

连续旋转爆震波的瞬时传播特性

王超, 刘卫东, 刘世杰, 林志勇, 蒋露欣

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 开展氢气/空气连续旋转爆震试验,并计算连续旋转爆震波的瞬时传播频率与传播速度,统计其相对标准偏差,并以此作为爆震波瞬时传播过程稳定性的评价标准,研究推进剂流量对连续旋转爆震波瞬时传播特性的影响.结果表明:在当量比为1.0时,空气流量由321 g/s增加至505 g/s,连续旋转爆震波的平均传播频率由4.60 kHz升高至5.33 kHz,平均传播速度由1445 m/s增加为1674 m/s;连续旋转爆震波瞬时传播频率的相对标准偏差则由4.00%减小至1.69%,这表明连续旋转爆震波在较大的推进剂流量下的传播过程更加稳定.

关 键 词: 连续旋转爆震; 瞬时传播特性; 相对标准偏差; 传播稳定性; 爆震推进

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Instantaneous propagation characteristics of continuous rotating detonation wave

WANG Chao, LIU Wei-dong, LIU Shi-jie,

LIN Zhi-yong, JIANG Lu-xin

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,

College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Experiments on continuous rotating detonation were performed using hydrogen/air. The instantaneous propagation frequency and velocity of the continuous rotating detonation wave (CRDW) were analyzed, and the relative standard deviation was obtained to describe the stability of detonation wave instantaneous propagation process. The effect of propellant mass flow rate on the CRDW instantaneous propagation characteristics was studied. The results showed that when the mass flow rate of air increased from 321 g/s to 505 g/s with the equivalence ratio of 1.0, the average propagation frequency of CRDW rose from 4.60 kHz to 5.33 kHz, and the average propagation velocity increased from 1445 m/s to 1674 m/s. Correspondingly, the relative standard deviation of instantaneous propagation frequency of CRDW decreased from 4.00% to 1.69%, indicating a more stable propagation process of CRDW at a higher propellant mass flow rate.

Key words: continuous rotating detonation; instantaneous propagation characteristics; relative standard deviation; propagation stability; detonation propulsion

连续旋转爆震是爆震燃烧的特殊方式,其具有放热速度快、热循环效率高的优点,进而可以提

收稿日期: 2014-05-03

基金项目: 国家自然科学基金(51306202, 91216120)

作者简介: 王超(1987—),男,湖北蕲春人,博士生,研究领域为连续旋转爆震.

高推进系统效率、缩短燃烧室长度、减少结构质量^[1-2]、提升推进系统性能。连续旋转爆震波(continuous rotating detonation wave, CRDW)在燃烧室内沿圆周方向传播,频率高达 kHz 量级,输出推力稳定,可以在来流速度为 50~2000 m/s 的范围内稳定自持^[3],且在吸气模态和火箭模态^[4-5]下均可以工作,在航空航天推进系统中有广阔的应用前景^[6]。

连续旋转爆震波传播过程是否平稳影响其产生推力的稳定性和在推进系统上的应用。在试验过程中发现连续旋转爆震波的不稳定传播现象分为两种:一种涉及到宏观的爆震波传播特征的变化^[5,7-8],如连续旋转爆震波的传播模态、爆震波头个数、传播方向发生变化等;另一种是在连续旋转爆震波的传播过程中发生瞬时传播特性的改变,如瞬时传播速度等的变化。

在连续旋转爆震波宏观传播特征的变化研究方面,Bykovskii 等^[5,7]开展了大量连续旋转爆震试验研究,结果表明:爆震波头个数随着推进剂流量的增加而增多。Dyer 等^[8]在以氢气/空气为推进剂的连续旋转爆震试验中也发现,同向传播模式下燃烧室中爆震波头个数随着推进剂流量、当量比和燃烧室压力而改变,且爆震波头个数随流量增加而增加。刘世杰等在大工况范围内开展了氢气/空气连续旋转爆震试验,验证了连续旋转爆震长时间工作的可行性^[9],发现了单波(一个爆震波头,下同)、双波(两个爆震波头,下同)和混合单波/双波 3 种同向传播模态^[10]以及双波对撞传播模态^[11],发现爆震波头个数随推进剂总流量的增大而增多,且发现了同向传播模态中连续旋转爆震波改变传播方向的现象。ZHENG 等^[12]在氢气/空气连续旋转爆震试验中的不同时刻发现了爆震波同向传播、传播方向改变和双波对撞 3 种传播方式。Suchocki 等^[13]在以氢气/空气为燃料的连续旋转爆震试验中发现,在给定的当量比下,随着流量的增加,爆震波传播过程中波头个数由单波逐渐变化为混合单波/双波和双波。唐新猛等^[14]数值模拟了无内柱燃烧室中连续旋转爆震流场,分析了起爆过程中的爆震波传播方向改变的现象。

在连续旋转爆震波的瞬时传播特性研究方面,Kindracki 等^[15]试验研究了不同尺寸的燃烧室中爆震波传播速度的振荡,认为燃烧室尺寸影响推进剂混合的时间周期,进而影响推进剂混合效果和爆震波传播速度的稳定性。WANG 等^[16]

试验发现了爆震波传播过程中爆震峰值压力和爆震波传播周期的大幅变化现象,认为该不稳定传播现象与试验过程中推进剂流量的变化有关。Suchocki 等^[13]计算了不同传播模态下连续旋转爆震波传播周期的标准偏差,发现其在混合单波/双波时最大,此时爆震波的传播最不稳定;流量进一步增加,标准偏差减小,爆震波的传播又趋于稳定。该研究有助于认识传播模态发生变化时爆震波传播周期的变化。姜孝海等^[17]数值计算研究了爆震燃烧室中爆震波、激波与交界面、内外壁面的反射或折射以及界面不稳定等现象。

由于传播模态、爆震波头个数发生变化等连续旋转爆震波传播特性的变化现象更容易观察,目前的研究主要集中于宏观的爆震波传播特性的对比分析,对于未发生宏观传播特征变化时,在稳定的传播模态下的爆震波瞬时传播特性,如爆震波瞬时传播速度的变化特性等研究较少。

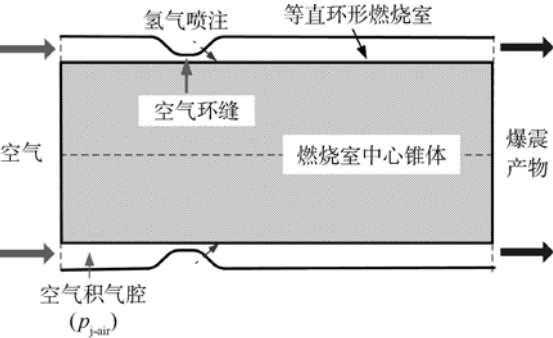
本文开展了氢气/空气连续旋转爆震试验,分析了连续旋转爆震波的瞬时传播特性,提出了连续旋转爆震波传播过程稳定性的评价标准和定量计算方法,分析了稳定的同向传播模态下,推进剂流量对连续旋转爆震波传播速度、频率和传播过程稳定性的影响。

1 试验系统介绍

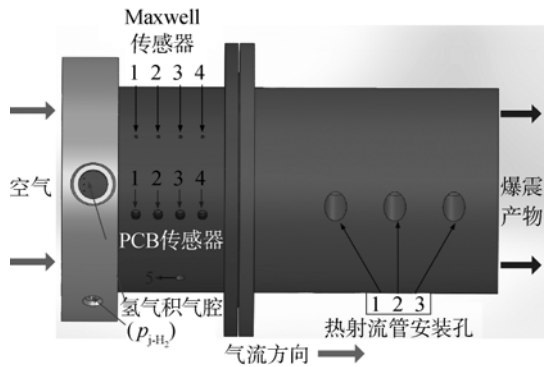
试验系统由推进剂供应系统、连续旋转爆震燃烧室(下文简称燃烧室)和起爆用热射流管组成。如图 1(a),来流空气进入环形流道,与喷入的燃料混合形成可燃混合气,经热射流管起爆后形成稳定的连续旋转爆震波,爆震产物膨胀加速后排入大气。

等直环形燃烧室外径为 100 mm,内径为 80 mm。空气采用环缝喷注,宽度为 0.95 mm,其积气腔位于环缝上游(如图 1(a)),图中 p_{r-air} 为空气喷注积气腔压力。氢气采用沿圆周方向均匀布置的 90 个直径为 0.7 mm 喷孔喷注,喷注方向与燃烧室中心轴线呈 60°夹角,喷孔上游即为氢气积气腔(如图 1(b)),图中 p_{r-H_2} 为氢气喷注积气腔压力。连续旋转爆震采用切向热射流起爆,其中热射流以氢气/氧气为起爆气,并采用普通火花塞点燃。

试验中采用压电型高频压力传感器(PCB 公司,型号为 113B24,采集频率为 2 MHz,简称 PCB 传感器)和压阻式压力传感器(Maxwell 公司,型号为 MPM480,采集频率为 500 Hz,精度为



(a) 试验系统示意图



(b) 传感器布置

图 1 试验系统

Fig. 1 Experiment system

0.5FS%，简称 Maxwell 传感器)分别测量了燃烧室高频压力和壁面压力. 在燃烧室外壁面布置了 5 个 PCB 传感器 PCB1~PCB5，其中 PCB1~PCB4 相邻轴向间隔 15 mm，PCB5 与 PCB3 轴向位置相同，圆周方向间隔 45°。在与 PCB1~PCB4 对应轴向位置布置了 Maxwell 传感器 1~4。传感器的安装位置如图 1(b)。试验过程中，还采用 Maxwell 传感器测量了推进剂主管路、积气腔等位置的压力。

2 试验结果分析

2.1 试验过程

以常温氢气/空气为推进剂，开展了系列连续旋转爆震试验，本文分析所采用的工况统计于表 1。其中， $\dot{m}_{\text{air}}$ 、 ϕ 、 f_{av} 、 V_{av} 和 μ 分别为试验中的空气流量、氢气/空气当量比、连续旋转爆震波的平均传播频率、平均传播速度以及瞬时传播频率的相对标准偏差，后三者介绍详见 2.2 节。

以工况 3 试验为例，对试验过程进行分析。本次试验的推进剂主管路和积气腔的压力测量结果如图 2(a)所示，其中 p_{air} 、 p_{H_2} 分别为空气、氢气的供应主管路压力。由图 2(a)可知，整个试验过程

中，空气主管路和积气腔的压力较平稳，能够保证供应压力和流量的稳定，而氢气主管路压力和积气腔压力在连续旋转爆震试验的开始和结束阶段（通过向其中加入吹除氮气和关闭氢气实现），由于存在阀门开启与关闭、填充、氮气吹除的影响而存在振荡，但在连续旋转爆震传播的中间阶段保持平稳。

表 1 试验工况

Table 1 Experiment condition

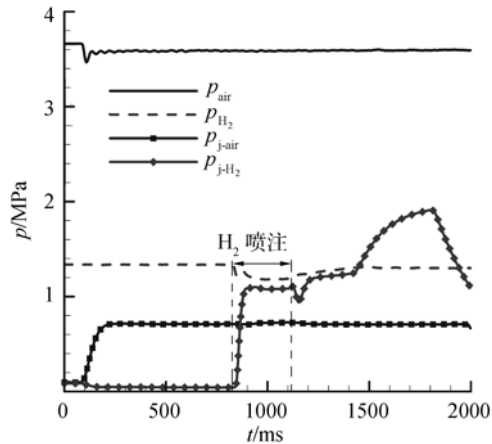
试验 工况	$\dot{m}_{\text{air}} /$ (g/s)	ϕ	$f_{\text{av}} /$ kHz	$V_{\text{av}} /$ (m/s)	$\mu / \%$
1	321	0.98	4.60	1445	4.00
2	378	1.00	5.00	1571	2.50
3	399	1.00	5.08	1596	2.04
4	505	1.01	5.33	1674	1.69

图 2(b)为燃烧室沿程壁面压力分布，如图所示，壁面压力约在 922 ms 时刻开始快速升高，Maxwell 传感器测点 1, 2, 3 处的平均压力 p_1 、 p_2 、 p_3 依次升高， p_3 处的压力峰值为 170 kPa。

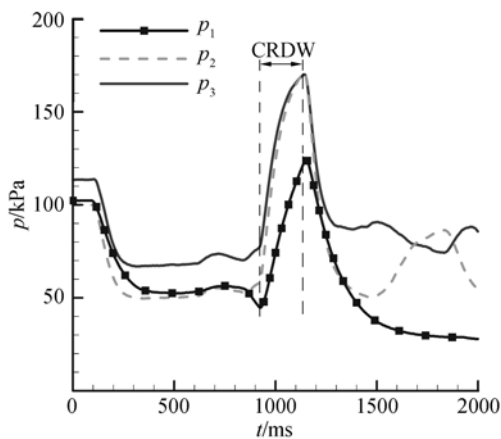
图 3 为工况 3 试验 PCB 传感器测量的高频压力结果。根据图 3(a)，连续旋转爆震波的峰值压力较高，最高可达 3 MPa，远高于燃烧室壁面压力。热射流管内形成高速热射流后约在 894 ms 进入燃烧室，经过 0.5 ms，热射流点燃可燃混合气，再经过约 1 ms 的发展形成稳定的连续旋转爆震波。燃烧室沿程壁面压力快速升高时刻为 922 ms，与 PCB 传感器测量的高频压力结果相比，略有滞后，这与 Maxwell 传感器的响应时间以及从连续旋转爆震形成至建立稳定的流场的发展过程有关。

连续旋转爆震属于集中放热，爆震波所在位置热负荷严重。试验中的 PCB 传感器未采取冷却措施，因此需要控制连续旋转爆震的工作时间。连续旋转爆震的熄灭是通过控制时序向氢气积气腔中吹入氮气并关闭氢气供应来实现的。工况 3 试验时序控制的氢气供应停止对应时刻为 1079 ms，而根据高频压力结果，爆震波实际持续至 1120 ms，稍有滞后，这是由阀门响应延迟引起的。因此，根据高频压力结果，工况 3 试验中连续旋转爆震维持了约 226 ms，试验期间未发生爆震波的意外熄灭，且爆震波工作结束时间与时序设置基本吻合，爆震波的熄灭受到时序控制。

图 3(b)为 PCB 传感器测量的高频压力信号的局部放大图,由图可知压力波形总体稳定,但也存在振荡。根据高频压力波形特征,判断此次试验中连续旋转爆震波的传播模态是典型的同向传播模态。根据 PCB3、PCB5 安装的相对位置,爆震波的传播方向为 PCB3→PCB5。



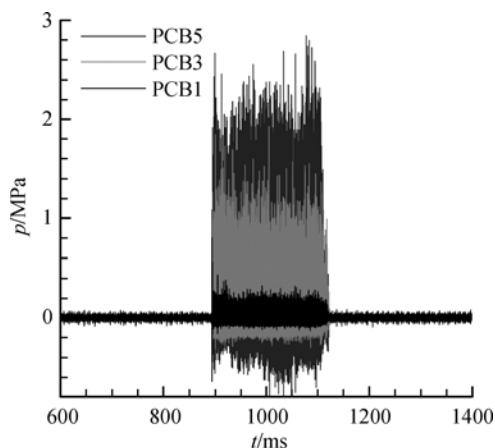
(a) 推进剂供应压力



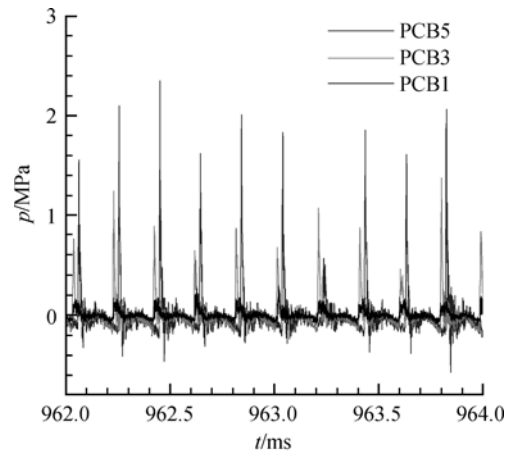
(b) 燃烧室沿程壁面压力

图 2 工况 3 试验结果

Fig. 2 Experiment result of test condition 3



(a) 高频压力整体视图



(b) 高频压力局部视图

图 3 工况 3 试验高频压力结果

Fig. 3 High-frequency pressure result of test condition 3

2.2 连续旋转爆震波瞬时传播特性

连续旋转爆震波在燃烧室内沿圆周方向高速传播,当其经过 PCB 传感器安装位置时,瞬时的爆震压力尖峰由采集系统记录,当下一个爆震波传播经过时又形成新的压力尖峰。根据采集系统记录的高频压力,可以计算传播速度、传播频率,确定爆震波传播模态及传播方向。通过计算相邻爆震峰值压力之间的时间差,计算爆震波在一个传播周期的瞬时传播频率 f_i 及其平均传播频率 f_{av} ,计算方法如图 4。

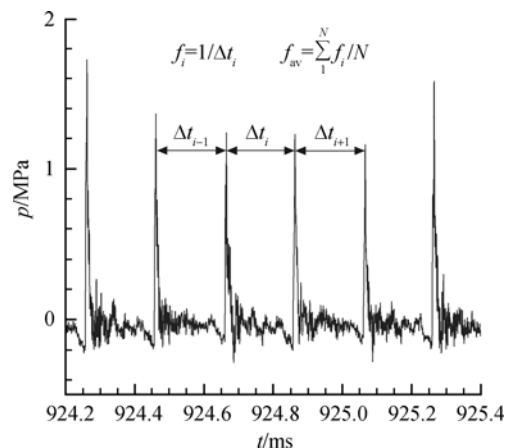


图 4 连续旋转爆震波传播频率计算方法

Fig. 4 Computation method of the propagation frequency of CRDW

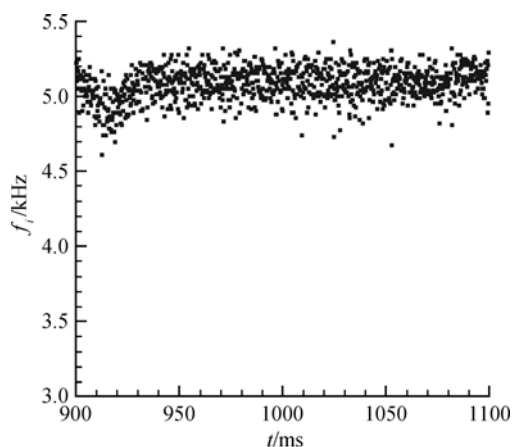
利用上述计算方法,以工况 3 试验中 PCB3 的高频压力为例,计算 900~1100 ms 时间段内连续旋转爆震波在一个传播周期内的瞬时传播频率,如图 5(a) 所示,其变化范围为 4.61~5.36

kHz, 传播频率的平均值为 5.080 kHz.

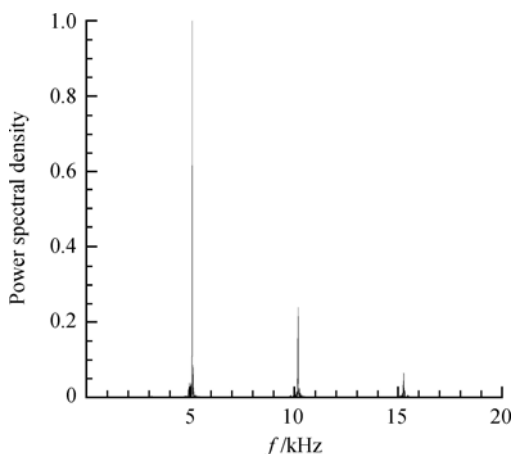
图 5(b) 为高频压力经过 FFT (fast Fourier transformation) 所得的功率谱密度分布, 由图可知, 振荡主频为 5.092 kHz, 与上述计算结果吻合较好. 根据所得的连续旋转爆震波的平均传播频率, 可以计算连续旋转爆震波的平均传播速度 V_{av}

$$V_{av} = \pi D f_{av} / n \quad (1)$$

其中 D 为燃烧室外径, n 为爆震波个数. 根据 PCB 传感器测量的高频压力波形特征, 判断燃烧室内为单个爆震波, 则估算爆震波在燃烧室外径处的传播速度为 1596 m/s. 综合燃烧室中高频压力分析所得的压力峰值、传播速度和频率, 可以判断燃烧室中形成了连续旋转爆震波.



(a) CRDW 瞬时传播频率



(b) FFT 变换结果

图 5 工况 3 试验连续旋转爆震波的传播特性

Fig. 5 Propagation frequency of CRDW in test condition 3

图 6 为 960~980 ms 时间段内爆震波的瞬时传播频率分布. 由图可知: 爆震波的瞬时传播频率

总体稳定, 并在一定范围内变化. 为定量描述爆震波传播过程的稳定性, 根据试验过程中爆震波瞬时传播频率的样本数据, 计算爆震波传播过程中瞬时传播频率的标准偏差 S 和相对标准偏差 μ , 其计算式如下:

$$S = \sqrt{\left[\sum_{i=1}^N (f_i - f_{av})^2 \right] / (N-1)} \quad (2)$$

$$\mu = S / f_{av} \quad (3)$$

其中 N 为爆震波传播的周期数. 则计算得到的工况 3 试验中连续旋转爆震波传播过程中, 瞬时传播频率的标准偏差为 0.110 kHz, 相对标准偏差为 2.16%.

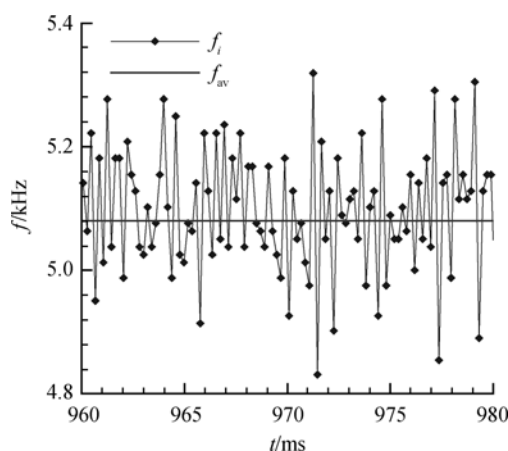


图 6 连续旋转爆震波瞬时传播频率局部视图

Fig. 6 Local view of instantaneous propagation frequency of CRDW

2.3 推进剂流量对连续旋转爆震波瞬时传播特性的影响

系列连续旋转爆震试验的爆震波瞬时传播频率 f_i 、平均传播频率 f_{av} 和对应的相对标准偏差 μ 计算方法同 2.2 节, 相应的分析结果统计于表 1. 其中, 工况 1~工况 4 试验中氢气/空气的当量比接近 1.0, 但流量依次增加. 所有试验中, 连续旋转爆震波均以稳定的同向传播模态传播, 且燃烧室中只有一个爆震波头.

图 7(a) 为系列试验的连续旋转爆震波的平均传播频率. 如图, 随着推进剂流量的增加, 连续旋转爆震波的平均传播频率增加, 即传播速度升高. 引起爆震波传播速度升高的原因有: 推进剂流量的增加对应着更高的推进剂供应压力, 故随着流量的增加, 爆震波前可燃混合气的压力升高, 活性更强, CJ (Chapman-Jouguet) 状态下的放热值也更大^[18], 爆震波的传播速度随之增加; 随着推

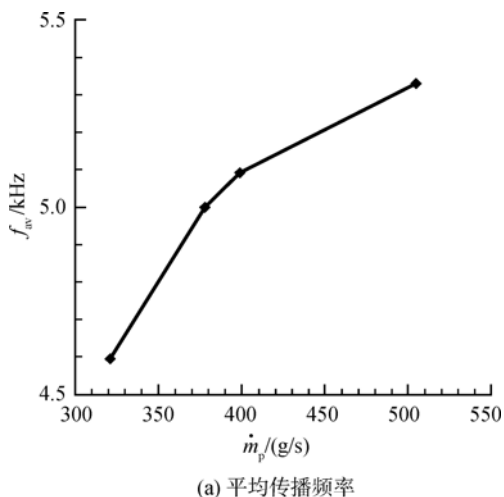
进剂供应压力的升高,氢气/空气的混合效果也会提升,增强燃烧放热,增加爆震波传播速度.上述综合效果使得爆震波的平均传播速度、平均传播频率随着流量的增加而升高.

图 7(b)为燃烧室壁面最高压力随推进剂流量的变化.如图,随着推进剂流量的增加,燃烧室壁面压力基本呈线性升高. Bykovskii 等^[7]根据大量连续旋转爆震试验结果,统计了燃烧室平均压力的计算方法,如式(4)所示:

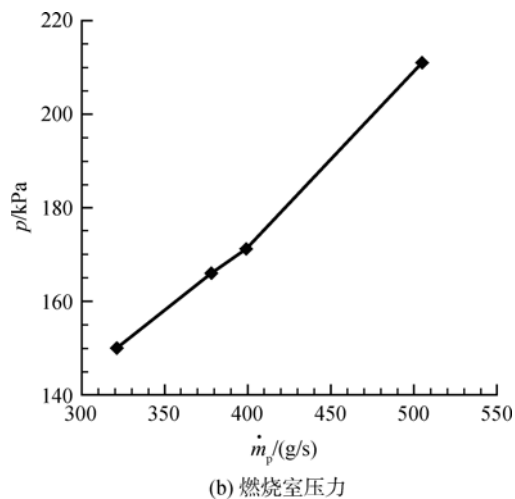
$$p_c = \frac{\dot{m}_p V_{av}}{\gamma_{ac} A_c} \quad (4)$$

其中 $\dot{m}_p$ 为推进剂流量, γ_{ac} 为连续旋转爆震产物的比热比, A_c 为燃烧室热壅塞处的流通面积,即等直燃烧室横截面积. 由于燃烧室壁面压力可以反映燃烧室中的压力水平,而爆震波的平均传播速度和传播频率均随着流量增加而升高,故综合效果使得燃烧室平均压力升高,体现为增加的壁面压力.

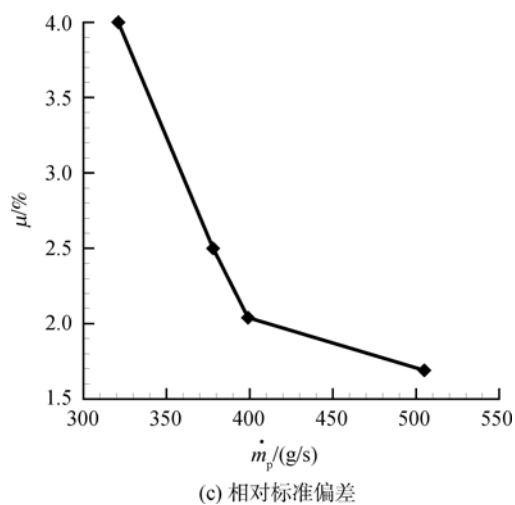
图 7(c)为系列试验的连续旋转爆震波瞬时传播频率的相对标准偏差.如图,随着推进剂流量的增加,爆震波瞬时传播频率的相对标准偏差逐渐减小,即爆震波传播过程越来越稳定.爆震波瞬时传播过程的稳定性随流量增加而增强可能与以下因素有关:随着推进剂流量的增加,喷注压力升高,使得氢气/空气的混合更充分,爆震波强度和燃烧室压力也更高,使得连续旋转爆震波的传播过程更难受到影响,即传播过程更稳定. Bykovskii 等^[7]的研究表明:爆震燃烧室出口的背压越低,即燃烧室压力与背压之比越大,爆震波传播过程越稳定.试验中,燃烧室出口为大气,而燃烧室压力与背压之比随流量升高而增加,故传播过程的稳定性增强,反映为随之减小的相对标准偏差.



(a) 平均传播频率



(b) 燃烧室压力



(c) 相对标准偏差

图 7 流量的影响

Fig. 7 Effects of mass flow rate

3 结 论

开展了常温氢气/空气的连续旋转爆震试验,对比分析了不同推进剂流量下的连续旋转爆震波瞬时传播特性,得到了以下结论:

1) 在氢气/空气当量比 $\phi = 1.0$, 空气流量 $\dot{m}_{air} = 321 \sim 505 \text{ g/s}$ 的试验工况范围内,连续旋转爆震波均以同向传播模态传播,且只有一个爆震波头.

2) 根据燃烧室中的高频压力,计算连续旋转爆震波的瞬时传播速度及其相对标准偏差,并以此定量描述连续旋转爆震波瞬时传播过程的稳定性,提出了连续旋转爆震波瞬时传播过程稳定性的定量分析方法和评价标准.

3) 在试验工况范围内,随着流量的增加,连续旋转爆震波传播速度和传播频率增加、燃烧室压力升高、传播过程更稳定.

受试验条件限制,本文开展的试验工况流量范围有限,更大工况范围内连续旋转爆震波的瞬时传播特性有待进一步研究。

参考文献:

- [1] Kailasanath K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. AIAA Journal, 2000, 38(9): 1698-1708.
- [2] Lu F K, Braun E M, Massa L, et al. Rotating detonation wave propulsion: experimental challenges, modeling, and engine concepts (invited)[R]. AIAA-2011-6043, 2011.
- [3] SHAO Yetao, WANG Jianping. Change in continuous detonation wave propagation mode from rotating detonation to standing detonation[J]. Chinese Physics Letters, 2010, 27(3): 034705. 1-034705. 4.
- [4] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Reactive thrust generated by continuous detonation in the air ejection mode[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2013, 49(2): 188-195.
- [5] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonation of fuel-air mixtures[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2006, 42(4): 463-471.
- [6] Wolański P. Detonative propulsion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 125-158.
- [7] Bykovskii F A, Vedernikov E F. Continuous detonation of a subsonic flow of a propellant[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2003, 39(3): 323-334.
- [8] Dyer R, Naples A, Kaemming T, et al. Parametric testing of a unique rotating detonation engine design[R]. AIAA-2012-0121, 2012.
- [9] 刘世杰,林志勇,林伟,等. H_2 /Air 连续旋转爆震波的起爆及传播过程试验[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 483-489.
- LIU Shijie, LIN Zhiyong, LIN Wei, et al. Experiment on the ignition and propagation processes of H_2 /Air continuous rotating detonation wave[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 483-489. (in Chinese)
- [10] 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 Shijie, LIU Weidong, LIN Zhiyong, et al. Research on continuous rotating detonation wave propagation process: I one direction mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 138-144. (in Chinese)
- [11] 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 Shijie, LIN Zhiyong, LIU Weidong, 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. (in Chinese)
- [12] ZHENG Quan, WENG Chunsheng, BAI Qiaodong. Experimental research on the propagation process of continuous rotating detonation wave[J]. Defence Technology, 2013, 9(4): 201-207.
- [13] Suchocki J A, Yu S T J, Hoke J L, et al. Rotating detonation engine operation[R]. AIAA-2012-0119, 2012.
- [14] 唐新猛,王健平,邵业涛. 连续旋转爆震波在无内柱圆筒内的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 792-799.
- TANG Xinmeng, WANG Jianping, SHAO Yetao. 3-D simulation of rotating detonation wave in combustor chamber without inner wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 792-799. (in Chinese)
- [15] Kindracki J, Kobiera A, Wolanski P, et al. Experimental and numerical study of the rotating detonation engine in hydrogen air mixtures[J]. Progress in Propulsion Physics, 2011, 2: 555-582.
- [16] WANG Yuhui, WANG Jianping, SHI Tianyi, et al. Discovery of breathing phenomena in continuously rotating detonation[J]. Procedia Engineering, 2013, 67: 188-196.
- [17] 姜孝海,范宝春,董刚,等. 旋转爆轰流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 403-407.
- JIANG Xiaohai, FAN Baochun, DONG Gang, et al. Numerical investigation on the flow field of rotating detonation wave[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 403-407. (in Chinese)
- [18] Tsuboi N, Hayashi A K, Koshi M. Energy release effect of mixture on single spinning detonation structure[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(1): 2405-2412.

(编辑:陈越)