室工作时间较长, 因此使用光信号传感器来监测爆震波的传播过程。光信号传感器主要反应燃烧室内的光强变化情况, 具有较好的耐高温能力。实验中主要出现了旋转爆震 (RD)、轴向脉冲爆震 (LPD) 以及爆燃 (Def) 这三种典型模态, 图 3 为燃烧室典型模态的光信号曲线与 FFT 结果。

图 3(a) 为旋转爆震模态的光信号曲线, 其呈现出与高频压力传感器爆震波信号类似的趋势, 具有陡峭的上升沿与下降沿。但由于燃烧室中爆震波的火

焰与压力波分布的差异性, 爆震波的光信号不具备高频压力信号中较低的时间占有率特点^[31]。对其进行快速傅里叶变换后可得爆震波的传播主频为 1472 Hz, 使用公式(1)计算爆震波波速:

$$v = \pi d f \quad (1)$$

式中 d 为燃烧直径, f 为爆震波传播主频, 代入燃烧室尺寸可解得爆震波波速为 1016.9 m/s, 大于当地声速, 且相较于 C-J 理论速度的速度亏损为 37.2%。

在高当量比时, 燃烧室会出现轴向脉冲爆震模态, 其光信号曲线如图 3(b) 所示。光信号依然具有一定周期性, 但其频率相较于旋转爆震模态有明显降低, 通过快速傅里叶变换可得到主频为 264 Hz。在轴向脉冲爆震模态中, 爆震波无周向传播过程, 而是在燃烧室头部生成爆震波后沿轴向传播至燃烧室尾部完成一个周期, 是一种临界工作状态^[16]。当燃烧室为爆燃模态时, 光信号呈现出杂乱无序的波动, 不具备明显的传播主频。

通过以上燃烧室模态的判断分析方法, 将整体燃烧室工作模态的分布情况统计如图 4 所示。其中红色圆点代表固定工况, 由直线连接的黑色圆点代表进气面积连续调节工况, 箭头代表面积调节方向。实验中, 进气面积由三个不同的起点调节至最大进气面积, 即 $A_8/A_{3,1}$ 分别由 2.00、1.54、1.25 调节降低至 1.06。

燃烧室在低当量比边界时出现了爆燃模态, 此时当量比约为 0.5。在高当量比边界时会出现轴向脉冲爆震模态, 此时当量比约为 1.3, 较低的 $A_8/A_{3,1}$ 会导致可爆当量比范围缩小。在燃烧室起爆后, 连续调节进气面积会维持原有燃烧室模态不变, 固定工况与连续调节工况均呈现出相同的分布规律。爆震波具有一定的调节能力, 随着燃烧室几何结构的改变, 爆震波能够适应进气面积改变导致的来流条件变化, 维持爆震波的自持传播。

3 燃烧室进气堵塞特性

燃烧室进气堵塞比例代表了燃烧室高压爆震波对于燃烧室进气的阻塞作用, 可用于表征燃烧室与集气腔进气过程的耦合性强弱, 较高的燃烧室进气堵塞比例会带来燃烧室流通能力下降以及燃烧室产物回流等现象^[22], 严重威胁旋转爆震燃烧室的工作稳定性。由于在地面直连实验条件下, 来流流量恒定, 燃烧室起爆后的进气堵塞体现为集气腔的来流总压抬升。

图 5(a) 与图 5(b) 分别展示了固定工况与连续调节工况下在起爆前后的燃烧室集气腔来流总压变化

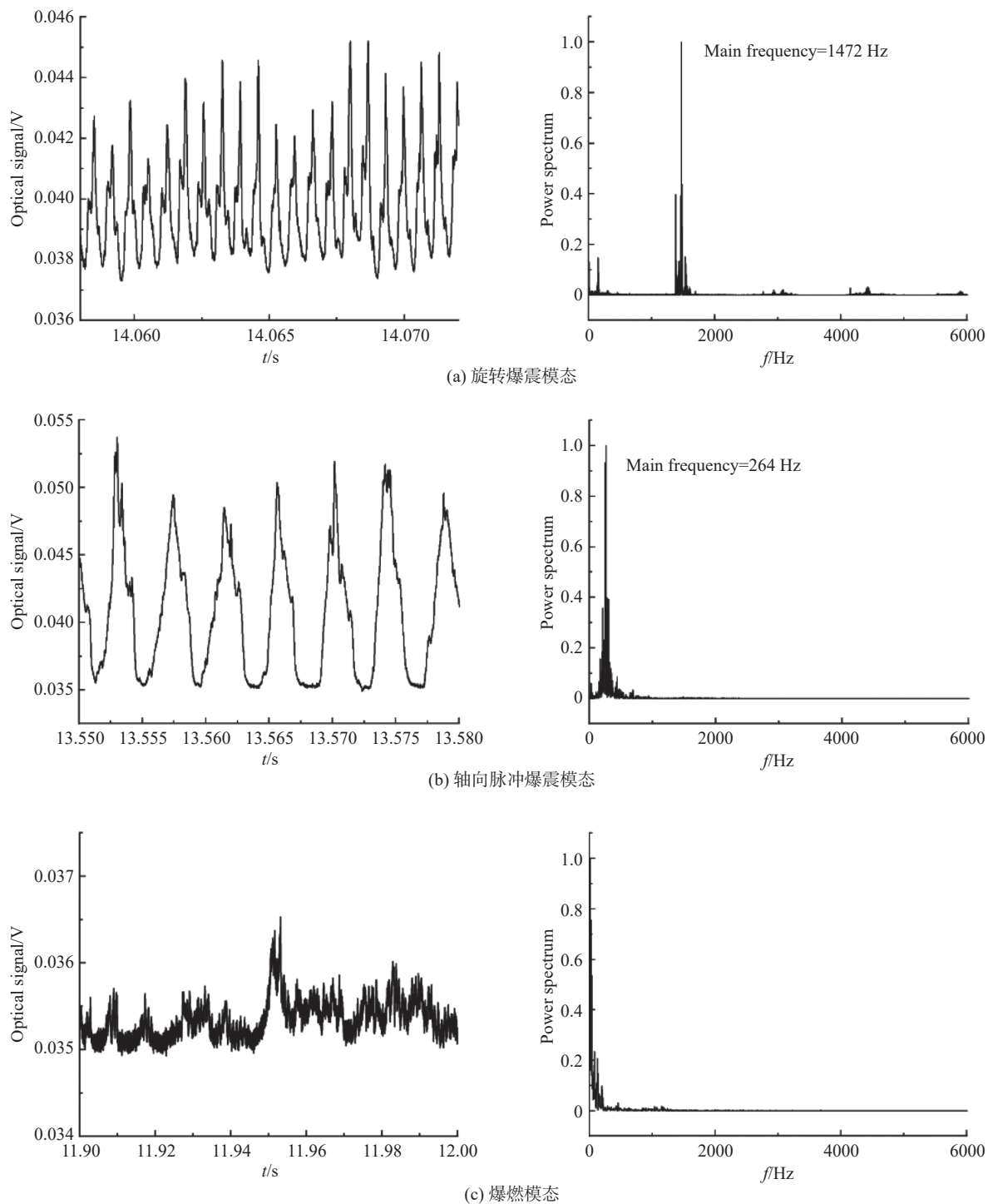


图 3 燃烧室典型模式光信号曲线及 FFT 结果

Fig. 3 Typical optical signals in the combustor and frequency spectra

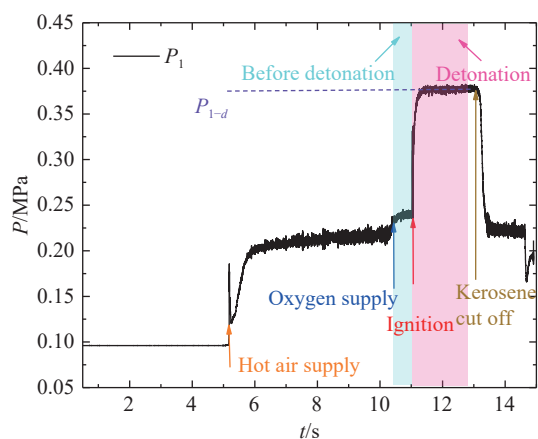
情况,从中可以看出,对于固定工况,在燃烧室点火起爆后,由于进气堵塞现象,集气腔来流总压瞬间上升,并在较短时间内达到稳定,在切断燃料与氧化剂供应后,燃烧室熄火,集气腔来流总压下降。在固定工况下,将集气腔来流总压稳定时刻至燃料与氧化剂供应切断时刻内的平均压力定义为燃烧室起爆后的来流总压,记为 P_{t1-d} 。在连续调节工况下,燃烧室起

爆后,由于进气堵塞现象,集气腔来流总压出现抬升,在电机开始作动后,随着喉道面积的增加,集气腔来流总压降低,并在电机停止作动后保持稳定,因此取各时刻的来流总压计算燃烧室进气堵塞比例。

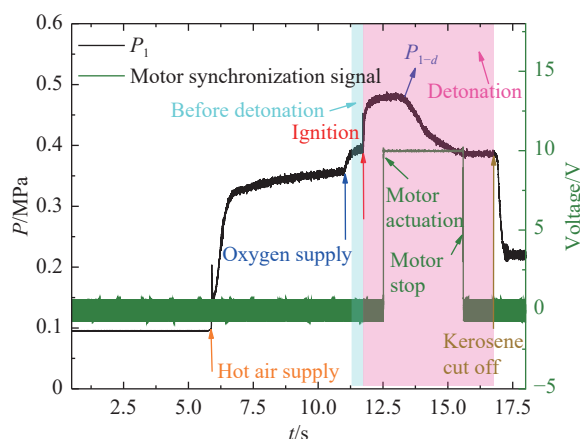
为准确衡量爆震波对于燃烧室进气的堵塞作用,采用 Duvall 等^[32]所提出方法,基于集气腔来流总压计算堵塞比(BR)。其计算方式如下:

$$A_{eff} = \frac{\dot{m}}{P_{t1-d}} \sqrt{\frac{RT_0}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (2)$$

$$BR = 1 - \frac{A_{eff}}{A_{throat}} \quad (3)$$



(a) 固定工况



(b) 连续调节工况

图5 固定工况与连续调节工况起爆前后集气腔压力变化

Fig. 5 Pressure changes in the gas plenum under fixed and continuous adjustable conditions

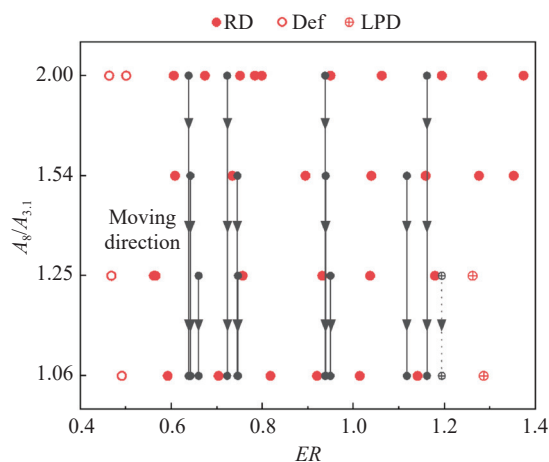


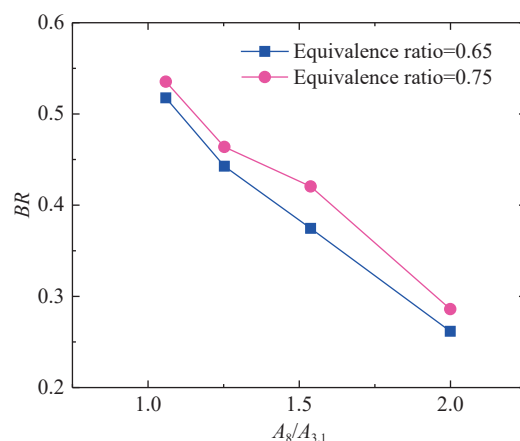
图4 燃烧室工作模式分布

Fig. 4 Combustor modes distribution

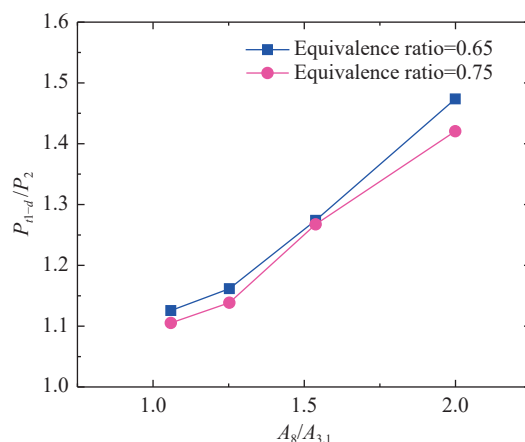
式中 A_{eff} 为燃烧室喉道等效进气面积, $\dot{m}$ 为燃烧室来流质量流量, T_0 为燃烧室来流总温, A_{throat} 为喉道几何面积。

图6(a)展示了固定工况下的燃烧室进气堵塞比例, 从中可以看出, 随着 $A_8/A_{3,1}$ 的减小以及当量比的提高, 燃烧室进气堵塞比例逐渐增加。造成该现象的原因在于, 随着喉道宽度的增加, 即 $A_8/A_{3,1}$ 的减小, 燃烧室集气腔来流总压 P_{t1-d} 逐渐降低, 对于爆震波所产生的背压的抵抗能力逐渐减弱, 导致进气堵塞比例随着喉道宽度的增加而增加。与此同时, 随着当量比的提高, 燃烧室压力与爆震波强度得到提高, 在喉道宽度一定的条件下, 较高的燃烧室压力与爆震波强度会带来更高的进气堵塞程度。Bach 等^[33] 的研究结果表明, 燃烧室的进气压比决定了集气腔与燃烧室的耦合程度, 进气压比越低代表着燃烧室与集气腔的耦合程度越高, 此时燃烧室具有更低的工作稳定性。

图6(b)展示了固定工况下的燃烧室进气压比, 从中可以看出, 燃烧室进气压比具有与进气堵塞比例相反



(a) 进气堵塞比例



(b) 进气压比

图6 固定工况下的进气堵塞比例与进气压比

Fig. 6 The ratio of inlet air blockage to inlet air pressure under fixed conditions

的变化趋势,该结果表明,随着进气堵塞比例的增加,燃烧室与集气腔相互作用的耦合程度得到提高,该耦合特性会显著影响燃烧室的稳定工作。

为了分析进气调节对于燃烧室进气堵塞比例的影响,计算连续调节工况在燃烧室工作时间段内的进气堵塞比例,并与所对应的固定工况条件进行对比,其结果如图7所示。从图中可以看出,固定工况与连续调节工况下的进气堵塞比例随着喉道宽度的变化,呈现出相同的变化趋势。与此同时,可以注意到,在电机未开始作动时,固定工况与连续调节工况的进气堵塞比例相等,而当点击开始作动后,固定工况的进气堵塞比例要低于连续调节工况,但在电机停止作动并持续稳定一段时间后,固定工况与连续调节工况的进气堵塞比例再次相等。造成该现象的原因在于:进气堵塞比例主要由燃烧室进气总压、爆震波强度、燃烧室室压决定,在电机不再作动、燃烧室达到稳定状态后,以上三个变量均不再变化,且与固定工况相等,因此在燃烧室达到稳态时,固定工况与连续调节工况具有相同的进气堵塞比例;然而在电机持续作动

时,燃烧室内部处于非稳态过程,且压力的建立需要响应时间,使得燃烧室室压及集气腔总压的变化滞后于喉道宽度的改变,并最终导致在电机作动过程中,连续调节工况具有较高的进气堵塞比例。对比 $A_8/A_{3,1}$ 为1.54和1.25在两当量比条件下的差异响应时间 t_d 发现,该响应时间最长不超过0.5 s,该延迟时间相对于燃烧室运行时间而言较短,且仅影响调节过程中的燃烧室相关气动参数,对停止调节后的稳定状态并无影响。实验中并未发现燃烧室熄火等现象,因此认为该延迟现象不会对燃烧室工作稳定性造成影响。

4 燃烧室性能

作为旋转爆震燃烧室重要的设计参数之一,连续调节 $A_8/A_{3,1}$ 不仅对爆震波的传播特性影响显著,也会对燃烧室的性能特性产生影响,本节主要关注其对于燃烧室燃烧效率和总压恢复系数等性能参数的影响。

4.1 燃烧效率

本文计算燃烧效率误差为 $\pm 2.6\%$ 。图8总结了在不同当量比条件下, $A_8/A_{3,1}$ 对旋转爆震燃烧室燃烧效率的影响。可以看到燃烧效率随着 $A_8/A_{3,1}$ 的降低而逐渐增大。降低 $A_8/A_{3,1}$ 一方面会导致进气喉道填充速度降低,提升煤油穿透深度,改善煤油与来流空气的掺混效果,从而提升燃烧效率。另一方面,燃烧室流速降低,减少反应物未经过反应就被吹出燃烧室的情况,延长反应物在燃烧室中的驻留时间,从而提升燃烧效率。同时可以看到提升反应物当量比会导致燃烧效率降低,在实验中任意 $A_8/A_{3,1}$ 均满足该规律。考虑原因是,在当量比较低,接近爆震贫燃边界时,燃料含量不足,难以维持爆震波自持传播所需的高温高压环境,导致燃烧效率较低。随着当量比逐渐升高,参与反应的反应物逐渐增多,使得燃烧室温度、压力升高,进一步促进了化学反应进程,因此导致燃烧效率逐渐升高。当继续升高当量比时,反应物参与裂解反应逐渐增多,导致无法充分反应燃烧,从而燃烧效率逐渐降低。即燃烧效率会随当量比先升高后降低,存在合适的当量比使得燃烧效率达到最大值。结合本实验数据可知,在该构型参数及来流参数条件下,使燃烧效率达到最大值的当量比小于0.65。

选择当量比为0.65时的固定工况与连续调节工况进行比较,其结果如图9所示。该连续调节工况工作过程为,通过调节使 $A_8/A_{3,1} = 2.00$,随后通过热射流进行点火起爆,经过1 s并且爆震波达到稳定后,开始调节 $A_8/A_{3,1}$,使其逐渐降低至1.06并停止调节,待

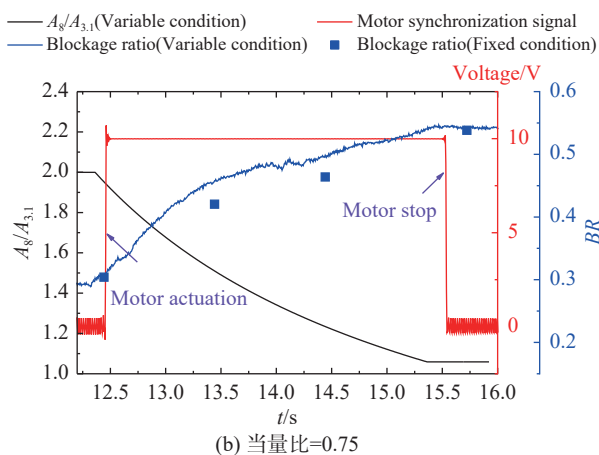
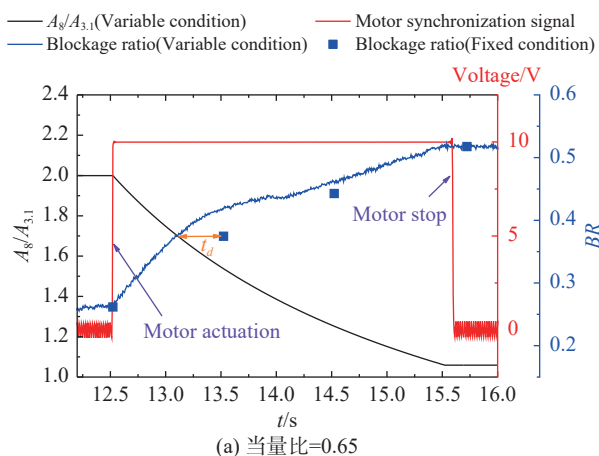


图7 固定工况与连续调节工况进气堵塞比例对比

Fig. 7 Comparison of inlet blockage ratios between fixed and continuous adjustable conditions

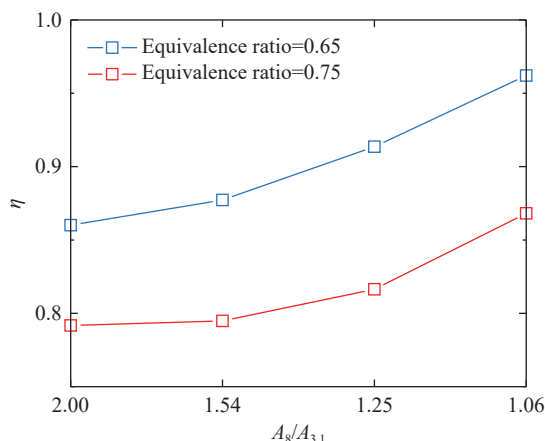


图8 不同当量比条件下固定工况燃烧效率

Fig. 8 Combustion efficiency of fixed conditions with different equivalence ratio

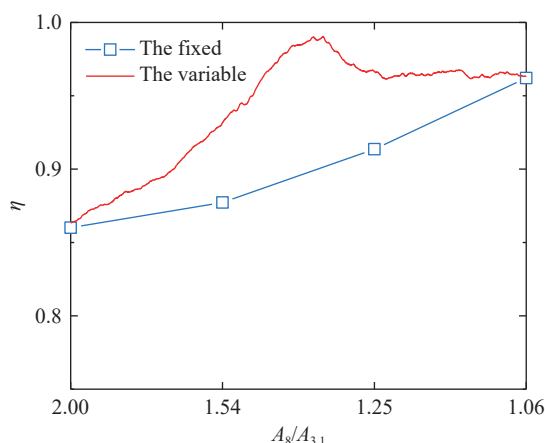


图9 固定工况与连续调节工况燃烧效率

Fig. 9 Combustion efficiency of fixed and variable conditions

1 s 后并且爆震波重新达到稳定后停车。可以看到在 $A_8/A_{3,1}$ 逐渐降低的过程中, 燃烧效率经历了先升高、再降低、最后稳定的过程。其原因考虑是, 进口面积增大, 导致进气损失降低, 从而燃烧室压力升高。根据流量公式, 来流流量一定的条件下, 燃烧室总压升高会导致燃烧室总温升高, 从而根据温升法计算燃烧效率会升高。燃烧室压力升高, 集气腔压力降低就导致进气压比降低、填充马赫数降低, 从而来流填充减慢, 导致燃烧效率降低。由于压力响应较快, 因此燃烧效率会先升高, 当爆震开始响应时, 燃烧效率升高放缓甚至逐渐降低。这样的趋势也就导致了在整个连续调节的过程中, 燃烧效率始终会比固定工况时燃烧效率高, 但是在连续调节开始与结束时, 与固定工况的燃烧效率基本相同。

在不同当量比条件下, 进行进气面积连续调节实验, 并将燃烧效率变化曲线展示如图 10。可以发现, 改变当量比, 在整个调节过程中, 燃烧效率变化趋势基本一致。同时也满足固定工况时不同当量比条件

下的规律, 即当量比 0.65 工况燃烧效率比当量比 0.75 工况燃烧效率更高。

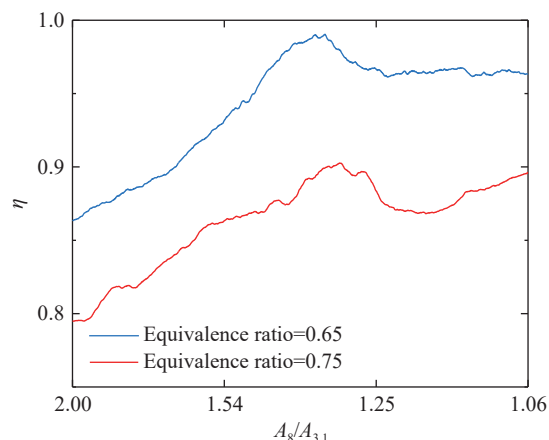


图10 不同当量比条件下变化连续调节工况燃烧效率

Fig. 10 Combustion efficiency versus $A_8/A_{3,1}$ with different equivalence ratio

4.2 总压恢复系数

总压恢复系数, 即喷管出口总压与燃烧室进口总压的比值。图 11 总结了在不同当量比条件下, $A_8/A_{3,1}$ 对旋转爆震燃烧室总压恢复系数的影响。可以看到总压恢复系数随着 $A_8/A_{3,1}$ 的降低而逐渐增大。这可以用燃烧效率随 $A_8/A_{3,1}$ 的变化规律来解释。即降低 $A_8/A_{3,1}$ 改善了掺混效果以及延长反应物驻留时间提升燃烧效率, 也会使得总压恢复系数得到提升。同时由于当量比在该范围内增大时, 燃烧效率会逐渐降低, 导致总压恢复系数也逐渐降低, 因此可以看到提升反应物当量比会导致燃烧效率降低, 在实验中任意 $A_8/A_{3,1}$ 处均满足该规律。

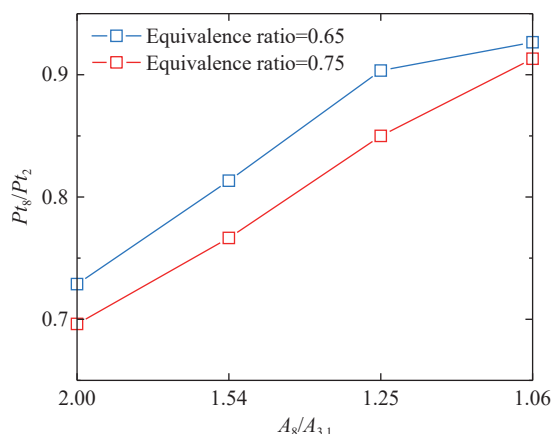


图11 不同当量比条件下固定工况总压恢复系数

Fig. 11 Total pressure recovery coefficients of the fixed $A_8/A_{3,1}$ with different equivalence ratios

选择当量比为 0.65 时的固定工况与连续调节工况进行比较, 其结果如图 12 所示。可以看到在 $A_8/A_{3,1}$

逐渐降低的过程中,总压恢复系数逐渐升高。其原因考虑是,当 $A_8/A_{3,1}$ 开始降低时,燃烧室压力逐渐升高,导致总压恢复系数逐渐上升,直至最后连续调节过程结束,总压恢复系数也趋于稳定。同样的,在连续调节开始与结束时与固定工况的总压恢复系数基本相同。

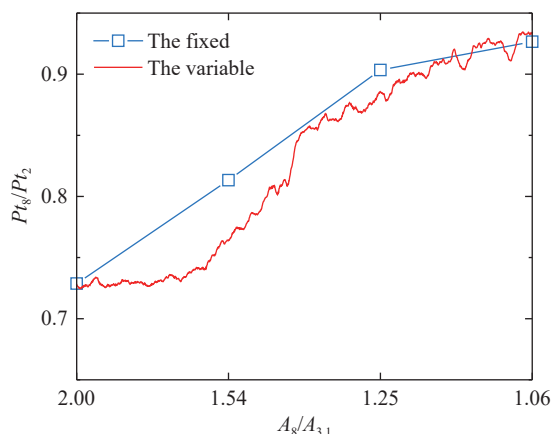


图 12 固定工况与连续调节工况总压恢复系数

Fig. 12 Total pressure recovery coefficients of the fixed and variable $A_8/A_{3,1}$

在不同当量比条件下,进行进气面积连续调节实验,并将总压恢复系数变化曲线展示如图 13。可以发现,改变当量比,在整个调节过程中,总压恢复系数变化趋势基本一致。同时也满足固定工况时不同当量比条件下的规律,即当量比 0.65 工况总压恢复系数比当量比 0.75 工况总压恢复系数更高。

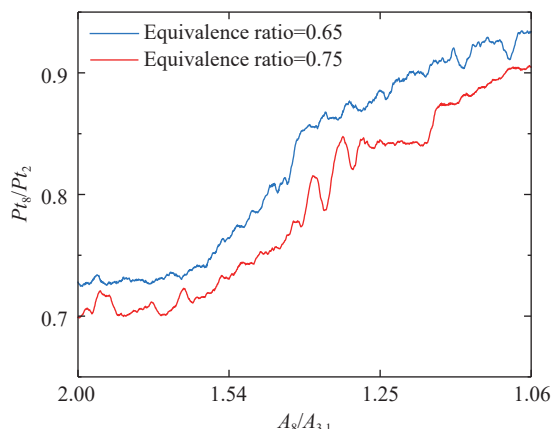


图 13 不同当量比条件下连续调节工况总压恢复系数

Fig. 13 Total pressure recovery coefficient of the variable $A_8/A_{3,1}$ with different equivalence ratio

5 结 论

本文通过进气调节机构实现了进气面积的连续可变,实验研究了进气面积改变对燃烧室模态、进气

堵塞特性以及燃烧室性能的影响。具体结论如下:

1) 通过改变进气面积与当量比,燃烧室出现了旋转爆震、轴向脉冲爆震以及爆燃三种典型工作模态;燃烧室起爆后,进气面积连续调节会维持燃烧室原工作模态不变。

2) 燃烧室进气堵塞比例随着 $A_8/A_{3,1}$ 的减小以及当量比的提高而增大,进一步导致燃烧室进气压比降低,增大了集气腔与燃烧室的耦合程度,进气堵塞比例最高达到 0.535;由于压力的延迟响应,导致连续调节过程相较于固定工况具有较高的进气堵塞比例,但在燃烧室达到稳定状态后,进气堵塞比例相同。

3) 在起爆后降低 $A_8/A_{3,1}$,由于滞后效应会使燃烧效率始终高于固定工况,总压恢复系数低于固定工况,连续调节过程不会影响电机停止后的性能参数。 $A_8/A_{3,1}$ 的降低会导致燃烧效率与总压恢复系数提升,燃烧效率与总压恢复系数最高分别可达 96.6% 与 92.3%。

参 考 文 献:

- [1] MA J, LUAN M, XIA Z, et al. Recent progress, development trends, and consideration of continuous detonation engines[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 4976–5035.
doi: 10.2514/1.J058157
- [2] ANAND V, GUTMARK E. Rotating detonation combustors and their similarities to rocket instabilities[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2019, 73: 182–234.
doi: 10.1016/j.peccs.2019.04.001
- [3] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S, et al. Large-scale hydrogen–air continuous detonation combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(3): 1616–1623.
doi: 10.1016/j.ijhydene.2014.11.112
- [4] ZHOU R, WU D, WANG J. Progress of continuously rotating detonation engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15–29.
doi: 10.1016/j.cja.2015.12.006
- [5] 芮长胜, 武郁文, 王晓东, 等. 旋转爆震燃烧航空涡轮发动机研究综述[J]. *航空发动机*, 2023, 49(02): 1–12.
- [6] 刘晓波, 魏王程, 李蕴, 等. 美国爆震发动机最新发展动向与启示[J]. *空天技术*, 2024(04): 96–106.
- [7] 鞠美娜, 袁成, 曹军伟. 旋转爆震发动机研究进展综述[J]. *航空科学技术*, 2023, 34(03): 1–9.
- [8] SU L, WEN F, WANG S, et al. Analysis of energy saving and thrust characteristics of rotating detonation turbine engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 124: 107555.
doi: 10.1016/j.ast.2022.107555
- [9] SHAO X, YANG H, ZHAO N, et al. Numerical study on the interaction between rotating detonation wave and turbine stator blades with multicomponent mixtures[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2024, 49: 1436–1445.
doi: 10.1016/j.ijhydene.2023.10.065
- [10] 赵起, 龚建波, 张坤, 等. 旋转爆震涡喷组合发动机设计点计算模型研究[J]. *燃气轮机技术*, 2023, 36(03): 1–9.
- [11] RANKIN B A, RICHARDSON D R, CASWELL A W, et al.

- Chemiluminescence imaging of an optically accessible non-premixed rotating detonation engine[J]. *Combustion and Flame*, 2017, 176: 12–22.
doi: [10.1016/j.combustflame.2016.09.020](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2016.09.020)
- [12] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S, et al. Large-scale hydrogen–air continuous detonation combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(3): 1616–23.
doi: [10.1016/j.ijhydene.2014.11.112](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.11.112)
- [13] LIN W, ZHOU J, LIU S, et al. Experimental study on propagation mode of H_2 /Air continuously rotating detonation wave[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(4): 1980–93.
doi: [10.1016/j.ijhydene.2014.11.119](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.11.119)
- [14] GE G Y, DENG L, MA H, et al. Effect of blockage ratio on the existence of multiple waves in rotating detonation engine[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 164: 230–40.
doi: [10.1016/j.actaastro.2019.08.007](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.007)
- [15] 赵明皓, 王可, 朱亦圆, 等. 氧化剂环缝宽度对旋转爆震波传播特性影响的实验[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(08): 1984–1994.
- [16] 王致程, 严宇, 王可, 等. 燃烧室宽度对煤油旋转爆震波传播模态的影响[J]. *推进技术*, 2021, 42(04): 842–850.
- [17] ANAND V, GEORGE A S, DRISCOLL R, et al. Analysis of air inlet and fuel plenum behavior in a rotating detonation combustor[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 70: 408–416.
doi: [10.1016/j.expthermflusci.2015.10.007](https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2015.10.007)
- [18] FOTIA M, HOKE J, SCHAUER F. Propellant plenum dynamics in a two-dimensional rotating detonation experiment[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014: 1013.
<https://doi.org/10.2514/6.2014-1013>
- [19] CHACON F, GAMBA M. Development of an optically accessible continuous wave rotating detonation engine[C]//2018 Joint Propulsion Conference. 2018: 4779.
<https://doi.org/10.2514/6.2018-4779>
- [20] DENG L, MA H, XU C, et al. Investigation on the propagation process of rotating detonation wave[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 139: 278–287.
doi: [10.1016/j.actaastro.2017.07.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.07.024)
- [21] NODA T, MATSUOKA K, GOTO K, et al. Impact of mixture mass flux on hydrodynamic blockage ratio and Mach number of rotating detonation combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 207: 219–226.
doi: [10.1016/j.actaastro.2023.03.013](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.03.013)
- [22] NAKAJIMA K, SAWADA T, MATSUOKA K, et al. Visualization and thrust measurement of rotating detonation engine with various channel expansion angles[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2024, 40(1-4): 105577.
doi: [10.1016/j.proci.2024.105577](https://doi.org/10.1016/j.proci.2024.105577)
- [23] PAXSON D E, MIKI K. Computational Assessment of Inlet Backflow Effects on Rotating Detonation Engine Performance and Operability[C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. 2022: 1263.
<https://doi.org/10.2514/6.2022-1263>
- [24] KAEMING T A, PAXSON D E. Determining the pressure gain of pressure gain combustion[C]//2018 Joint Propulsion Conference. 2018: 4567.
<https://doi.org/10.2514/6.2018-4567>
- [25] KAEMING T A, FOTIA M L, HOKE J, et al. Quantification of the loss mechanisms of a ram rotating detonation engine[C]//AIAA SciTech 2020 Forum. 2020: 0927.
<https://doi.org/10.2514/6.2020-0927>
- [26] WALTERS I V, LEMCHERFI A, GEJJI R M, et al. Performance characterization of a natural gas–air rotating detonation engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2021, 37(2): 292–304.
doi: [10.2514/1.B38087](https://doi.org/10.2514/1.B38087)
- [27] 黄吕萌, 徐劲轩, 杨诏, 等. 收缩比对渐缩旋转爆震燃烧室流动与增压特性影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2025, 46(05): 180–188.
- [28] PLAHEHN E W, WALTERS I V, GEJJI R, et al. Effect of fuel injection location on operability and performance of a continuously variable geometry rotating detonation engine[C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. 2022: 1262.
<https://doi.org/10.2514/6.2022-1262>
- [29] PLAHEHN E W, WALTERS I V, GEJJI R M, et al. Bifurcation in rotating detonation engine operation with continuously variable fuel injection location[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2023, 39(2): 202–216.
doi: [10.2514/1.B38801](https://doi.org/10.2514/1.B38801)
- [30] ZHOU J P, SONG F L, WU Y, et al. Investigation of pressure gain characteristics for kerosene-hot air RDE[J]. *Combustion and Flame*, 2023, 247: 112503.
doi: [10.1016/j.combustflame.2022.112503](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2022.112503)
- [31] PENG H Y, LIU S J, LIU W D, et al. The nature of sawtooth wave and its distinction from continuous rotating detonation wave[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2023, 39(3): 3083–3093.
doi: [10.1016/j.proci.2022.08.119](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.08.119)
- [32] DUVALL J, CHACON F, HARVEY C, et al. Study of the effects of various injection geometries on the operation of a rotating detonation engine[C]//2018 AIAA Aerospace sciences meeting. 2018: 0631.
<https://doi.org/10.2514/6.2018-0631>
- [33] BACH E, PASCHEREIT C O, STATHOPOULOS P, et al. RDC operation and performance with varying air injector pressure loss[C]//AIAA Scitech 2020 Forum. 2020: 0199.
<https://doi.org/10.2514/6.2020-0199>

(本文责编: 张天航)