

# 高总温来流下的连续旋转爆震验证试验\*

王超, 刘卫东, 刘世杰, 蒋露欣, 林志勇

(国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

**摘要:** 为验证吸气式连续旋转爆震推进的可行性, 在直连式试验台上开展了连续旋转爆震试验。采用三组元空气加热器模拟吸气式推进时的高总温来流, 其设计流量 600g/s, 总温 860K。采用热射流切向喷注的方法成功起爆了 H<sub>2</sub>/air 连续旋转爆震波, 并实现了稳定自持传播。在 H<sub>2</sub>/air 当量比为 0.86 时, 连续旋转爆震波以单个波头的同向传播模式传播, 且其未影响到空气加热器的正常工作。爆震波的传播频率为 3.68kHz, 与高频压力 FFT 分析所得的主频 3.67kHz 吻合较好; 爆震波传播速度为 1248m/s。在未测量高频压力的情况下开展了长程试验, 结果表明, 在高总温来流条件下, 连续旋转爆震波也可以在更长时间范围内稳定工作。

**关键词:** 连续旋转爆震; 爆震推进; 吸气式推进; 验证试验

**中图分类号:** V435.12 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2016) 03-0578-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.03.023

## Validating Experiment of Continuous Rotating Detonation under High Total Temperature Air

WANG Chao, LIU Wei-dong, LIU Shi-jie, JIANG Lu-xin, LIN Zhi-yong

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Experiments were performed on a direct-connect experimental facility to validate the working feasibility of continuous rotating detonation (CRD) in the airbreathing mode. A tripropellant air-heater was used to produce vitiated air, and its designed mass flow rate and total temperature were 600g/s and 860K, respectively. CRD were realized and sustained with H<sub>2</sub> and vitiated air, using a pre-detonator tangent to the detonation combustor for detonation initiation. It is found that one detonation wave propagates in the one direction mode (ODM) in the detonation combustor, with H<sub>2</sub>/air equivalence ratio of 0.86, and the operation of the air-heater is not affected by the CRD. The average propagation frequency based on the measured high-frequency pressure is 3.68 kHz, in good agreement with the dominant frequency of 3.67 kHz based on FFT. The propagation velocity is 1248 m/s correspondingly. A long-duration CRD experiment without high-frequency pressure acquisition was carried out, and it was demonstrated that the CRD can propagate continuously for a long time under high total temperature air.

**Key words:** Continuous rotating detonation; Detonation propulsion; Air-breathing propulsion; Validating experiment

### 1 引言

现有航空航天化学推进系统中采用的燃烧方式

分为爆燃燃烧与爆震燃烧两种。目前,几乎所有的这类动力装置都采用接近于等压燃烧的爆燃燃烧,经过几十年的发展,这些发动机的效率难以再大幅

\* 收稿日期: 2014-10-24; 修订日期: 2015-01-06。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (51306202; 91216120)。

作者简介: 王超, 男, 博士生, 研究领域为连续旋转爆震。E-mail: emspire529@163.com

提高。通过改变燃烧放热组织方式是提高推进系统效率的另一种途径。连续旋转爆震是爆震燃烧的一种形式,采用该种燃烧放热的发动机具有热循环效率高、放热速率快、产生的推力稳定、结构紧凑、可实现推力矢量调节等<sup>[1~3]</sup>优点。

连续旋转爆震通常采用环形燃烧室,喷注的推进剂形成可燃混合物后经起爆发展为爆震波在燃烧室内连续旋转传播。连续旋转爆震可以在火箭工作模式和吸气式模式两种模式下工作<sup>[4]</sup>。火箭工作模式下,燃料和氧化剂的喷注位置均位于燃烧室头部,类似于传统的液体火箭发动机<sup>[5]</sup>。吸气式模式下,只需喷注燃料,其工作概念图如图1<sup>[2]</sup>所示,来流空气经进气道压缩后减速升温,静温较高的压缩空气进入环形爆震燃烧室与燃料混合经起爆后形成连续旋转爆震波(Continuous rotating detonation wave, CRDW),高温高压的爆震燃烧产物膨胀加速排出产生推力。

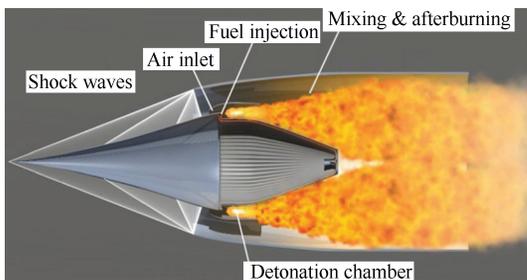


Fig. 1 Schematic diagrams of the supersonic ramjets based on CRD<sup>[2]</sup>

由于火箭工作模式下的连续旋转爆震燃烧室结构与液体火箭发动机类似,目前的连续旋转爆震研究主要集中于该模式,且相关试验研究采用的氧化剂主要为常温 Air 或 O<sub>2</sub>。Bykovskii 等试验验证了以 H<sub>2</sub>, C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, C<sub>3</sub>H<sub>8</sub>, CO/H<sub>2</sub> 混合气、液体煤油为燃料时连续旋转爆震<sup>[4,6,7]</sup>的可行性,其中 air/C<sub>3</sub>H<sub>8</sub> 和 air/煤油组合由于活性较低,只有在混合气中加入氧气才能够实现连续旋转爆震燃烧。刘世杰等在大工况范围内开展了 H<sub>2</sub>/air 连续旋转爆震试验,验证了以常温空气为氧化剂时连续旋转爆震发动机在长时间范围内稳定工作的可行性<sup>[8]</sup>,发现了多种传播模式,分析了爆震波瞬时传播特性<sup>[9,10]</sup>。Wang YH 等<sup>[11]</sup>、郑权等<sup>[12]</sup>发现了连续旋转爆震波的不稳定传播现象。

在吸气式连续旋转爆震的试验研究方面,Bykovskii 等验证了连续旋转爆震可以在空气引射模式<sup>[4,13~15]</sup>下工作,所采用的均为常温空气。刘世杰等<sup>[16]</sup>以总温为 860K 的 Air 为推进剂,实现了 H<sub>2</sub>/air 连续旋转爆震的稳定工作,分析了爆震波的传播特性,但未

开展长程试验。在数值计算研究方面,蒋露欣<sup>[17]</sup>研究了总温为 860K 的预混 H<sub>2</sub>/air 的三维无粘连续旋转爆震燃烧流场,分析了其流场结构、爆震波传播特性、推进性能,并与火箭工作模式的流场结构进行了对比。Zhdan 等<sup>[18]</sup>采用二维无粘数值计算方法研究了连续旋转爆震波在静温为 300K 的超声速来流 H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> 混合气中形成斜激波时,气流减速对爆震波驻定范围的影响,分析认为超声速预混气的气流马赫数上限为  $Ma_0 < 0.75 Ma_{CJ}$  (Chapman-Jouguet, CJ)。邵业涛等<sup>[19]</sup>的三维数值计算结果表明:当静温为 300K、来流速度为 50~2000m/s 时,可实现爆震波在 H<sub>2</sub>/air 混合气中的连续旋转传播(但未提及吸气模式)。在吸气式连续旋转爆震的循环分析方面,Braun 等<sup>[20]</sup>建立了吸气式连续旋转爆震发动机的循环分析模型,估算了爆震燃烧室直径、宽度、爆震波高度和胞格宽度的关系,估算了周向压力分布和阻塞比,并考虑了侧向膨胀引起的速度损失。计算所得的飞行器飞行马赫数上限为 5,  $Ma=1.5$  飞行条件下采用 H<sub>2</sub> 时的燃料比冲为 3800s。

上述研究表明,连续旋转爆震的研究主要集中于火箭工作模式,且多以常温氧气/空气作为氧化剂,关于吸气式连续旋转爆震概念虽已经提出,并开展了相关的试验、数值计算和理论分析。在吸气式推进飞行条件下,来流空气的总温较高,目前以高总温空气为氧化剂的连续旋转爆震试验验证工作还较为少见。为充分验证吸气式连续旋转爆震推进的可行性,本文在模拟吸气式推进飞行的高总温来流条件下开展了连续旋转爆震试验,分析了连续旋转爆震的传播模式和传播特性,验证了吸气式连续旋转爆震长时间工作的可行性。

## 2 试验系统介绍

试验系统由气源、供应系统、吸气式连续旋转爆震直连式试验台、测控系统、高频采集系统等组成。

吸气式连续旋转爆震直连式试验台由三组元空气加热器、连续旋转爆震燃烧室、起爆用热射流管和排气管组成,如图2所示。

采用燃烧型三组元空气加热器模拟高总温空气。加热器设计流量为 600g/s,总温为 860K,总压 0.86MPa。加热空气中的 O<sub>2</sub> 质量分数为 23.2%,与标准大气相同。加热空气进入环形截面的流动通道,与空气环缝下游喷注的燃料混合形成可燃混合气,经起爆后在燃烧室内形成连续旋转爆震波,爆震产物膨胀加速后排入大气。

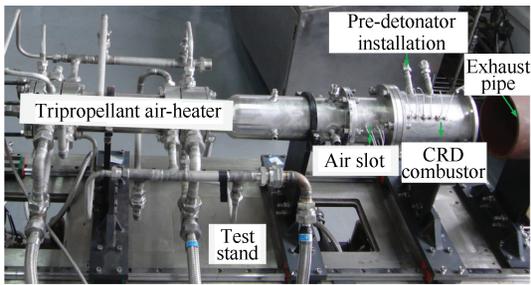


Fig. 2 Experiment system view and photograph

图3为燃烧室构型示意图,其采用环形燃烧室,由等直空气环缝段、扩张段和爆震燃烧室组成,其中环形爆震燃烧室内径80mm,外径108mm。氢气喷孔位于环形燃烧室的内锥的外表面上,90个直径为0.6mm的喷孔沿圆周方向均匀布置。燃料喷注位置位于等直空气环缝段出口下游10mm处,即位于面积扩张段内。

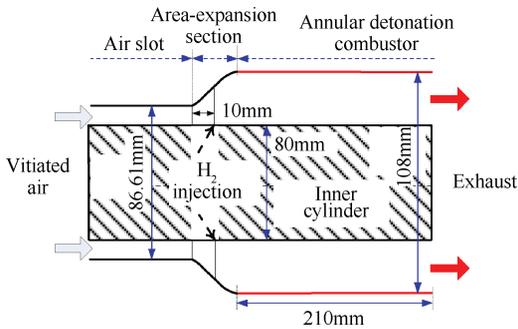


Fig. 3 Schematic view of detonation combustor configuration

在爆震燃烧室外壁面布置了4个高频压力传感器(PCB, 113B24),轴向间隔20mm;沿燃烧室轴向布置了五个壁面压力测点(Maxwell Company, MPM480),轴向间隔20mm。传感器的安装位置如图4所示。

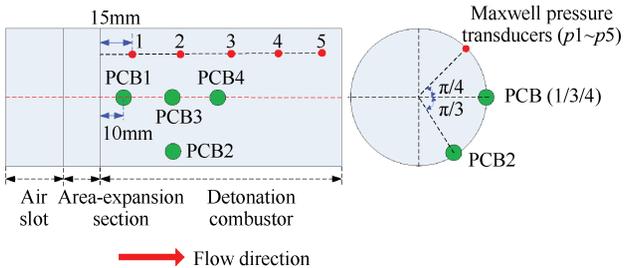


Fig. 4 Engine system view and location of the transducers

如图5所示,连续旋转爆震波的起爆采用热射流管进行。热射流管的工质为H<sub>2</sub>,O<sub>2</sub>,在普通火花塞点燃H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>混合气后,热射流管内形成高速热射流沿切向进入爆震燃烧室,引燃H<sub>2</sub>/air混合物发展形成稳定的连续旋转爆震波。

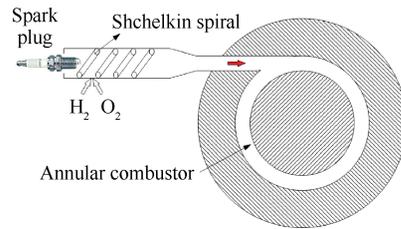


Fig. 5 Pre-detonator of CRDE

### 3 高温来流下的CRD试验

为模拟吸气式推进时的高温来流,首先确认了三组元空气加热器的出口状态参数及其工作稳定性。在三组元空气加热器稳定工作的基础上,实现了高温来流条件下的连续旋转爆震。最后,开展了长程试验,验证了高温来流条件下连续旋转爆震长时间工作的可行性。三次试验分别为以#1,#2,#3表示,试验工况见表1。表中T<sub>t</sub>, m<sub>air</sub>, m<sub>H<sub>2</sub></sub>和ER(Equivalent ratio)分别为试验过程中来流总温、Air流量、H<sub>2</sub>流量、H<sub>2</sub>/air当量比。

Table 1 Experiment condition

No.	T <sub>t</sub> /K	m <sub>air</sub> /(g/s)	m <sub>H<sub>2</sub></sub> /(g/s)	ER	Note	PCB
#1	860	625	X	X	Heater test	X
#2	860	626	15.69	0.86	CRD test	✓
#3	860	612	14.17	0.79	Long CRD test	X

#### 3.1 试验过程介绍

图6为高温来流条件下的连续旋转爆震试验的时序图。试验过程分为如下阶段:加热器三组元管路填充、加热器稳定工作阶段、燃料喷注与起爆、连续旋转爆震波稳定工作、爆震波熄爆、加热器吹除。连续旋转爆震波的熄火是通过向氢气中加入吹除氮气来实现的,其工作时间可由时序中的Δt调整。

若不开启热射流管和氢气的相关时序,则试验过程中仅有加热器工作。为确认加热器出口参数是否达到设计状态,首先试验验证了加热器出口状态,如#1次试验。

#1次试验过程中三组元推进剂供应管路和加热器室压如图7所示。p<sub>O<sub>2</sub></sub>, p<sub>air</sub>, p<sub>Al</sub>, p<sub>c</sub>分别为氧气、空气主管路压力、酒精积液腔压力和加热器室压。由图可知加热器稳定工作时间为2.8~7s,该段时间内,推进剂主管路和积液腔压力平稳,可以保证试验过程中工况稳定。随后,氧气供应中加入吹除氮气,加热器停止工作,加热器室压迅速降低。

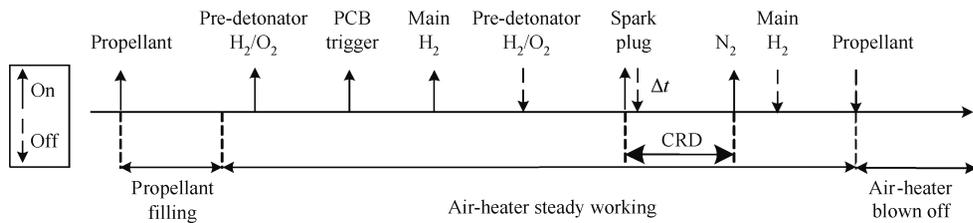


Fig. 6 Schematic diagram of the experiment time sequence

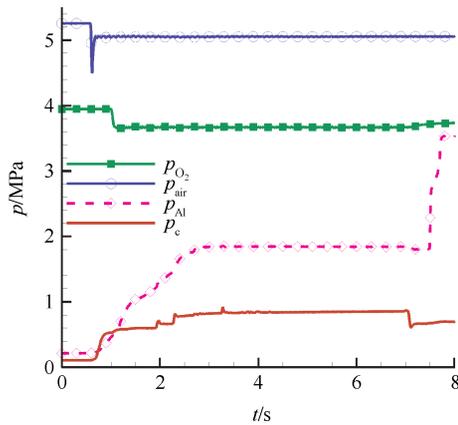


Fig. 7 Pressure-time history of air-heater in test #1

#1 次试验加热器流量为 625g/s, 室压为 0.847MPa, 略低于设计工况 0.86MPa, 因此, 认为加热器工况达到了设计要求。

在加热器稳定工作的基础上, 开展了高总温来流条件下的连续旋转爆震试验, 如#2 次试验, 试验过程中的加热器室压、热射流管压力和燃烧室沿程壁面压力如图 8 所示, 由图可知, 加热器室压为 0.826MPa, 稍低于设计工况。整个试验过程中, 加热器室压较为平稳, 其稳定工作时间段为 1.8s (2.5 ~ 4.3s)。

根据图 8(a) 中热射流管中压力 ( $p_{pre-det}$ ) 的变化, 试验时序控制热射流管火花塞点火, 点燃热射流管

中的  $H_2/O_2$  混合气后, 约在 3375ms 时刻形成高速热射流进入爆震燃烧室内, 并点燃其中的可燃混合气。与此同时, 如图 8(b), 爆震燃烧室沿程压力  $p_1, p_2, p_3, p_5$  迅速升高, 最大值约为 177kPa, 并在 3734ms 时刻迅速下降。将燃烧室压力突然上升和下降时刻作为连续旋转爆震持续阶段, 则连续旋转爆震持续时间段为 3375 ~ 3734 ms, 共 359ms, 该段时间内, 加热器室压保持稳定, 表明连续旋转爆震未影响加热器的正常工作。

### 3.2 爆震波传播模态与传播特性分析

图 9(a) 为 #2 次试验的高频压力原始电压信号。受到高温爆震燃烧产物的影响, 原始电压信号在试验过程中发生了温度漂移现象。根据高频压力测量结果, 连续旋转爆震的持续时间段为 3323.1 ~ 3686ms, 和上述基于燃烧室壁面压力测量结果基本一致。

根据高频压力传感器的转换系数将原始电压信号转换为压力信号。图 9(b) 为 #2 次试验过程中高频压力局部放大图。如图, 高频压力波形较为规律, 但爆震峰值压力在一定范围内波动。#2 次试验过程中的特征均与局部放大图中的特征类似, 根据信号波形特征, 此次试验中爆震波以同向传播模式传播<sup>[9]</sup>, 传播方向为 PCB3 ~ PCB2, 且燃烧室中只有一个爆震波头。

基于连续旋转爆震波传播过程的特点, 以 PCB3

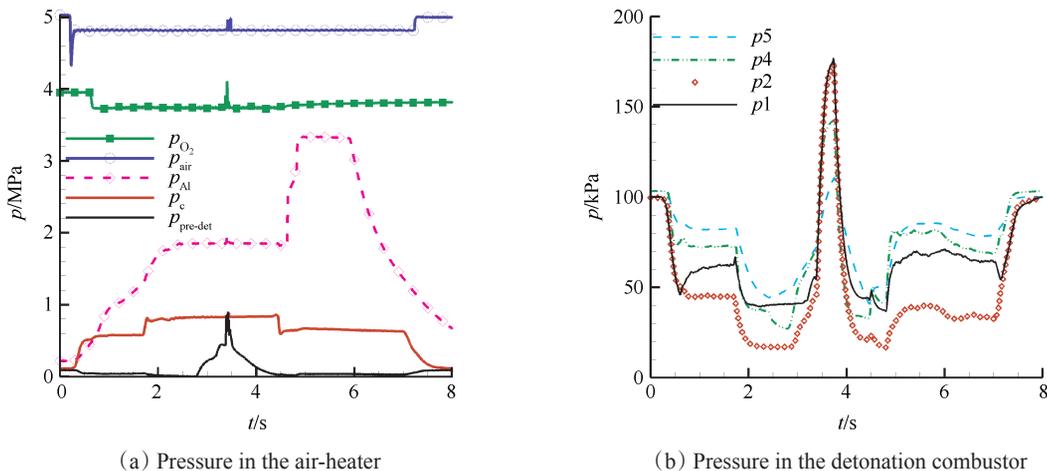


Fig. 8 Pressure-time history in test #2

处的高频压力信号为例分析爆震波的传播速度,方法如图9(b)所示。稳定工作阶段的连续旋转爆震波传播频率如图10(a)。如图,试验过程中连续旋转爆震波的传播频率总体分布较平稳,其变化范围为3.33~3.90kHz,平均传播频率为3.68kHz。PCB压力信号本身反映了连续旋转爆震波传播的周期特性,对原始压力信号进行快速傅里叶变换(FFT)。考虑0.5~20kHz内的压力振荡,FFT变换所得功率谱分布如图10(b),其主频为3.67kHz,与上述计算方法结果一致。

根据爆震波的平均传播频率,计算爆震波在环形燃烧室外壁面处的平均传播速度为

$$V_{av} = \pi D f_{av}$$

式中 $D$ 为燃烧室外径,则爆震波的平均传播速度为1248m/s。

### 3.3 连续旋转爆震长程试验

为验证高总温来流条件下连续旋转爆震长时间

稳定工作的可行性,开展了连续旋转爆震长程试验。由于爆震燃烧的高温产物使得PCB传感器产生温度漂移(如图9(a)),当试验时间过长时,电压信号超过量程后即无法获取有效高频压力数据,且可能损坏PCB传感器,因此,此次试验未测量高频压力,仅测量了燃烧室沿程壁面压力。此外,爆震燃烧室未进行冷却,需要限制连续旋转爆震工作时间。

图11为#3次试验的加热器室压和燃烧室沿程压力分布。如图11(a),加热器稳定工作了约2.7s,整个过程中加热器工作较为稳定,室压约为0.826MPa。根据图11(b)中的燃烧室沿程压力分布,连续旋转爆震波持续时间为3402~4553ms,约1151ms,该段时间内燃烧室沿程压力基本稳定,最大值约为171kPa,壁面压力平稳阶段约持续了680ms(3880~4558ms),且压力分布特性与#2次试验一致,判断该段时间内,形成了连续旋转爆震波,即其在高总温来流条件下可持续稳定工作。#2与#3次试验条件较

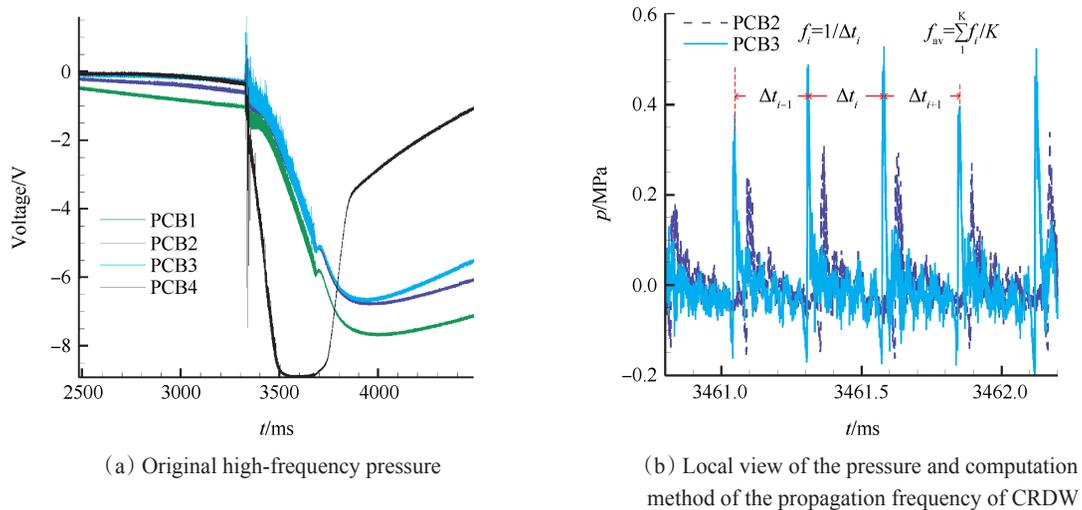


Fig. 9 High-frequency pressure result of test #2

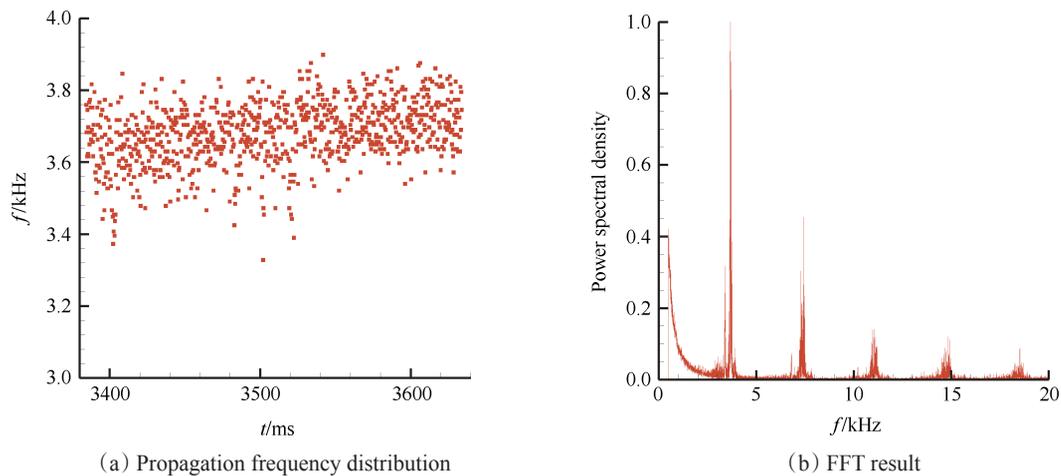


Fig. 10 Propagation frequency of CRDW in test #2

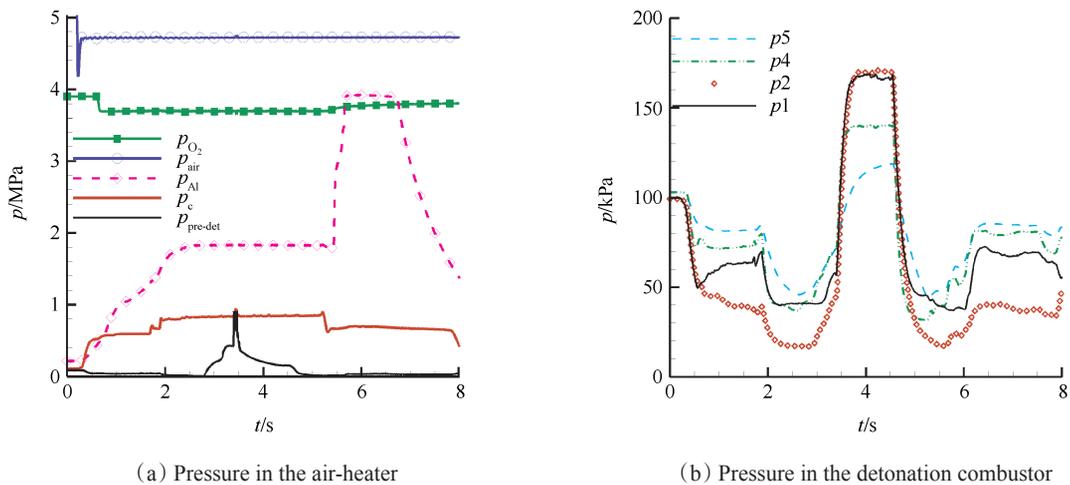


Fig. 11 Pressure distribution in test #3

为接近,根据#2试验中连续旋转爆震波的传播频率,估算#3次试验中爆震波在燃烧室中传播了约4200个周期。

#3次试验中,氮气吹除的时序设定为4311ms,而爆震波实际熄火时刻为4558ms,这是由于氮气吹除时存在阀门响应延迟,氮气在填充氢气积气腔时也存在滞后。考虑到上述因素,连续旋转爆震的熄火时刻是受到试验时序控制的。

## 4 结论

为验证吸气式连续旋转爆震的可行性,在模拟吸气式推进高总温来流空气的直连式试验台上开展了连续旋转爆震试验,所得结论如下:

(1) 采用切向热射流的方法成功起爆了以高总温来流空气为氧化剂的连续旋转爆震,并实现了持续稳定工作,且连续旋转爆震波未影响加热器工作。

(2) 来流空气总温为860K, Air流量626g/s, H<sub>2</sub>/air当量比为0.86时,连续旋转爆震波以单个波头的同向传播模态传播,其传播频率为3.68kHz,传播速度为1248m/s。

(3) 验证了来流空气总温为860K时,连续旋转爆震长时间工作的可行性。

### 参考文献:

- [ 1 ] Kailasanath K. Review of Propulsion Applications of Detonation Waves [J]. *AIAA Journal*, 2000, 38 (9): 1698-1708.
- [ 2 ] Wolan'ski P. Detonative Propulsion [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34: 125-158.
- [ 3 ] Liu Shijie, Lin Zhiyong, Sun Mingbo, et al. Thrust Vectoring of a Continuous Rotating Detonation Engine by Changing the Local Injection Pressure [J]. *Chinese Physics Letters*, 2011, 28(9).
- [ 4 ] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Spin Detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [ 5 ] 刘世杰,林志勇,覃慧,等. 连续旋转爆震波发动机研究进展 [J]. *飞航导弹*, 2010, 2: 70-75.
- [ 6 ] Bykovskii F A, Mitrofanov V V, Vedernikov E F. Continuous Detonation Combustion of Fuel-Air Mixtures [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1997, 33(3): 34-353.
- [ 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 ] 刘世杰,林志勇,林伟,等. H<sub>2</sub>/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 Shi-jie, LIN Zhi-yong, LIN Wei, et al. Experiment on the Ignition and Propagation Processes of H<sub>2</sub>/Air Continuous Rotating Detonation Wave [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3): 483-489.)
- [ 9 ] 刘世杰,林志勇,刘卫东,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, LIN Zhi-yong, LIU Wei-dong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (I): One Direction Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35 (1): 138-144.)
- [ 10 ] 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.)
- [ 11 ] Wang Yuhui, Wang Jianping, Li Yongsheng, et al. Induction for Multiple Rotating Detonation Waves in the Hydrogen - Oxygen Mixture with Tangential Flow [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2014, 39: 11792-11797.
- [ 12 ] 郑 权, 翁春生, 白桥栋. 倾斜环缝喷孔式连续旋转爆轰发动机试验 [J]. 推进技术, 2014, 35 (4): 570-576. (ZHENG Quan, WENG Chun-sheng, BAI Qiaodong. Experiment on Continuous Rotating Detonation Engine with Tilt Slot Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(2): 570-576.)
- [ 13 ] 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.
- [ 14 ] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Detonation of Syngas- Air Mixtures in an Annular Flow-Type Cylindrical Combustor [R]. *24th ICDEERS* 0012.
- [ 15 ] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Detonation in the Air Ejection Mode. Domain of Existence [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2011, 47(3): 330-334.
- [ 16 ] 刘世杰, 王 超, 蒋露欣, 等. 连续旋转爆震冲压发动机直连式试验 [C]. 洛阳: 第十六届全国激波与激波管学术会议, 2014.
- [ 17 ] 蒋露欣. 吸气式连续旋转爆震发动机工作特性研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- [ 18 ] Zhdan S A, Rybnikov A I. Numerical Modeling of Continuous Detonation in a Combustor with a Plane Diffuser with a Supersonic Flow Velocity [R]. *24th ICDEERS* 0055.
- [ 19 ] 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(1-4).
- [ 20 ] Braun E M, Lu F K, Wilson D R, et al. Airbreathing Rotating Detonation Wave Engine Cycle Analysis [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 27: 201-208.

(编辑: 朱立影)