

氢氧旋转爆震传播特性研究^{*}

范良忠, 史 强, 林 伟, 王家森, 聂万胜

(航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘 要: 为揭示基于氢氧推进剂的旋转爆震火箭发动机的应用潜力, 在环形燃烧室内开展了氢气/氧气旋转爆震试验, 并基于 OpenFOAM 代码进行了三维非预混高保真数值仿真工作。试验研究表明, 燃烧室内存在 6 个以上同向旋转爆震波, 频率约为 36.6kHz。同等工况的仿真结果显示, 爆震波经过一系列对撞调整过程后演化为 7 个同向传播的爆震波, 波头高度约 7mm。稳定阶段的平均频率为 45.7kHz, 传播速度为 Chapman-Jouguet 爆震速度的 87%。传播过程中爆震波保持着波阵面、接触面、滑移线等典型结构。然而, 新鲜混气在接触面发生了显著爆燃, 这可能导致氢氧旋转爆震发动机的性能损失。

关键词: 旋转爆震; 氢气/氧气; 非预混进气; 爆燃; 多波模态

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210605-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210605

Propagation Characteristics of Hydrogen/Oxygen Rotating Detonation

FAN Liang-zhong, SHI Qiang, LIN Wei, WANG Jia-sen, NIE Wan-sheng

(Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: The paper presents a rotating detonation experiment powered by hydrogen/oxygen in an annular combustor to reveal the potential of the hydrogen/oxygen propellant-based rotating detonation rocket engine. Further, a three-dimensional non-premixed high-fidelity numerical simulation was conducted based on OpenFOAM code. The experimental results show more than six co-rotating detonation waves in the combustion chamber, and the frequency is about 36.6kHz. The numerical results under the same working condition show seven detonation waves propagating in the same direction, and the waves' height is about 7mm. The average frequency in the stable stage is 45.7kHz, and the propagation speed is 87% of the Chapman-Jouguet detonation speed. Moreover, it finds that the detonation waves maintain the typical structures such as wavefront, contact surface, and slip line. However, the fresh mixture has deflagrated severely on the contact surface, which may result in a performance deficit of hydrogen/oxygen rotating detonation engines.

Key words: Rotating detonation; Hydrogen/oxygen; Non-premixed injection; Deflagration; Multi-wave mode

^{*} 收稿日期: 2021-09-01; 修订日期: 2021-11-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (11902361; 51876219)。

作者简介: 范良忠, 硕士生, 研究领域为连续旋转爆震发动机、液体火箭发动机燃烧不稳定。

通讯作者: 林 伟, 博士, 讲师, 研究领域为爆震发动机技术、空间推进技术。

引用格式: 范良忠, 史 强, 林 伟, 等. 氢氧旋转爆震传播特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11):210605. (FAN Liang-zhong, SHI Qiang, LIN Wei, et al. Propagation Characteristics of Hydrogen/Oxygen Rotating Detonation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210605.)

1 引言

爆震燃烧近似于等容燃烧,具有释热快、热效率高优点,在新型化学推进系统中有很好的应用前景^[1-2]。在各种形式的爆震中,旋转爆震因其一次点火便可连续传播的特点得到了广泛关注^[3],并先后在圆盘形^[4]、圆环形^[5]与空心圆柱形^[6]燃烧室中都实现了稳定自持。

研究人员围绕不同相态的推进剂开展了大量旋转爆震研究。固相燃料属于低活性燃料,但是Dunn等^[7]的试验证明了煤颗粒的反应能力足以支持环形燃烧室中的旋转爆震。液体燃料方面,煤油是目前航空工业中使用最广泛的燃料。然而常温液态煤油与空气反应的活性较低导致起爆困难^[8],试验研究中主要有两种解决方案:在燃料中加入少量氢气^[9-10]或采用富氧空气作为氧化剂^[11-12]。Bykovskii等^[13-14]对添加少量氢气的煤油/空气两相混合物开展了连续旋转爆震试验。他们在不同流量的环形燃烧室中获得了1~5个爆震波,并发现通过液体煤油吹扫气态氢可以减少额外氢的比重。

气态燃料的研究则以甲烷、氢气为主。近年,甲烷作为优质的清洁能源得到广泛关注。但是在不提供助燃添加剂的前提下实现甲烷/空气稳定旋转爆震并不容易^[15]。Walters等^[16]在试验中获得了间歇性的单一爆震波和稳定的反向爆震波。Liu等^[15]在相对较小的燃烧室内实现了接近理论速度的甲烷/空气稳定爆震。Peng等^[17]采用氢气、乙烯、甲烷三种燃料分别与空气反应进行了一系列旋转爆震试验。试验中爆震波随着当量比的变化显示出从不稳定传播到稳定自持的趋势。其中,氢气/空气爆震出现同向双波模式,并且氢气的爆震边界比乙烯和甲烷更宽。Liu等^[18-19]验证了氢气/空气连续旋转爆震可在大范围的质量流量和当量比条件下稳定运行,并观察到单波、双波和单双波切换现象。在此基础上,Lin等^[20-21]研究了可持续的对撞模式。Xie等^[22]试验研究发现随着氢气/空气当量比的变化,将出现快速爆燃、不稳定爆震以及稳定爆震三种典型燃烧模式。Burke等^[23]的研究表明,主流氧化剂中添加低于贫燃极限的氢气可以改善爆震波的运行状况。Anand等^[24]的研究结果指出,喷油孔的数量、喷注面积不仅影响爆震波的稳定性,还对波头的数量有重大影响。由于空气作为氧化剂的旋转爆震波具有良好的可持续性,因此得到了深入的研究,而氧气相关的工作则较少。

空气中的氮气一方面作为惰性气体降低了化学

反应速率;另一方面,在相同燃料流量和当量比的条件下,空气比氧气具有更高的流速。因此,在氧气作为氧化剂的爆震试验中,爆震波将表现出显著不同的行为。Lin等^[25-26]采用甲烷/氧气组合,在当量比为0.665时获得了多波模式的连续旋转爆震,并发现增大流量是维持稳定爆震的必要条件。Nair等^[27]在一系列质量流量和当量比下研究了甲烷/氧气爆震的排气特性,揭示了寄生爆燃与调节等非理想行为。Prakash等^[28]针对甲烷/氧气旋转爆震发动机开展了高保真的数值仿真工作,并对混合和爆震之间的相互作用进行了详细的统计分析。普渡大学Stechmann^[29]对带有超声速喷嘴的分级燃烧旋转爆震发动机进行了试验研究,结果表明,相比于甲烷,氢气作为燃料时燃烧室的行为更倾向于爆燃,部分试验中出现了类似火箭发动机自激不稳定的极限环振荡特征。Sosa等^[30]在不同当量比的氢气/氧气(H_2/O_2)爆震试验中发现连续五波同向旋转的传播模式。

综上所述,化学反应活性的提高可能导致爆震行为复杂化,波头数增加是其典型表现之一。而 H_2/O_2 作为活性极高的推进剂组合,理论上具有在火箭基爆震发动机中应用的潜力,然而公开的相关研究资料却较少,导致人们对 H_2/O_2 旋转爆震的流场特征及爆震波传播特性认识较为模糊。本文在实现 H_2/O_2 旋转爆震试验的基础上,针对相同工况开展了三维非预混数值模拟,复现了从单一起爆源调整到多爆震波同向传播的过程,着重讨论了高活性推进剂爆震的流场特点,为更好地认识氢氧旋转爆震提供一定参考。

2 试验研究

本文以 H_2/O_2 为推进剂开展了连续旋转爆震试验,当量比取 $ER=0.6$ 。推进剂输送系统、测量和控制系统集中在一个试验平台上,在文献[20]中有详细介绍。

图1为旋转爆震燃烧室结构示意图。它有一个环形燃烧室,外套筒的内径为100mm,从氧化剂通道的喉部开始测量,套筒长度为75mm。内筒直径为90mm,环形腔的厚度 $\delta=5\text{mm}$ 。氧气(O_2)从环形拉瓦尔喷嘴狭缝轴向喷射,狭缝喉部宽度为0.2mm。氢气(H_2)通过90个直径为0.8mm的均布倾斜喷孔以与轴线呈 60° 入射。为了测量燃烧室内的压力,在壁面沿轴向布置了七个压力传感器,第一个传感器($P_{15\text{mm}}$)位于距离环缝喉部5mm的位置,其余间隔10mm线性排列。此外,为了记录爆震燃烧的高频动态压力,一

个PCB高频动态压电传感器(PCB_{10mm})安装在距离燃烧室喉部10mm的壁面上。高频测点的布置原则是在能够确定爆震传播特性的前提下,尽量减少测点以便保护传感器。因为在氧气氛围里,传感器的烧蚀难以完全避免。

试验过程的管路压力、流量等测量结果如图2所示。图2(a)记录了各组分的主管路压力($p_{\text{main}_H_2}$, $p_{\text{main}_O_2}$, p_{main_air}),射流出口压力($p_{\text{jet}_H_2}$, $p_{\text{jet}_O_2}$)和质量流率(m_{H_2} , m_{O_2} , m_{air})。从时序上看,氧路于100ms时打开,推进剂供应压力和流量总体上是稳定的。随后 H_2 通道被打开($t=380ms$),并于547ms(时序设定结果)时启动预爆管形成点火的热射流。由于 H_2/O_2 燃烧的温度较高,为了保护燃烧室及传感器,空气(air)作为吹除气于595ms开始进入燃烧室。因为空气和氧气共用氧气喷注腔,因而能够看到从约595ms时氧腔压力升高。氢气、氧气、空气分别于630ms,800ms,1000ms时刻依次启动关闭动作。因此,燃烧过程经历了 H_2/O_2 和 $H_2/O_2/air$ 两个阶段, H_2/O_2 爆震持续近50ms。图2(b)记录了燃烧室轴向不同位置的

动预爆管到开始爆震存在时间延迟,因此,图2(b)中显示从575ms后各测点的压力开始升高。燃烧室头部位置传感器($P_{1.5mm}$)测得的压力最大,并沿轴向呈逐渐降低的趋势。35~55mm的压力相近,这也说明了主要的燃烧区小于该高度范围。

3 数值方法与物理模型

3.1 控制方程与数值方法

本文计算采用RyrhoCentralFoam求解器。该求解器是基于OpenFOAM完全可压缩标准求解器rhoCentralFoam开发的多组分反应代码^[31]。控制方程包括:质量、动量、能量以及组分方程,依次表示为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot [\rho \mathbf{u}] = S_{\text{mass}} \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho \mathbf{u})] + \nabla p + \nabla \cdot \mathbf{B} = S_{\text{mom}} \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho E)] + \nabla \cdot [\mathbf{u}p] - \nabla \cdot [\mathbf{B} \cdot \mathbf{u}] + \nabla \cdot (-kT) = \dot{\omega}_T + S_{\text{energy}} \quad (3)$$

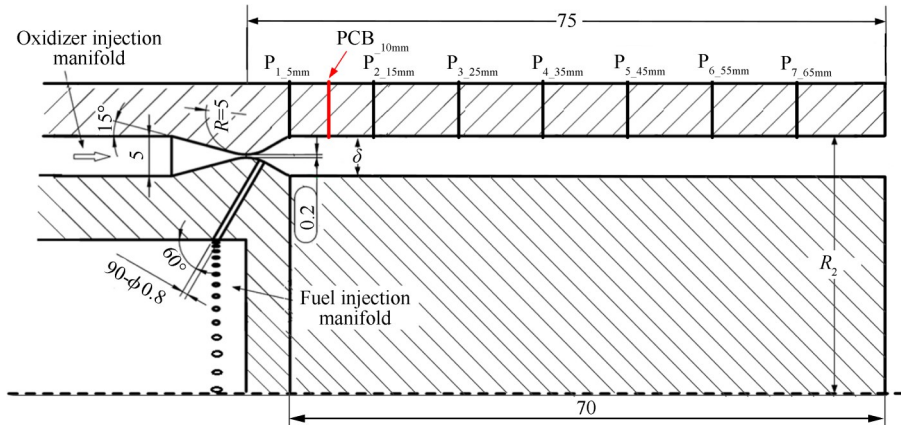


Fig. 1 Schematic of the rotating detonation combustor (mm)

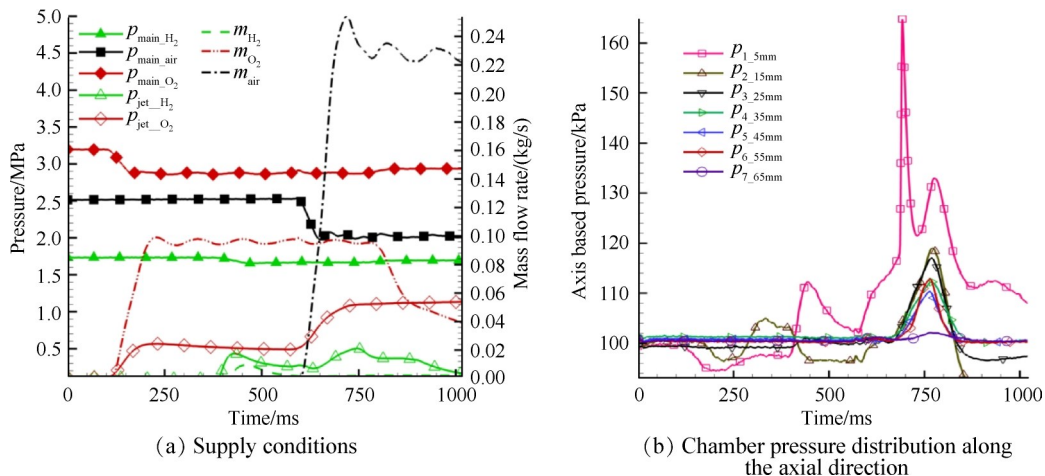


Fig. 2 Propellant supply conditions upstream of the combustor and chamber pressure distribution along the axial direction

$$\frac{\partial \rho Y_n}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho Y_n)] + \nabla \cdot \mathbf{s}_n = \dot{\omega}_n + S_{\text{species},n}, \quad (4)$$

$$(n = 1, \dots, N - 1)$$

式中 ρ, t 分别表示密度和时间, $\mathbf{u}$ 是速度矢量, $S_{\text{mass}}, S_{\text{mom}}, S_{\text{energy}}$ 和 $S_{\text{species},n}$ 是化学反应源项。对于式(2),粘性应力张量 $\mathbf{B} = -2\mu \text{dev}(\mathbf{D})$,其中 μ 是动力粘度, $\mathbf{D}$ 是应变梯度张量。 p 表示压力,由理想气体状态方程有 $p = \rho RT$,其中 R 是理想气体常数, T 为温度。式(3)中的 E 表示总内能, k 是导热系数, $\dot{\omega}_T$ 为释热率。组分方程中 Y_n, s_n 以及 $\dot{\omega}_n$ 依次是第 n 种组分的质量分数、质量通量和净生成率。

控制方程通过以单元为中心的有限体积法进行离散。采用总变差不增格式(TVD)离散能量和组分方程中的对流项,扩散项采用二阶中心差分格式。对式(2)能量方程中的对流项采用二阶中心迎风Kurganov, Noelle 和 Petrova 格式(KNP),并对通量采用van-leer限制器保证了数值稳定性。KNP格式被证明在激波捕捉方面有良好的精度^[32-33]。关于该求解器更详细的内容可以参考文献[33]。

时间离散采用二阶隐式格式,最大时间步长设置为 $5 \times 10^{-9} \text{s}$,在此基础上启用自适应时间步($CFL < 0.5$)。 H_2/O_2 燃烧模拟采用9组分19步化学反应模型^[34]。该模型被广泛应用于爆震相关的数值研究^[35-37]。此外,嵌入本文的求解器得到的结果在点火延迟、爆震速度等方面与理论值拟合良好^[38]。

3.2 物理模型

本文基于图1所示的燃烧室结构建立数值模型,开展三维仿真工作。计算域和边界条件如图3所示。蓝色区域表示入口,出口位于底部;蓝色箭头和红色箭头分别表示它们的法线方向。红色矩形区域($4\text{mm} \times 10\text{mm}$)是启动旋转爆震的高能点火区域。由图2(a)可知,试验中的流量记录是基本稳定的,因此本文将入口条件设置为固定质量流量边界。 H_2, O_2 的质量流量分别为 6.75g/s 和 90g/s 。固定质量流量入口不必指定气流的总压,总温则初始化为 300K 。出口为可回流边界,背压设置为 0.1MPa 。

对于非预混旋转爆震的数值模拟,须在开始化

学反应之前建立稳定的掺混流场。因此,在 $t=0$ 时,全局统一初始化,数值列于表1。约 0.7ms 后,赋予点火域高温高压($p=1\text{MPa}, T=2000\text{K}$)模拟试验中预爆管的作用以启动旋转爆震。不同于试验的是,试验中高温、高压的燃气以极高的速度切向射入燃烧室。然而,强制激励的高速区域将导致数值不稳定,因此仿真中点火域未指定初始速度。该设置类似于电火花放电点火方式,而试验表明^[29,39],点火方式与爆震波稳定流场没有必然关联。

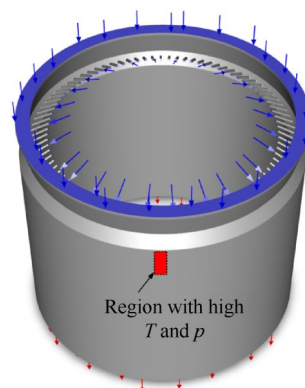


Fig. 3 Computational domain and boundary conditions of the annular combustor

Table 1 Initial conditions for the simulation

Parameter	Value
Pressure/MPa	0.1
Temperature/K	300
Composition	0.233 O_2 0.767 N_2
Velocity/(m/s)	0

前人的研究指出,将三维旋转爆震计算域的单元尺寸控制在 $0.2 \sim 0.5\text{mm}$ 是合适的^[40-42]。本文在正式开展仿真工作前于图4所示的模型中验证网格精度。测试计算域为矩形区域,长度和宽度分别是 1000mm 和 40mm ,垂直纸面方向为一个单位网格尺度。初始化时全场充满 H_2/O_2 混合物($ER=0.6$),红色高能点火区启动化学反应开始爆震过程。左侧是壁面边界,爆震波向右发展,两侧的周期边界条件避免反射干扰。三组测试网格尺度分别为 $0.2\text{mm}, 0.4\text{mm}$ 和 0.6mm 。

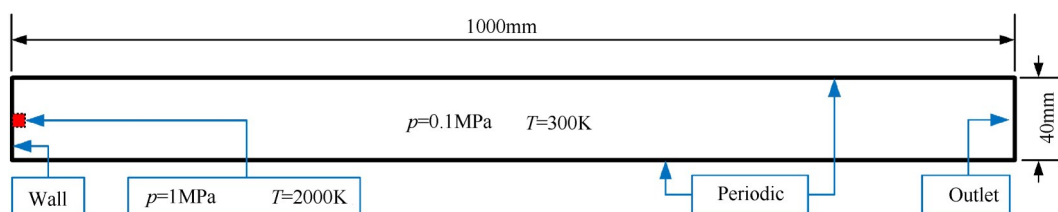


Fig. 4 Computational domain and boundary conditions of the test case

图 5 显示了距左侧壁面 800mm 处监测点的压力曲线。可以看出,0.2mm 和 0.4mm 算例的压力跃升时间基本重合,0.6mm 曲线略有滞后。说明前两者的爆震波传播速度十分接近,且略快于 0.6mm 算例。值得注意的是,高精度的网格显示了更多精细的微小振荡。继续加密网格可能会得到更精细流场信息,然而,在三维数值模拟中全局采用 0.2mm 的网格已经需要巨大的计算资源。另一方面,测试结果表明对于速度、压力等宏观流场特征而言,0.4mm 的网格是足够精确的。

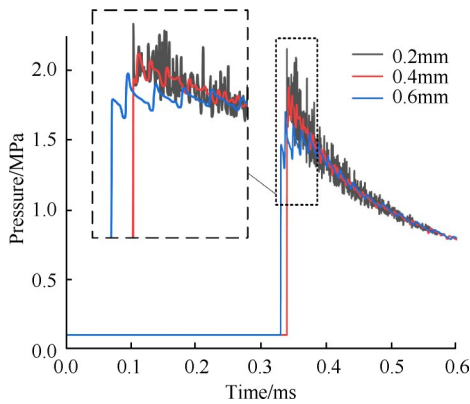


Fig. 5 Pressure histories of three grid sizes at 800mm downstream of the ignition position

控制网格尺寸在 0.2 ~ 0.4mm,对于图 3 所示的计算域,本文利用三套网格开展了关于反应物混合的网格无关性验证。网格量分别为 4178130 单元 (Mesh #1)、4656170 单元 (Mesh #2) 和 5234850 单元 (Mesh #3),最小正交质量达 0.72 (Minimum Orthogonal Quality=1 为最佳)。H₂ 和 O₂ 入口的质量流量分别为 6.75g/s 和 90g/s。图 6 显示了 $t=0.7\text{ms}$ 时刻,三种网格下燃烧室截面 H₂ 质量分数的分布情况;结果具有较好的一致性。最终,采用 Mesh #2 进行后续的爆震仿真研究。

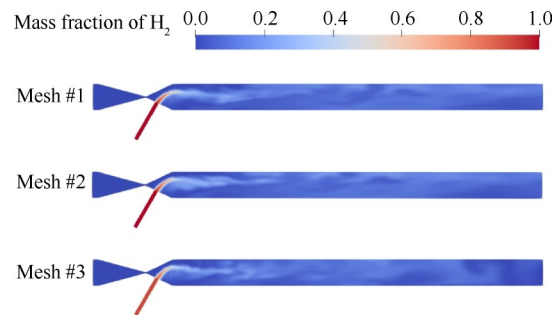


Fig. 6 Hydrogen distribution of three mesh models in the combustion chamber section at $t=0.7\text{ms}$

4 结果与讨论

4.1 试验高频压力信号分析

图 7(a) 显示了试验过程中距喉部下游 10mm 处高频压力传感器的信号。较为显著的 H₂/O₂ 爆震大约持续了 50ms,随着吹除空气进入燃烧室,压力信号降低,直至无明显爆震现象。关阀延迟导致 H₂/O₂/air 三者在燃烧室内有一段交集,导致试验后期出现了类似 H₂/air 旋转爆震的特征。典型表现是爆震波压力峰值显著高于此前 H₂/O₂ 爆震阶段的压力峰值。由于 H₂/O₂/air 爆震阶段燃烧室内三种工质处于调整变化的不稳定供应阶段,而空气进入燃烧室的本意是进行吹除冷却,因此本文的讨论重点放在 H₂/O₂ 爆震阶段。

该阶段的压力曲线放大显示在图 7(b)。图中显示爆震过程有两个显著不同的峰值,放大后如图 7(c),(d) 所示,前者出现非正常的“毛刺”干扰,而后的压力变化过程则要光滑得多。这里判断“毛刺”不是真实的压力信息,而是采集或信号传输过程中的电磁干扰,这点与“Transition”阶段的毛刺来源是一致的。

H₂/O₂ 爆震阶段的快速傅里叶变换结果示于图 8。变换后表现出单一主频——36.6kHz。这说明虽然该过程仅持续了 50ms,但是压力波在燃烧室内实现了稳定传播。36.6kHz 的主频表明燃烧室内存在多个爆震波。然而,由于试验中没有采取高速相机从尾部观测等辅助技术手段,波头个数难以准确确定。根据燃烧室内起爆前的压力以及当量比等初始状态,可以计算得到 Chapman-Jouguet (CJ) 爆震速度 $v_{CJ} = 2442\text{m/s}$ 。单个爆震波以理论速度传播时通过测点的频率约为 7.77kHz,试验频率是理论频率的 4.7 倍。考虑到实际试验中非预混工质的爆震速度将低于预混气中的 CJ 理论值,因此实际波头数可能会略有增加。这里初步估计试验中存在 5 ~ 7 个波。

值得注意的是,图 7 中压力振荡的振幅仅 0.1 ~ 0.2MPa,显著低于该工况下的 CJ 爆震压力 (约 1.8MPa)。这里推测有两种可能的解释:其一,试验实现了 H₂/O₂ 旋转爆震,但爆震波数量较多导致波头高度较小,而高频传感器的安装位置处于爆震波下游,因此未能测得真实的爆震锋面压力;其二,试验未实现旋转爆震,而是 H₂/O₂ 的震荡燃烧。对于非预混的旋转爆震试验,推进剂几乎不可能完全以爆震的形式燃烧^[43]。特别地,对于反应活性极高的 H₂/O₂,爆燃的比例有所增加,使其更接近震荡燃烧现象^[29]。

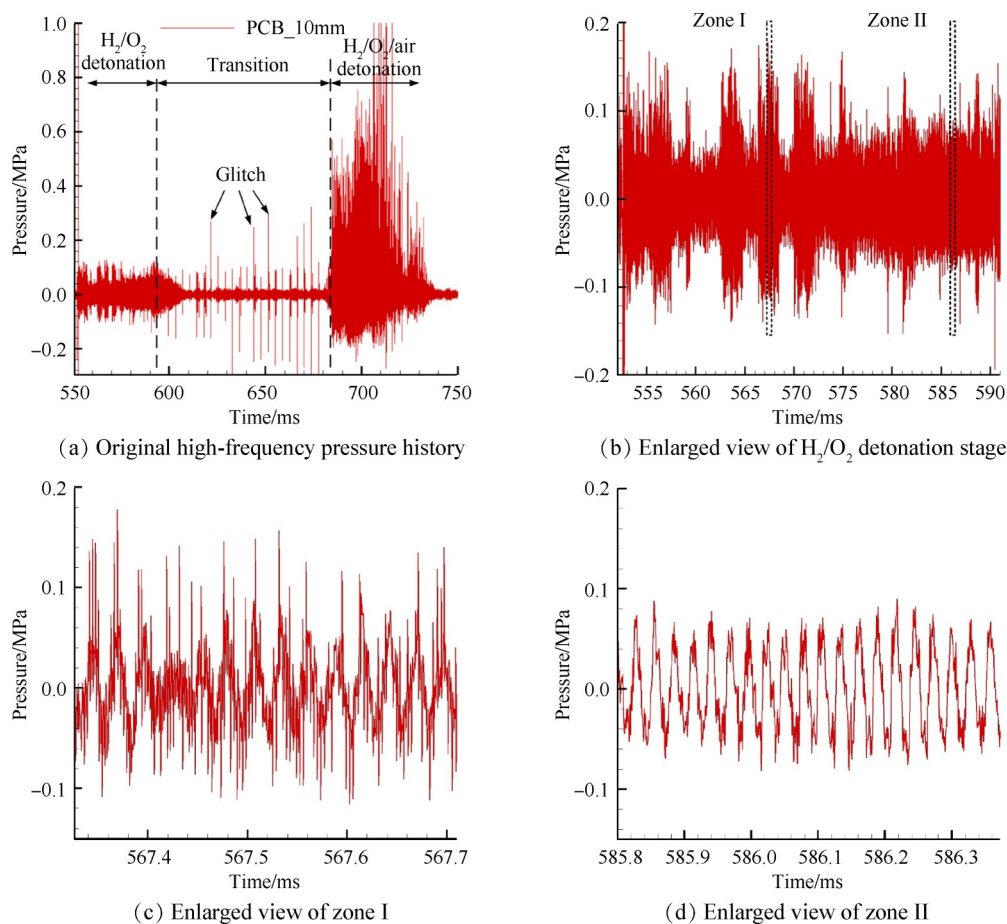


Fig. 7 Histories of the PCB high-frequency record

受测量手段的局限,本节难以通过已有的试验数据准确判断燃烧室内的燃烧状态。此外,试验中虽然获得了流量、压力等信息,但对燃烧室内的流场特征知之甚少。鉴于此,下文将结合数值模拟来共同分析其传播特性。

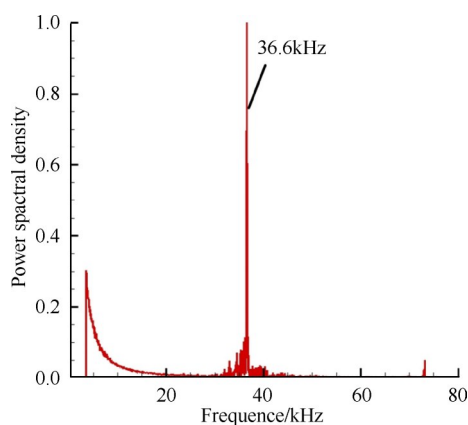


Fig. 8 FFT results

4.2 仿真结果

图9为上述试验工况下数值模拟得到的压力云图,右侧为环形燃烧室中间截面的展开图($R_2=$

47.5mm)。黑色虚线表示燃烧室喉部的位置。距喉部2mm,5mm和10mm处三条曲线上的压力沿X方向的分布如图10所示。图9中存在7个强度各异同向旋转爆震波,在10mm处(试验中PCB传感器的安装位置),各波的压力峰值仅0.2~0.3MPa,该压力与图7试验结果基本吻合,印证了本文仿真结果具有一定的参考价值。此外,2号和3号波在2mm处的压力峰值超过了1MPa,3号波的高压区则在距喉部5mm附近,其余强度较弱的波峰面的压力也在0.6MPa以上。虽然各波面的压力仍低于预混气的CJ爆震压力,但是在非预混条件下似乎是合理的。Sun等^[40,44]对非预混H₂/air旋转爆震进行了数值模拟,得到的爆震压力也低于相应条件下的CJ理论值。综上分析,本文燃烧室内确实发生了多波旋转爆震,但是压力向下游迅速衰减,维持合理爆震压力的距离较短。

燃烧室氧化剂通道喉部下游10mm处监测点压力随时间变化的轨迹如图11所示。截取其中4个时刻的压力云图,并取 $R_2=47.5$ mm环面展开显示在图12中。 $t=0.70532$ ms时,由单一高能区域启动化学反应,形成两道爆震波背向传播。随后一系列对撞过

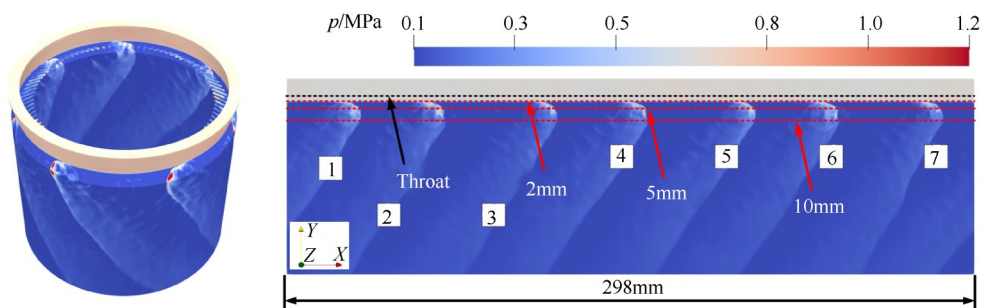


Fig. 9 Instantaneous pressure contour of steady state ($t=1.9186\text{ms}$)

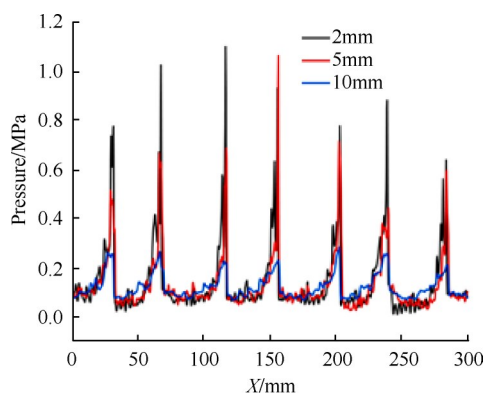


Fig. 10 Pressure distribution of red lines in Fig. 9

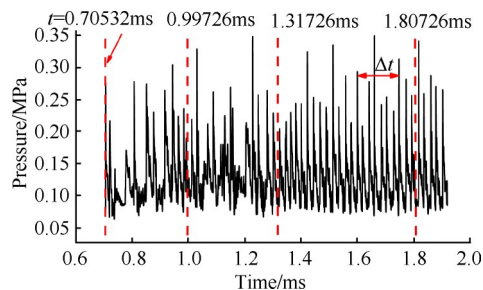


Fig. 11 Histories of the numerical simulation's pressure

程导致了不同强度的压力波系^[45] ($t=0.99726\text{ms}$)。经过约 0.6ms 混沌阶段后,于 $t=1.31726\text{ms}$ 初步调整为 7 个同向旋转爆震波。由图 10 可知,爆震波的强度并不均匀,相邻爆震波之间的间距处于动态调整状态($t=1.80726\text{ms}$)。

4.3 H_2/O_2 旋转爆震速度特性及流场结构分析

本文 H_2/O_2 旋转爆震的传播速度小于 CJ 爆震速度。当量比 $ER=0.6$ 时, CJ 理论速度 $v_{\text{CJ}}=2442\text{m/s}$ 。而图 11 中稳定传播阶段同一个爆震波两次通过监测点的时间间隔 $\Delta t=0.148\text{ms}$,通过周长折算为传播速度 $v=2123\text{m/s}$,即约为 $87\%v_{\text{CJ}}$ 。造成速度亏损的原因有很多,例如燃烧室宽度^[46]、反应物混合条件^[43]等。对比 Sosa 等^[30]在试验中改变流量与当量比 (0.95~1.70) 获得的 H_2/O_2 旋转爆震波的传播速度,其也仅达 $71.3\%\sim76.1\%v_{\text{CJ}}$ 。假设本文试验阶段的波头

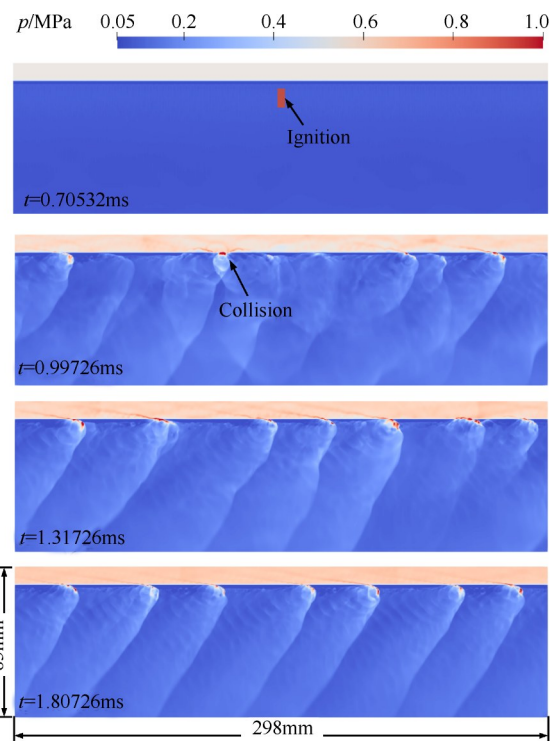


Fig. 12 “Unwrapped” views of the rotating detonation combustor's pressure contours

数量为 5,则爆震的平均波速达 $94.2\%v_{\text{CJ}}$,结果显著偏大。因此,推测本文试验中爆震波的数量在 6 个以上。

图 13 (a) 为 $t=1.80726\text{ms}$ 时的温度场在 $R_2=47.5\text{mm}$ 环形截面的展开图。图中显示了接触面、滑移线等典型结构,波前楔形的新鲜混气填充区为爆震波的存在提供了直接证据。但由于 H_2/O_2 极高的化学反应活性,新鲜可燃气体与高温已燃产物的接触面发生了剧烈燃烧。即图 13(a) 中矩形框内锯齿状的高温区域,放大显示在图 13(b) 中。这部分推进剂(燃料)以爆燃的形式消耗,可能对 H_2/O_2 旋转爆震发动机的性能产生消极影响。

图 13 (a) 中测得爆震波高度 $h\approx7\text{mm}$,显著低于 H_2/air 爆震的情况。Sun 等^[40]的仿真结果显示, H_2/air

旋转爆震波的高度可达28mm。分析原因,一方面是入口流速差异导致的。相同质量氢气参与反应所需空气的流量显著大于纯氧情况,从而前者在单位时间能填充更多的新鲜混气。这意味着更大的填充高度。另一方面,因为 H_2/O_2 化学反应的活性较高,所以其具有更小的胞格尺寸 λ 。根据Bykovskii等^[47]提出的爆震波高度估值计算式 $h \approx (12 \pm 5)\lambda$ 可知, H_2/O_2 爆震相较 H_2/air 爆震具有更低的波头高度。当混气的填充高度超过上述经验值时,便可能形成多波爆震。因此 H_2/O_2 爆震通常表现出多波头的特点^[29-30],而在燃烧室直径与本文相当的 H_2/air 爆震试验中仅维持了1~2个波^[6,17-20]。可见, H_2/air 旋转爆震较低的波头高度是图9中10mm处的压力显著降低的重要原因。在高活性推进剂的爆震试验中,为获得真实的爆震压力,高频压力传感器的布置应该尽量靠近燃烧室头部。另一方面爆震波高度低说明燃料的化学能在比较短的距离内就完成了转换,亦即,采用高活性推进剂可以极大缩短爆震燃烧室的长度,这可能为发动机的减重提供参考。

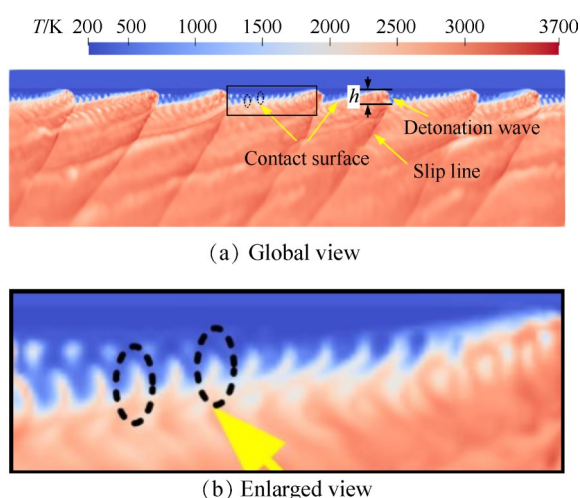


Fig. 13 “Unwrapped” views of the rotating detonation combustor’s temperature contour

本文仿真与试验都体现了 H_2/O_2 旋转爆震多重波的特点,并且相同位置处压力峰值的一致性较好。说明本文仿真结果对 H_2/O_2 旋转爆震传播特性和流场特征的研究具有一定参考意义。但是二者在传播频率方面存在较大出入。数值计算稳定传播阶段的平均频率为45.7kHz,而试验结果仅36.6kHz。造成差异的原因是多方面的。首先,试验中的波头数量可能比仿真结果少。多重爆震波是由单一点火源经混沌阶段对撞调整而来,要通过数值模拟精确复现该物理过程是困难的。其次,本文虽然对爆震速度的网

格精度进行了验证,但是解析爆震波结构要求在诱导区长度内至少拥有8个节点,而这在三维仿真计算中几乎是无法接受的。网格精度不足可能导致混沌阶段调整过程的失真。此外,数值计算的掺混过程更加理想化,更加均匀的可燃混气有利于爆震波的形成与传播。另一方面,试验中壁面效应等因素也贡献了速度亏损^[48]。最后,数值仿真本身是一个模化的过程,化学反应模型、湍流模型等数值方法也将对仿真结果产生难以预估的影响。

5 结论

本文试验实现了 H_2/O_2 旋转爆震,并针对性开展了高保真三维数值仿真工作。结果表明 H_2/O_2 旋转爆震具有多重波和较低波头高度的特点:

(1) 试验中 H_2/O_2 旋转爆震燃烧室内存在6个以上同向旋转爆震波。高频压力传感器记录的压力振荡峰值较低,可能是爆震波的高度太小,而传感器的安装位置离燃烧室头部较远所致。

(2) 仿真结果显示,单一热源产生的爆震波经过混沌阶段的对撞过程后,调整为7个同向旋转爆震波,波速约为 $87\%v_{CJ}$;调整时间在ms量级。

(3) 数值计算结果表明, H_2/O_2 旋转爆震具有完整的爆震波结构,但是有相当一部分推进剂在接触面以爆燃的形式消耗。这可能不利于旋转爆震发动机的性能。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Wolański P. Detonative Propulsion [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [2] 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. (WANG Bing, XIE Qiao-feng, WEN Hao-cheng, et al. Research Progress of Detonation Engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 721-737.)
- [3] 王健平, 张树杰, 姚松柏. 连续爆轰发动机的研究进展 [J]. 宇航总体技术, 2019(2): 12-25.
- [4] Voitsekhevskii B V. Maintained Detonations [J]. *Soviet Physics Doklady*, 1960, 4(1).
- [5] 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.
- [6] Lin W, Tong Y, Lin Z, et al. Propagation Mode Analysis on H_2 -Air Rotating Detonation Waves in a Hollow Combustor [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12).

- [7] Dunn I B, Malik V, Flores W, et al. Experimental and Theoretical Analysis of Carbon Driven Detonation Waves in a Heterogeneously Premixed Rotating Detonation Engine[J]. *Fuel*, 2021, 302(2).
- [8] 刘道坤. 液体燃料旋转爆震发动机起爆过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [9] Wolański, Piotr. Application of the Continuous Rotating Detonation to Gas Turbine[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, 782(8): 3-12.
- [10] Kindracki J. Experimental Research on Rotating Detonation in Liquid Fuel-Gaseous Air Mixtures[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43(2): 445-453.
- [11] Meng H, Zheng Q, Weng C, et al. Propagation Mode Analysis of Rotating Detonation Waves Fueled by Liquid Kerosene[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 187(12): 248-258.
- [12] Zheng Q, Meng H L, Weng C S, et al. Experimental Research on the Instability Propagation Characteristics of Liquid Kerosene Rotating Detonation Wave[J]. *Defence Technology*, 2020, 16(6): 1106-1115.
- [13] Bykovskii F, Zhdan S, Vedernikov E. Continuous Spin Detonation of a Heterogeneous Kerosene-Air Mixture with Addition of Hydrogen[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2016, 52(3): 371-373.
- [14] Bykovskii F, Zhdan S, Vedernikov E. Continuous Detonation of the Liquid Kerosene-Air Mixture with Addition of Hydrogen or Syngas[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2019, 55(5): 589-598.
- [15] Liu S J, Huang S Y, Peng H Y, et al. Characteristics of Methane-Air Continuous Rotating Detonation Wave in Hollow Chambers with Different Diameters[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 183(4): 1-10.
- [16] Walters I V, Gejji R M, Heister S D, et al. Flow and Performance Analysis of a Natural Gas-Air Rotating Detonation Engine with High-Speed Velocimetry[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 232(5).
- [17] Peng H Y, Liu W D, Liu S J, et al. Hydrogen-Air, Ethylene-Air, and Methane-Air Continuous Rotating Detonation in the Hollow Chamber[J]. *Energy*, 2020, 211(1).
- [18] Liu S J, Lin Z Y, Liu W D, et al. Experimental Realization of H_2 /Air Continuous Rotating Detonation in a Cylindrical Combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2012, 184(9): 1302-1317.
- [19] 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 Shi-jie, LIU Wei-dong, LIN Zhi-yong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (I): One Direction Mode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 138-144.)
- [20] 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): 1980-1993.
- [21] 刘世杰, 林志勇, 刘卫东, 等. 连续旋转爆震波传播过程研究(II): 双波对撞传播模式[J]. 推进技术, 2014, 35(2): 269-275. (LIU Shi-jie, LIN Zhi-yong, LIU Wei-dong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (II): Two-Wave Collision Propagation Mode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(2): 269-275.)
- [22] Xie Q, Wen H, Li W, et al. Analysis of Operating Diagram for H_2 /Air Rotating Detonation Combustors under Lean Fuel Condition[J]. *Energy*, 2018, 151(5): 408-419.
- [23] Burke R, Rezzag T, Dunn I, et al. The Effect of Premixed Stratification on the Wave Dynamics of a Rotating Detonation Combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(54): 27816-27826.
- [24] Anand V, George A, Driscoll R, et al. Investigation of Rotating Detonation Combustor Operation with H_2 -Air Mixtures[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(2): 1281-1292.
- [25] Lin W, Zhou J, Liu S, et al. An Experimental Study on CH_4/O_2 Continuously Rotating Detonation Wave in a Hollow Combustion Chamber[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2015, 62(6): 122-130.
- [26] 林 伟. 连续旋转爆震波传播机理, 工作特性及其在推进中的应用研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [27] Nair A P, Lee D D, Pineda D I, et al. Methane-Oxygen Rotating Detonation Exhaust Thermodynamics with Variable Mixing, Equivalence Ratio, and Mass Flux[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 113(2).
- [28] Prakash S, Raman V, Lietz C F, et al. Numerical Simulation of a Methane-Oxygen Rotating Detonation Rocket Engine[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(3): 3777-3786.
- [29] Stechmann D P. Experimental Study of High-Pressure Rotating Detonation Combustion in Rocket Environments[D]. *West Lafayette: Purdue University*, 2017.
- [30] Sosa J, Burke R, Ahmed K A, et al. Experimental Evidence of H_2/O_2 Propellants Powered Rotating Detonation Waves[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 214(12): 136-138.
- [31] Huang Z, Zhao M, Xu Y, et al. Eulerian-Lagrangian Modelling of Detonative Combustion in Two-Phase Gas-Droplet Mixtures with OpenFOAM: Validations and Verifications[J]. *Fuel*, 2021, 286(9).

- [32] Greenshields C, Weller H, Gasparini L, et al. Implementation of Semi-Discrete, Non-Staggered Central Schemes in a Collocated, Polyhedral, Finite Volume Framework, for High-Speed Viscous Flows[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2009, 63(1): 1–21.
- [33] Zhang H, Zhao M, Huang Z. Large Eddy Simulation of Turbulent Supersonic Hydrogen Flames with OpenFOAM [J]. *Fuel*, 2020, 282(2).
- [34] Conaire M, Curran H J, Simmie J M, et al. A Comprehensive Modeling Study of Hydrogen Oxidation[J]. *International Journal of Chemical Kinetics*, 2004, 36(11): 603–622.
- [35] Liu X Y, Luan M Y, Chen Y L, et al. Flow-Field Analysis and Pressure Gain Estimation of a Rotating Detonation Engine with Banded Distribution of Reactants[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(38): 19976–19988.
- [36] Pal P, Kumar G, Drennan S A, et al. Multidimensional Numerical Simulations of Reacting Flow in a Non-Premixed Rotating Detonation Engine[C]. *Phoenix: ASME Turbo Expo*, 2019.
- [37] Bengoechea S, Reiss J, Lemke M, et al. Adjoint-Based Optimisation of Detonation Initiation by a Focusing Shock Wave[J]. *Shock Waves*, 2021, 31(2).
- [38] Zhao M, Li J M, Teo C J, et al. Effects of Variable Total Pressures on Instability and Extinction of Rotating Detonation Combustion[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2020, 104(1): 261–290.
- [39] 刘世杰. 连续旋转爆震波结构, 传播模态及自持机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
- [40] Sun J, Zhou J, Liu S, et al. Numerical Investigation of a Non-Premixed Hollow Rotating Detonation Engine [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(31): 17084–17094.
- [41] Yao S, Tang X, Luan M, et al. Numerical Study of Hollow Rotating Detonation Engine with Different Fuel Injection Area Ratios[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2649–2655.
- [42] Tang X M, Wang J P, Shao Y T. Three-Dimensional Numerical Investigations of the Rotating Detonation Engine with a Hollow Combustor [J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4): 997–1008.
- [43] Zhao M, Cleary M J, Zhang H. Combustion Mode and Wave Multiplicity in Rotating Detonative Combustion with Separate Reactant Injection [J]. *Combustion and Flame*, 2021, 225(11): 291–304.
- [44] Sun J, Zhou J, Liu S, et al. Effects of Air Injection Throat Width on a Non-Premixed Rotating Detonation Engine[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 159(11): 189–198.
- [45] Xia Z, Tang X, Luan M, et al. Numerical Investigation of Two-Wave Collision and Wave Structure Evolution of Rotating Detonation Engine with Hollow Combustor [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43(46): 21582–21591.
- [46] Wang Z, Wang K, Li Q, et al. Effects of the Combustor Width on Propagation Characteristics of Rotating Detonation Waves [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105(3).
- [47] Bykovskii F, Zhdan S, Vedernikov E. Continuous Spin Detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204–1216.
- [48] Lee J H S. The Detonation Phenomenon [M]. *Cambridge: Cambridge University Press*, 2008.

(编辑:梅 瑛)