

燃料分布对旋转爆震波传播特性影响

马 虎¹, 张义宁², 杨成龙³, 卓长飞¹, 孙 波¹

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 北京动力机械研究所 激光推进及其应用国家重点实验室, 北京 100074;

3. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 为定量研究燃料分布对旋转爆震波传播特性的影响, 针对两种环缝/小孔喷注方案开展了数值和实验研究。针对燃料(H_2)和氧化剂(air)分开喷注的旋转爆震燃烧室模型, 开展冷流掺混的三维数值模拟研究, 给出了掺混均匀度评价参数, 获得了两种喷注模型的反应物掺混均匀度沿轴向的变化规律。针对这两种喷注模型, 开展旋转爆震波传播特性实验研究, 分析了旋转爆震波的传播速度、工作稳定性、当量比边界等。研究结果表明: 将燃料喷注小孔前移, 可大幅提高燃烧室头部的掺混均匀度; 随着掺混均匀度的提高, 旋转爆震波的传播速度增加, 传播稳定性明显提高, 稳定工作的当量比下限从 1.08 拓宽至 0.57。研究结论可为旋转爆震发动机喷注结构设计提供参考。

关 键 词: 旋转爆震发动机; 爆震波; 掺混; 燃料分布; 传播

中图分类号: V235.22

文献标志码: A

Effects of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave

MA Hu¹, ZHANG Yining², YANG Chenglong³,
ZHUO Changfei¹, SUN Bo¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. State Key Laboratory of Laser Propulsion and Application,
Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;

3. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: To study the effects of fuel distribution on the propagation of rotating detonation wave, two injection schemes of H_2/air were investigated by simulations and experiments. The mixing of H_2 and air was simulated in rotating detonation chamber, and homogeneity degree was proposed to quantitatively evaluate the mixing. The relationship of homogeneity degree and axial distance was revealed for the two injection schemes. Rotating detonation wave was studied by experiments, and its propagation velocity, stability and equivalent ratio limit were analyzed for the two injection schemes. The results indicated that the homo-

收稿日期: 2018-05-24

基金项目: 国家自然科学基金(51606100); 江苏省自然科学基金(BK20150781); 航天科技创新基金

作者简介: 马虎(1986—), 男, 副教授, 博士, 从事爆震燃烧及其推进技术研究。E-mail: mahuokok@163.com

通讯作者: 张义宁(1977—), 男, 研究员, 博士, 研究领域为爆震发动机。E-mail: 13718931527@163.com

引用格式: 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.

geneity degree increased significantly in the front portion of chamber when fuel injection holes moved forward. With the increase of the homogeneity degree, the propagation velocity and stability of rotating detonation wave were dramatically increased, and the lower limit of equivalent ratio expanded from 1.08 to 0.57. These results can provide references for the design of injection schemes of rotating detonation engine.

Key words: rotating detonation engine; detonation wave; mixing; fuel distribution; propagation

爆震燃烧是一种近似等容燃烧过程,具有热循环效率高、反应区短等优点。因此,在航空航天推进领域,得到了国内外个研究机构的广泛关注,并先后出现了多种基于爆震燃烧的动力形式,如驻定爆震波发动机^[1-3]、脉冲爆震发动机^[4-7]以及旋转爆震发动机^[8-9]等。其中旋转爆震发动机(rotating detonation engine,RDE)是一种利用爆震波在燃烧室内沿周向连续旋转传播的发动机。

RDE 的概念最早由 Voitsekhovskii 等^[10]于 20 世纪 60 年代提出。1966 年 Cullen 等^[11]完成了 RDE 可行性验证。目前,俄罗斯^[12]、法国^[13]、美国^[14]、中国^[15-18]、波兰^[19]等国研究机构均开展了相关的实验和数值研究,这些研究主要集中于连续旋转爆震的起爆^[14],稳定连续传播^[9,15,17-18],喷注条件^[20]、燃烧室以及喷管尺寸^[21-22]等。

随着对 RDE 研究的深入,人们逐渐认识到燃料与氧化剂快速掺混对旋转爆震波传播的重要性。Gaillard 等采用 LES 对不同喷注结构的混合效率以及总压恢复性能进行了分析,认为高的混合效率是流动剪切和射流撞击的共同作用^[20],并进一步对比分析了预混和非预混喷注条件下的燃烧室流场^[13],对优化燃料与氧化剂的喷注结构具有一定参考意义。

Driscoll 等^[23]模拟了不同喷射参数(如质量流率、喷射面积、燃料喷射分布)条件下,RDE 燃烧室的掺混性能和非反应喷射流场,研究认为:减小空气和燃料喷射面积可提高燃料向空气流中的穿透深度,改善涡混合机制,增强混合效果;对于给定的空气喷注面积,存在一个最佳的燃料喷射孔数量。徐雪阳等^[24]通过三维数值模拟,分析了非预混喷注下旋转爆震发动机的工作特性,研究表明旋转爆震发动机的推力和比冲随着掺混效果的提高而增加。

考虑混合的重要性,Andrus 等^[25]设计了一种燃料/氧化剂预混喷注的旋转爆震燃烧室,并成功抑制了回火现象,首次实现了吸气式预混喷注的旋转爆震燃烧。但相比非预混喷注方案,预混

喷注旋转爆震燃烧室稳定工作的当量比范围较窄,认为其主要原因是,非预混喷注产生的当量比分层以及混合延时可抑制新鲜反应物与燃烧产物的提前接触燃烧,有利于新鲜反应物层的积累。

可见,燃料/氧化剂分开喷注的非预混喷注方式是旋转爆震发动机较为可行的一种喷注方式。之前的研究大都基于数值模拟方法探讨混合效果对旋转爆震发动机的影响。因此,针对非预混喷注方式,仍需进一步研究燃料分布对旋转爆震波传播特性的影响。本文采用实验和数值模拟相结合的方法,设计两种燃料(H_2)与氧化剂(air)掺混结构,开展 H_2 与 air 的冷流掺混数值模拟研究,并针对该模型,开展 RDE 实验研究,分析燃料分布对旋转爆震波传播速度、稳定性以及当量比边界等的影响。本文研究结果可为旋转爆震发动机掺混方案设计提供参考。

1 数值和实验方法

1.1 物理模型

本文研究的旋转爆震发动机燃料与氧化剂喷注结构为环缝/小孔喷注方式,如图 1 所示,为节省数值计算量,本文的计算域仅为实际模型的 1/90。燃料 H_2 从沿周向均匀分布的 90 个喷注小孔进入燃烧室,小孔直径为 0.8 mm,氧化剂 air 采用收缩-扩展构型的环境缝进行喷注;燃烧室外径为 80 mm,内径为 70 mm。

图 2 为任一小孔中心对应的纵截面放大图。

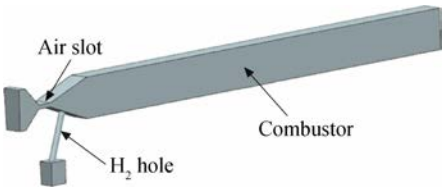


图 1 冷流掺混模型计算域

Fig. 1 Computational domain of cold flow mixing model

图中显示了两种燃料喷注位置:其中黑色实线为基准燃料喷注方案(Case 1),燃料喷注小孔距氧化剂喷注环缝的水平距离为 3 mm;蓝色虚线为改进后的燃料喷注方案(Case 2),燃料喷注小孔距氧化剂喷注环缝的水平距离为 1.5 mm。

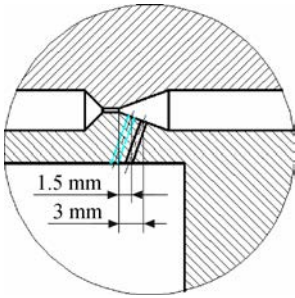


图 2 燃料喷注方案示意图(基准喷注方案 Case 1 的喷注小孔距环缝为 3 mm,改进喷注方案 Case 2 的喷注小孔距环缝为 1.5 mm)

Fig. 2 Injection schemes of fuel (the distance between holes and slot are 3 mm and 1.5 mm in Case 1 and Case 2 respectively)

1.2 数值方法及验证

本文对基于雷诺时均的三维 Navier-Stokes 方程进行求解,湍流模型采用 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型。为更好地捕捉激波、膨胀波等流场细节,采用 3 阶 MUSCL 重构方法和 Steger-Warming 矢通量分裂方法进行空间离散,黏性项采用中心格式离散。详细的数值方法与验证可见文献[26],这里不再赘述。

考虑该模型冷流流场结构的对称性特点,为节省计算资源,本文计算域仅选取整个圆周的 $1/90$ (即一个小孔所对应的计算域),见图 1。发动机模型 air 总质量流率为 106.2 g/s , H_2 的总质量流率为 3.51 g/s ,对应的 $1/90$ 计算域的 air 和 H_2 入口质量流率分别为 1.18 g/s 和 0.039 g/s ,入口总温均为 298.15 K 。计算域的两侧均为对称边界,边界上的法向速度为 0 m/s 。计算域出口平面为压力出口边界,外界反压为 101325 Pa 。其余均为无滑移的固体壁面边界。

计算域内均为六面体网格,同时为适应壁面边界层与激波捕获的计算需要,对计算域网格进行了局部加密,如图 3 所示。考虑计算精度以及计算成本两方面因素,对计算模型进行了网格独立性验证,如图 4 所示。结果表明:当总网格数量为 144×10^4 时,可满足本文计算精度要求。因此,本文计算模型的总网格数量选用 144×10^4 。

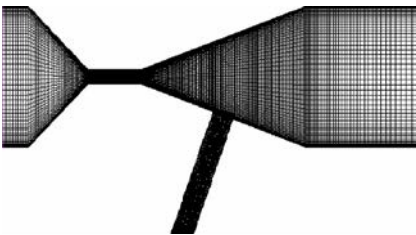


图 3 中心截面的计算网格
Fig. 3 Grids on center section

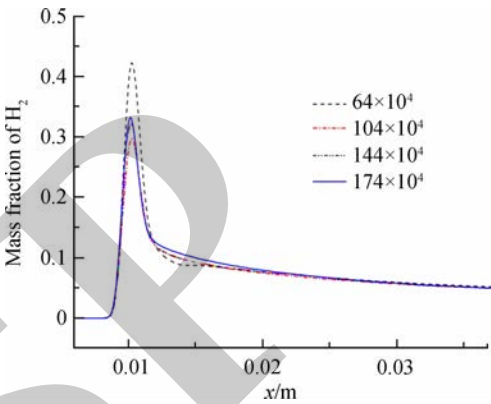


图 4 网格无关性验证
Fig. 4 Validation of grid independence

1.3 实验系统

本文采用的旋转爆震发动机实验系统如图 5 所示,主要包括推进剂供给系统、发动机模型、控制系统、点火系统以及数据测量与采集系统。推进剂供给系统为模型发动机提供燃料和氧化剂。控制系统用于控制燃料、氧化剂供给以及点火、数据采集的时序,发动机的工作时间设定为 0.4 s 。发动机采用火花放电点火,采用压阻式压力传感器和高压压电式压力传感器(PCB)分别测量发动机集气腔稳态压力和燃烧室内的高频动态压力。在燃烧室外壁面布置 2 个高频压力传感器 PCB 测量点,与燃烧室入口的轴向距离分别为 $8、13$

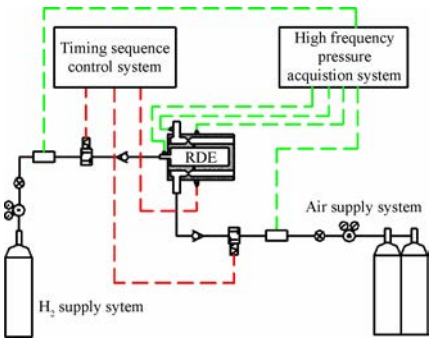


图 5 实验系统示意图
Fig. 5 Experiment systems

mm,两 PCB 传感器的周向夹角为 30°。压力信号由数据采集模块采集记录,单通道的采样频率为 1 Ms/s。

2 数值和实验结果分析

2.1 掺混均匀度分析

图 6 分别给出了两种燃料喷注方案 Case 1 和 Case 2 在 $Z=0\text{ mm}$ 平面上的马赫数分布及流线图。从图 6(a)中可以看出,由于外界反压较高的影响,在空气喷注环缝的扩张段内出现马赫盘结构。 H_2 燃料从空气喷注环缝扩张段的内侧喷入环形燃烧室, H_2 射流改变了空气射流流场结构,导致流场呈现明显的非对称特征。 H_2 射流在流场中相当流体障碍物的作用改变了空气射流的流动方向,靠近外壁面的回流区在 H_2 射流作用下向外侧的扩张段偏移,靠近下壁面的回流区范围则明显增大。

图 6(b)为 H_2 喷注小孔向上游水平移动 1.5 mm 后的流场结构。由于 H_2 喷射位置更靠近空气喷注环缝, H_2 射流对空气射流流场结构的影响更加明显,空气射流的马赫盘结构已被破坏。在 H_2 射流的作用下,靠近外侧的回流区已基本消失,内侧的回流区范围进一步扩大。

更加均匀,即越靠近燃烧室出口, H_2 与 air 掺混程度越高。一方面,随着 H_2 喷注位置的前移,喷注位置与燃烧室之间的距离增加, H_2 与 air 的掺混时间延长有利于提高掺混效果;另一方面,当 H_2 喷注位置前移,掺混在更小的空间内进行, H_2 射流的相对穿透深度增加, H_2 射流更接近上壁面。此外, H_2 喷注位置前移导致下壁面的回流区范围增加,有利于提高燃料与氧化剂的掺混效果及范围。从图 7 中可以看出,由于 H_2 燃料喷注位置前移,Case 2 冷流掺混效果明显好于 Case 1。

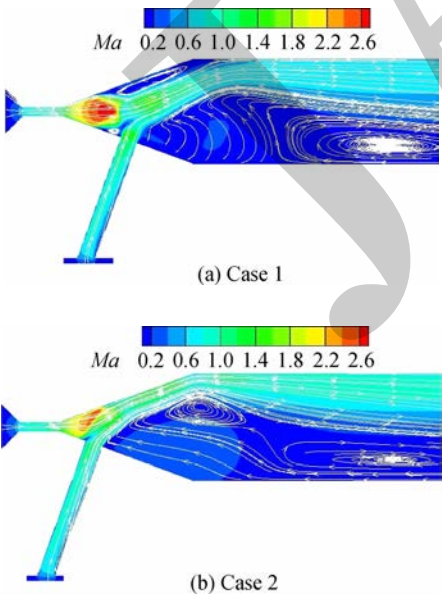


图 6 在 $Z=0\text{ mm}$ 截面上的马赫数云图及流线图
Fig. 6 Mach number and streamline in plane
($Z=0\text{ mm}$)

图 7 给出了 Case 1 与 Case 2 的 H_2 质量分数 w_{H_2} 分布。从图中可以看出, H_2 与 air 在向下游流动发展的过程中,沿发动机燃烧室径向分布

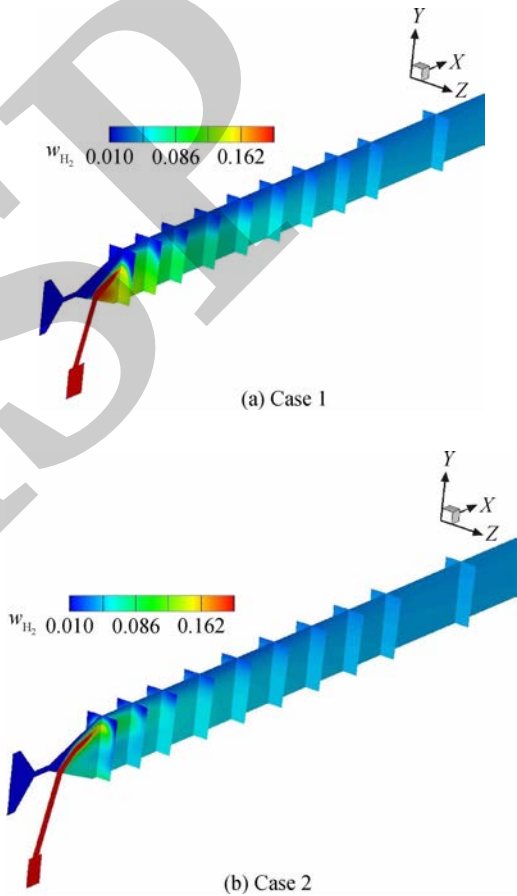


图 7 氢气质量分数分布云图
Fig. 7 Mass fraction of H_2

为了定量描述 H_2/air 的掺混效果,利用近些年诸多学者的研究报告中常用的一种表征掺混质量好坏的参数,即掺混不均匀度^[24]。掺混不均匀度定义为所考察的掺混体系内,各个点的浓度值的方均根偏差,即各个取样点处的值与所取样点处的平均值之间的差异程度。方均根偏差值代表掺混不均匀度,此值越小,说明掺混不均匀度越小,也就代表掺混越均匀。用 s 代表掺混不均匀度,可将 s 定义为

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (c_i - \bar{c})^2}{n-1}} / \bar{c} \quad (1)$$

式中 c_i 为取样点处 H_2 的浓度 (kmol/m^3), $\bar{c}$ 为所有取样点处的 H_2 浓度平均值, n 为取样点个数, 这里为所取平面内的网格节点总数。

为了表示方便, 用 q 表示掺混均匀度, 则 q 越大, 说明掺混均匀度越大, 也就代表掺混越均匀。

$$q = 1 - s \quad (2)$$

图 8 为两种燃料喷注方案的 H_2/air 掺混均匀度沿燃烧室轴向变化规律。其中 $x=12\text{ mm}$ 的截面为燃烧室入口截面。从图中可以定量看出, 相比于 H_2 燃料基准喷注方案 (Case 1), 当 H_2 喷注位置前移 1.5 mm (Case 2), 掺混效果得到明显提高, 并且掺混均匀度在燃烧室头部改善要明显高于燃烧室出口处。由于旋转爆震波的传播主要在燃烧室的头部, 因此 RDE 传播主要取决于燃烧室头部的掺混效果。从图 8 中可以看出, 相比于 Case 1, 改进后的掺混均匀度在 $x=12\text{ mm}$, $x=16\text{ mm}$ 和 $x=20\text{ mm}$ 截面处分别提高了 1.8 倍、 1.1 倍和 0.65 倍。

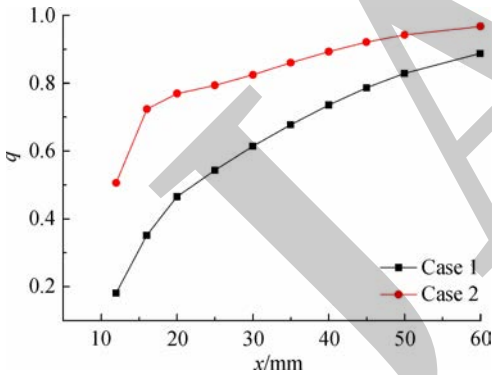


图 8 不同喷注方案下掺混均匀度沿 x 轴向变化

Fig. 8 Homogeneity degree of mixture along x -axis at different injection schemes

2.2 旋转爆震波传播特性分析

为探讨掺混均匀度对旋转爆震波传播特性的影响, 针对图 2 的两种燃料喷注方案, 开展旋转爆震燃烧室热点火实验研究, 通过压力控制, 确保实验工况条件与数值模拟条件接近, 分析旋转爆震波的传播特征。

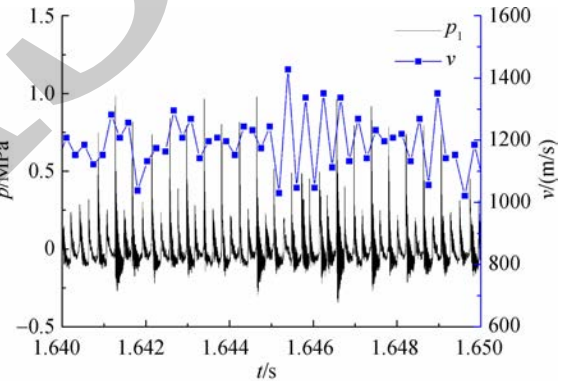
图 9 给出了相同燃料和氧化剂喷注条件下, 两种不同燃料喷注方案获得的燃烧室动态压力曲线, 爆震波每个旋转周期的传播速度为

$$v_i = \frac{\pi D}{t_{i+1} - t_i} \quad (3)$$

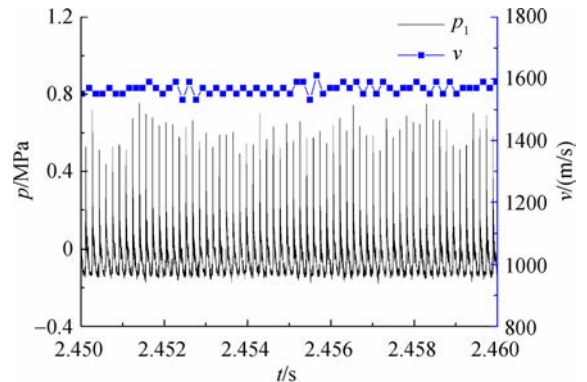
式中 D 为旋转爆震燃烧室中直径, t_i 压力传感器检测到第 i 个压力尖峰的時刻, 即 $t_{i+1} - t_i$ 为旋转相邻两个压力尖峰的时间间隔。

从图 9(a) 中可以看出, 针对基准喷注方案 (Case 1), 由于燃料喷注小孔位置靠下游, 燃料与空气的掺混效果较差, 在燃烧室头部即 $x < 20\text{ mm}$ 处 (旋转爆震波传播的位置), 掺混均匀度均低于 0.5 , 较低的掺混均匀度导致旋转爆震波传播极不稳定, 在传播过程中压力峰值出现明显的波动, 波动幅度在 $0.2 \sim 1.0\text{ MPa}$ 之间, 对应的旋转爆震波传播速度也呈现明显的波动, 波动幅度在 $1020 \sim 1430\text{ m/s}$ 之间, 整个工作周期的平均速度仅为 1200 m/s 。

从图 9(b) 改进后的喷注方案 (Case 2) 获得的爆震波压力曲线, 结合图 8 表明, 当燃料喷注位置前移后, 在燃烧室头部的掺混效果得到了明显改善, 掺混均匀度均大于 0.5 , 此时旋转爆震燃烧室工作稳定, 爆震波的压力峰值均达到 0.5 MPa 以上, 爆震波瞬时传播速度的范围为 $1532 \sim 1611\text{ m/s}$, 平均速度达到 1568 m/s 。相比于 Case 1, 改



(a) 基准喷注方案 (Case 1)



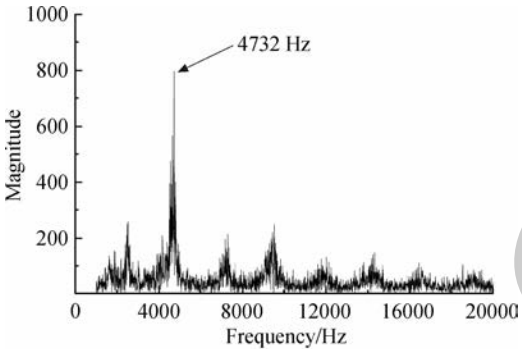
(b) 改进喷注方案 (Case 2)

图 9 两种喷注方案下的爆震波压力和传播速度

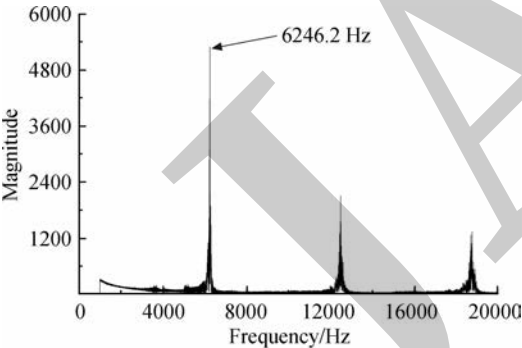
Fig. 9 Pressure and propagation velocity of detonation wave in both injection schemes

进后的喷注方案使得旋转爆震波平均压力峰值和传播速度分别提高了约 90% 和 30%，两参数的波动幅度分别降低约 60% 和 80%。

图 10 给出了经快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)获得的两段压力曲线对应的频谱图。FFT 结果表明, 掺混均匀度提高后, 压力信号主频由 4732 Hz 提高至 6246.2 Hz, 且信号频率分布更为集中。因此, 改进反应物喷注方案, 提高掺混均匀度, 可在一定范围内大幅提高旋转爆震波的传播速度和峰值压力, 并有助于提高发动机工作过程的稳定性。



(a) 基准喷注方案(Case 1)



(b) 改进喷注方案(Case 2)

图 10 压力信号 FFT 结果

Fig. 10 FFT of pressure signal

为了研究掺混均匀度对旋转爆震燃烧室稳定工作边界的影响, 本文将旋转爆震燃烧室的工作模式分为 3 类: 分别是旋转爆震波稳定传播模式、不稳定旋转爆震模式以及爆燃模式。图 11 为旋转爆震波不稳定工作模式的典型压力曲线, 该模式下旋转爆震波出现局部短暂熄爆。图 12 为快速爆燃的典型压力曲线, 该模式下燃烧波主要以快速旋转传播的爆燃波形式出现。旋转爆震波稳定传播模式可见图 9 所示。

本文将氢气质量流率分别固定为 3.12、4.37 g/s 及 5.6 g/s, 通过调节空气的质量流率实现反

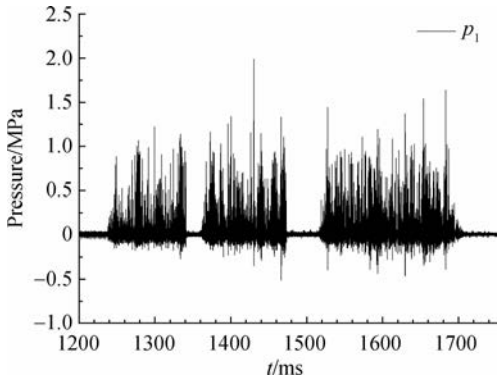


图 11 旋转爆震波不稳定传播

Fig. 11 Unstable propagation of rotating detonation wave

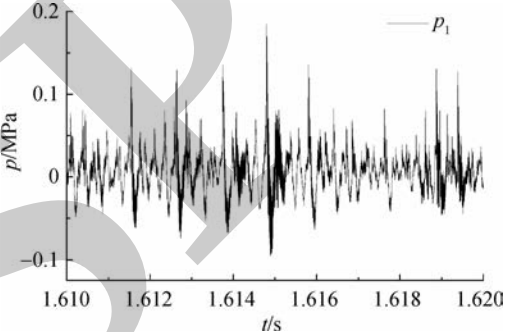


图 12 快速爆燃波压力曲线(爆震失败)

Fig. 12 Pressure of fast deflagration (failed detonation)

应物平均当量比的变化, 当量比的变化范围在 0.5~2.9 之间, 从而统计分析不同质量流率和当量比条件下旋转爆震燃烧室的工作状态, 获得旋转爆震燃烧室的稳定工作边界。

图 13 给出了两种不同燃料喷注方案下, 旋转爆震燃烧室稳定工作边界。图中“failure”对应为燃烧室以爆燃模式组织燃烧或点火失败; “unstable detonation”对应为燃烧室以间歇旋转爆震模式工作(见图 11); “detonation”对应为燃烧室以稳定的旋转爆震燃烧模式工作(见图 9)。

由图 13 可看出, 对于基准燃料喷注方案, 由于燃料的掺混均匀度较低, 导致在不同质量流率条件下旋转爆震波稳定工作的当量比边界较窄, 当量比下限仅为 1.08; 当掺混均匀度增加, 反应物燃烧更加充分, 反应释放出的能量更高, 从而有利于维持旋转爆震波的稳定自持传播。因此, 不同质量流率条件下旋转爆震波的稳定工作边界均明显拓宽, 稳定工作的当量比下限从 1.08 拓宽至 0.57, 不稳定旋转爆震模式明显减少。可见, 旋转爆震波稳定自持传播需满足一定的掺混均匀度条件。

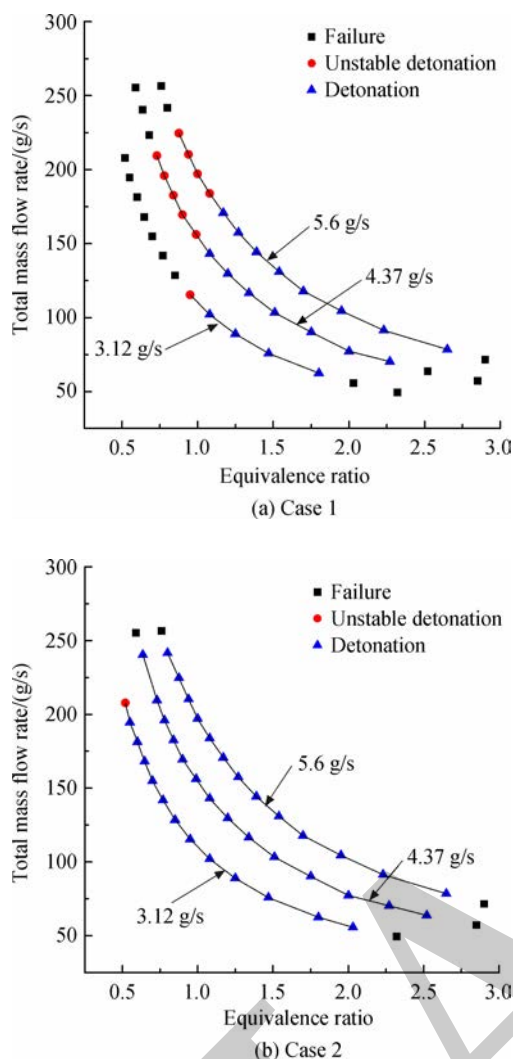


图13 RDE的工作范围

Fig. 13 Operation map of RDE

3 结 论

本文针对环缝/小孔喷注方式的燃烧室模型,采用数值模拟和实验相结合的方法,分析了燃料分布对旋转爆震波传播特性的影响,得到以下结论:

1) 燃料喷注位置对 H_2 射流的相对穿透深度以及回流区结构具有较大影响,当 H_2 喷注位置前移, H_2 射流在径向上穿透深度增大,回流区影响范围扩大,有利于提高掺混均匀度。

2) 提高反应物掺混均匀度,可在一定范围内大幅提高旋转爆震波的压力峰值和平均传播速度,并降低两参数的波动幅度,提高传播稳定性。当燃烧室头部的平均掺混均匀度从 0.33 提升至约 0.67 时,旋转爆震波平均压力峰值和传播速度分别提高了约 90% 和 30%,两参数的波动幅度分别降低约 60% 和 80%。

3) 对于非预混喷注方式,提高反应物掺混均匀度,可降低旋转爆震波不稳定传播次数,拓宽旋转爆震波稳定工作边界,当燃料喷注位置前移,燃烧室头部的掺混均匀度明显改善,旋转爆震波稳定工作的当量比下限从 1.08 拓宽至 0.57。因此,燃烧室头部满足一定的掺混均匀度也是旋转爆震波稳定自持传播的条件之一。

参考文献:

- [1] MENEES G P, ADELMAN H G, CAMBIER J-L, et al. Wave combustors for trans-atmospheric vehicles[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 709-713.
- [2] TENG Honghui, JIANG Zhongling. On the transition pattern of the oblique detonation structure[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 713: 659-669.
- [3] TENG Honghui, JIANG Zhongling, NG H D. Numerical study on unstable surfaces of oblique detonations[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 744: 111-128.
- [4] LI Jianling, FAN Wei, YAN ChuanJun, et al. Performance enhancement of a pulse detonation rocket engine[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2243-2254.
- [5] WANG Ke, FAN Wei. Efforts on high-frequency pulse detonation engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(1): 17-28.
- [6] WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Experimental investigation on wall temperature of an air-breathing kerosene/air pulse detonation combustor with impingement cooling[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 42: 58-63.
- [7] MA Hu, WU Xiaosong, WANG Dong, et al. Experimental investigation of multi-cycle pulse detonation engine at different air inlet systems[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(12): 2207-2214.
- [8] ZHOU Rui, WU Dan, WANG Jianping. Progress of continuously rotating detonation engines[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(1): 15-29.
- [9] XIE Qiaofeng, WEN Haocheng, LI Weihong, et al. Analysis of operating diagram for H_2 /air rotating detonation combustors under lean fuel condition[J]. Energy, 2018, 151: 408-419.
- [10] VOITSEKHOVSKII B V. Spinning maintained detonations[J]. Prikladnaya Mekhanikai Tekhnicheskaya Fizikal, 1960(3): 157-164.
- [11] CULLEN R E, NICHOLLS J A, RAGLAND K W. Feasibility studies of a rotating detonation wave rocket motor[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(6): 893-898.
- [12] BYKOVSKII F A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation in annular combustors[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2005, 41(4): 449-459.
- [13] GAILLARD T, DAVIDENKO D, DUPOIRIEUX F. Numerical simulation of a rotating detonation with a realistic

- injector designed for separate supply of gaseous hydrogen and oxygen[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 141: 64-78.
- [14] LU F K, BRAUN E M. Rotating detonation wave propulsion: experimental challenges, modeling, and engine concepts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1125-1142.
- [15] LIN Wei, ZHOU Jing, LIU Shi Jie, et al. Experimental study on propagation mode of H₂/air continuously rotating detonation wave[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(4): 1980-1993.
- [16] YANG Chenglong, WU Xiaosong, MA Hu, et al. Experimental research on initiation characteristics of a rotating detonation engine[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 71: 154-163.
- [17] DENG Li, MA Hu, XU Can, et al. Investigation on the propagation process of rotating detonation wave[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 139: 278-287.
- [18] 徐灿, 马虎, 李健, 等. 旋转爆震发动机火焰与压力波传播特性[J]. *航空学报*, 2017, 38(10): 121226. 1-121226. 9.
XU Can, MA Hu, LI Jian, et al. Propagation property of flame and pressure wave in rotating detonation engine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(10): 121226. 1-121226. 9. (in Chinese)
- [19] WOLANSKI P. Detonative propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(2): 125-158.
- [20] GAILLARD T, DAVIDENKO D, DUPOIRIEUX F. Numerical optimisation in non reacting conditions of the injector geometry for a continuous detonation wave rocket engine[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 111: 334-344.
- [21] ZHANG Hailong, LIU Weidong, LIU Shijie. Effects of inner cylinder length on H₂/air rotating detonation[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(30): 13281-13293.
- [22] 高剑, 马虎, 裴晨曦, 等. 喷管对旋转爆震发动机性能影响的实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(10): 2443-2453.
GAO Jian, MA Hu, PEI Chenxi, et al. Experiment of effect of nozzle shapes on the performance of rotating detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(10): 2443-2453. (in Chinese)
- [23] DRISCOLL R, AGHASI P, GEORGE A S, et al. Three-dimensional numerical investigation of reactant injection variation in a H₂/air rotating detonation engine[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(9): 5162-5175.
- [24] 徐雪阳, 卓长飞, 武晓松, 等. 非预混喷注对旋转爆震发动机影响的数值研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(4): 1184-1195.
XU Xueyang, ZHUO Changfei, WU Xiaosong, et al. Numerical simulation of injection schemes with separate supply of fuel and oxidizer effects on rotating detonation engine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(4): 1184-1195. (in Chinese)
- [25] ANDRUS I Q, POLANKA M D, KING P I. Experimentation of premixed rotating detonation engine using variable slot feed plenum[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(6): 1448-1458.
- [26] 卓长飞, 武晓松, 封峰. 底部排气弹三维湍流燃烧的数值模拟[J]. *固体火箭技术*, 2013, 36(6): 720-726.
ZHUO Changfei, WU Xiaosong, FENG Feng. Numerical simulation of three-dimensional turbulent combustion of the base bleed projectile[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, 36(6): 720-726. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅)