

回流型脉冲爆震燃烧室工作特性分析^{*}

王凌羿¹, 郑龙席¹, 黄 康², 谭汶昊¹, 马月阳¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;
2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了获得回流型脉冲爆震燃烧室在不同工作频率下的工作特性, 通过试验和数值相结合的方法对该爆震室工作频率 10~30Hz 时的出口燃气总压、总温、流量变化规律以及该爆震室的增压能力进行了测试与计算分析。结果表明: 出口燃气总压、总温具有极高的峰值和较高的平台区, 其工作频率 10~30Hz 时, 压力平台值为 0.36~0.91MPa, 时均温度为 710~1270K。此外, 该爆震室排气流量十分集中, 以 10Hz 为例, 在一个爆震循环的 16% 时间内, 排出了整个循环 60.5% 的燃气。为此对出口燃气总压进行质量加权平均, 发现该爆震室的增压比随工作频率的增加而降低, 在 2.05~2.37。

关键词: 脉冲爆震; 回流型脉冲爆震燃烧室; 工作特性; 增压比; 燃气温度

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0898-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200740

Operating Characteristics of a Reverse Flow Pulse Detonation Combustor

WANG Ling-yi¹, ZHENG Long-xi¹, HUANG Kang², TAN Wen-hao¹, MA Yue-yang¹

(1. School of Power Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to obtain the operating characteristics of the reverse flow pulse detonation combustor at different operating frequencies, the change rule of outlet total pressure, total temperature and flow rate and the boosting capability of the detonation combustor were measured and calculated when the operating frequency is 10 ~ 30Hz. The results show that the total pressure and total temperature of outlet gas have very high peak value and high platform area. When the operating frequency of the detonation chamber is 10 ~ 30Hz, the pressure platform value is 0.36 ~ 0.91MPa, and the time-average temperature is 710 ~ 1270K. In addition, the exhaust flow is very concentrated. Taking 10Hz as an example, 60.5% of the gas in a whole cycle is discharged in 16% duration of a detonation cycle. Therefore, the mass weighted average of the total pressure of the outlet gas is carried out. The results show that the pressure ratio of the detonation chamber decreases with the increase of operating frequency. The variation range of the pressure ratio is between 2.05 and 2.37.

Key words: Pulse detonation; Reverse flow pulse detonation combustor; Operating characteristic; Pressure ratio; Gas temperature

^{*} 收稿日期: 2020-09-22; 修订日期: 2020-11-16。

基金项目: 中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金 (PJD20170145)。

作者简介: 王凌羿, 博士生, 研究领域为发动机总体、燃烧与流动。E-mail: wly123@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 黄 康, 博士, 工程师, 研究领域为新型航空发动机设计、仿真及优化。E-mail: 50239935@qq.com

引用格式: 王凌羿, 郑龙席, 黄 康, 等. 回流型脉冲爆震燃烧室工作特性分析[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 898-905.
(WANG Ling-yi, ZHENG Long-xi, HUANG Kang, et al. Operating Characteristics of a Reverse Flow Pulse Detonation Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 898-905.)

1 引言

相比于等压燃烧室,脉冲爆震燃烧室(PDC)内的燃烧波传播速度极快(2km/s左右),燃烧波后的产物来不及膨胀,燃烧过程接近等容燃烧,具有熵增小,自增压的特点^[1-2]。将PDC应用于推进系统中,可提高推进系统的热力循环效率,简化系统结构。由于PDC的工作过程具有周期性、强脉动特点,使得采用PDC的推进系统的性能测试与分析方法与传统推进系统不同。

早期,研究人员提出了将PDC替换火箭发动机、冲压发动机中等压燃烧室的设想,直接利用PDC内产生的高温高压产物通过尾喷管高速排出向后产生推力。为此提出了多种测试其脉动推力和冲量的方法。Cooper等^[3]利用钟摆原理成功地测试了单次爆震产生的推力。Matsutomi等^[4]通过在推力测试系统中添加弹簧阻尼结构,将脉动的推力进行机械滤波后测量多循环爆震下的平均推力。为减小系统阻力和爆震产生的振动带来的测量误差,范玮等^[5]、张义宁等^[6]将发动机水平悬挂,何小明等^[7]、筑波大学^[8-10]等设计了精密导轨,然后直接利用动态力/加速度传感器进行推力测量。此外还有非接触推力测量^[11]方法等。近年来,研究人员提出了利用PDC替换航空涡轮发动机中等压燃烧室的设想,并对其潜在的性能收益进行了系统的分析^[12-13],替换涡轮发动机主燃烧室可将循环效率从37%提升至46%~49%,替换涡轮发动机核心机可大幅减少发动机压气机级数,降低耗油率,具有广泛的应用前景。

对于涡轮发动机而言,比起PDC高速排出气体产生推力,需要更加关注和明确PDC的增压能力,这是提高涡轮发动机循环热效率的关键;以及PDC的排气温度,这涉及到PDC下游涡轮部件的热防护问题。然而与动态推力测试相比,PDC出口燃气总压的测量必然伴随极高的温度,给动态总压测量带来挑战^[14]。PDC出口燃气温度变化极快,热电偶等响应速度无法满足要求,利用光学技术测量^[15-18],对单次或低频工作PDC的燃气温度测试结果较好,但PDC高频工作时出口燃气存在相互耦合叠加作用,此时光学测量难以应用。

考虑到目前PDC存在较长的爆燃向爆震转变距离,用PDC直接替换现有航空涡轮发动机的主燃烧室会带来整机过长等问题。本文针对一回流型PDC,通过试验与数值相结合的方法,对其出口燃气总温、总压变化进行测量和计算分析,并对其增压能力进

行了评估。

2 试验与数值方法

2.1 试验系统与测量方法

试验系统如图1所示,由供油、供气系统,回流型PDC,点火系统、数据采集系统组成。其中,回流型PDC试验件的 inner 径为50mm,由进气直段、转接弯段、掺混点火段、爆震直段1、爆震弯段、爆震直段2、测试段组成。其中,掺混点火段长220mm、爆震直段1长300mm,爆震弯段为转弯半径55mm的半圆,爆震直段2长400mm,测试段长170mm。并且在爆震直段1、爆震弯段、爆震直段2内设置有节距分别为35,35,50mm的Shechelkin螺旋结构,以促进爆燃向爆震的转变,缩短转变距离。在油气掺混段中心位置处沿轴向安装燃油喷嘴,燃料采用90#汽油,空气从油气掺混段头部沿轴向流入与燃油掺混,当量比保持在1.05左右,点火采用火花塞高能点火,点火能量为1.2J。

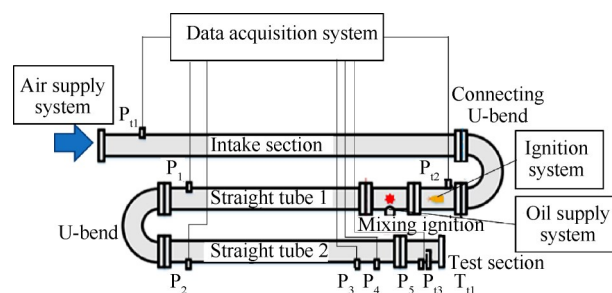


Fig. 1 U-shaped detonation chamber test system

在进气直段入口和掺混点火段入口处分别布置量程0~1MPa的压阻式总压探针 P_{11} 和 P_{12} ,用于检测回流型PDC进口和掺混点火段入口处的来流总压。在点火段后沿程布置4个量程0~10MPa的高频响压电传感器($P_1 \sim P_4$),以监测爆震波的生成情况。 P_1, P_2 分别安装在弯段进出口; P_3, P_4 位于直段2末端260mm,46mm处。出口测试段为L型,如图2所示。在与出口燃气平行和正对燃气的壁面上设置水冷座,并布置量程0~30MPa的Kistler高频响压电传感器 P_5 和 P_{13} 分别用于检测爆震室出口燃气的静压和总压。同时在正对燃气的壁面上开孔安装B型热电偶 T_{11} 用于监测燃气的平均总温。

试验过程中通过调节供气、供油量来实现爆震室10~30Hz工作频率下的稳定工作。试验从10Hz开始,逐步提升工作频率,在升频过程中,通过调节电动调节阀开度来控制供气量,并用带压力和温度补

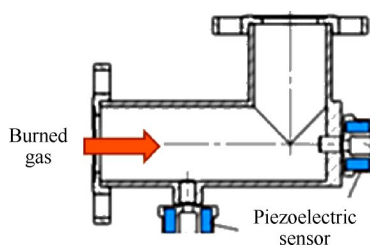


Fig. 2 Test section

偿的涡轮流量计测量气流质量流量。通过高精度比例调节阀控制供油量,并由齿轮流量计测量燃油流量。全部数据由 DEWE-3020 十六通道高速采集仪采集,采样率为 $2 \times 10^5/\text{s}$ 。

2.2 物理模型与计算方法

计算模型以试验器为原型,由于混合段上游入口压力可由压力传感器 P_{12} 获得,故在计算中省去了进气直段和转接弯段,减少计算网格提高计算速度。简化后的 U 型爆震室计算模型如图 3 所示,采用结构化网格并在壁面处进行了局部加密,整个计算域最小网格尺寸为 0.5mm ,网格总数为 12.9 万。计算中设置监测面 $M_1 \sim M_6$ 监测爆震室壁面的静压、总压与总温。其中 $M_1 \sim M_5$ 对应试验器传感器 $P_1 \sim P_5$ 的感压面位置, M_6 对应传感器 P_{13} 感压面位置。

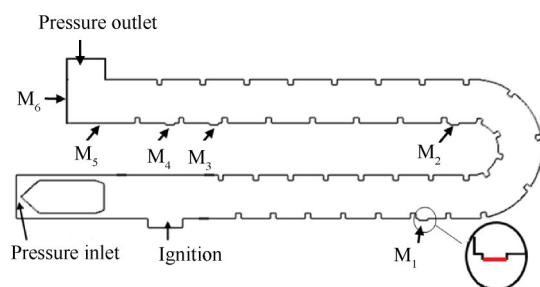


Fig. 3 Computational domain

计算中采用 Fluent 软件的压力基求解器,方程采用非稳态二维 N-S 方程,流动控制方程各参数的离散均采用二阶精度的迎风格式,采用 PISO 算法求解。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数,化学反应采 5 组分单步有限速率模型,由于辛烷的性质和汽油很相似,所以数值模拟中以辛烷和空气为燃料和氧化剂,采用 Fluent 软件中的点火模型进行点火,点火能量为 1.2J 。混合段入口给定压力入口条件,入口总压为试验 P_{12} 所测的压力值,入口总温为供气系统温度补偿计所测温度。非稳态计算的时间步长随着计算过程的推进逐步改变,最小为 $0.1\mu\text{s}$,最大为 $1\mu\text{s}$ 。

3 结果与讨论

3.1 起爆判据和数值结果验证

根据 C-J (Chapman-Jouguet) 爆震理论,为确定爆震室内是否形成爆震,需要参考压力信息和爆震室内的压缩波传播速度。压力信息可由在爆震室上沿程布置的高频响压电传感器 $P_1 \sim P_4$ 直接读出。压缩波在相邻的两个传感器速间的传播速度可由 $\Delta x / \Delta t$ 获得,其中 Δx 为相邻传感器之间的安装间距, Δt 为相邻传感器检测到压力上升的时间差。根据美国国家航空航天局开发的 CEA (Chemical Equilibrium and Applications) 计算程序,当量比为 1.05 的 $\text{C}_8\text{H}_{18}/\text{Air}$ 混气起爆后, C-J 爆震压力为 1.88MPa ,爆震波速为 1804.9m/s 。根据两相爆震的研究^[19],采用液态燃料进行爆震时,爆震波存在一定损失,其压力峰值达 C-J 爆震压力的 80% (1.504MPa) 即符合爆震形成的压力特征,其压缩波传播速度达 C-J 爆震波速的 65% (1173.2m/s) 即符合爆震形成的速度特征。

图 4 给出了回流型 PDC 工作频率为 10Hz, 20Hz, 30Hz 时,在 P_4 和 P_5 位置处 1s 内的压力波形实测结果,从

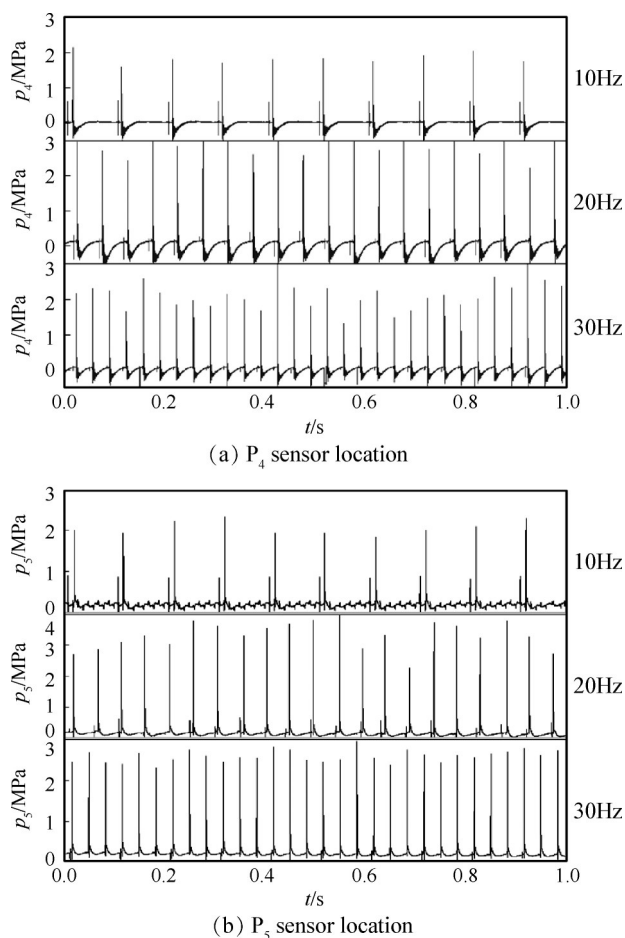


Fig. 4 Pressure wave at the working frequency of 10~30Hz

图中可见,该回流型PDC在各个工作频率下, P_4 和 P_5 位置处压力峰值稳定,并且压力峰值均满足爆震特征。

图5是回流型PDC在10Hz工作频率时试验测得的压力波型放大图。从图中可见,压缩波经过传感器 P_1, P_2 时,使得该位置处压力略微上升,此后压缩波进一步在回流型PDC内反射和叠加形成多道激波,在 P_3, P_4 处形成两道压力峰值。在 P_3, P_4 间压缩波传播速度为1195.5m/s。可见在U型爆震室内爆震波大约在 P_4 位置附近形成。在20Hz, 30Hz下的燃烧波传播速度可以用同样方法获得,这里不再赘述,图6为不同频率下的 $P_1 \sim P_4$ 传感器间压缩波平均速度曲线。可见在 P_4 传感器附近,燃烧波传播速度满足爆震特征。综上,回流型爆震室可在工作频率10~30Hz下稳定起爆工作。

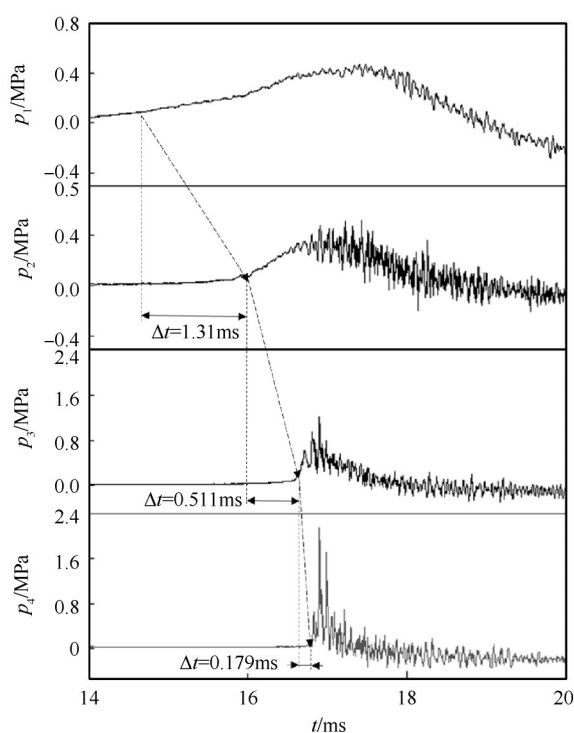


Fig. 5 Detailed pressure characteristics

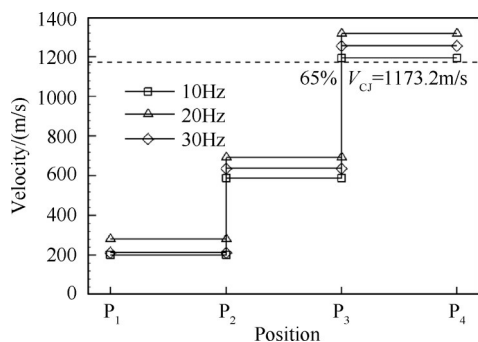


Fig. 6 Wave velocity at 10~30Hz

为了验证数值模拟结果的正确性,图7给出了回流型PDC在10Hz工作时,静压 $p_1 \sim p_4$ 试验值与数值模拟结果的对比,均以点火时刻为起始时刻。从图中可看出数值模拟结果与试验基本相符,仅爆震波峰值过后,试验所测数值低于数值模拟,这是因为压电型压力传感器受冲击后,回程迟滞所致。可见,本文建立的仿真模型和方法能够正确预测试验条件下U型爆震室内的爆震燃烧组织与传播过程。

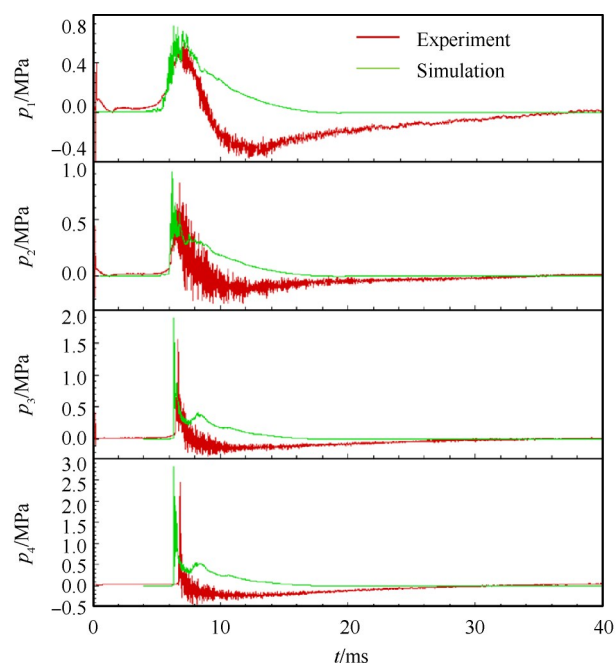


Fig. 7 Comparison of pressure wave between experiments and numerical stimulation

3.2 排气特性分析

图8给出了该回流爆震室工作频率10~30Hz时1s内的出口总压波形实测结果。对比图4(b)中该位置处的静压 p_5 波形可见,脉冲爆震燃气的总压 p_{t3} 波形的峰值远高于静压 p_5 波形的峰值。在10, 20, 30Hz时,平均总压峰值分别为6.46, 10.03, 7.43MPa。此外,出口总压波形峰值高低不均,特别是工作在20Hz时。这是因为试验中虽然对总压传感器进行了水冷降温,但是回流型PDC工作时间太长,依旧会使Kistler高频响压电型压力传感器测试结果产生热漂移,对测试结果造成误差。为此试验时,升频速度很快,在20Hz时油气当量比过高为1.21,使爆震燃烧不稳定。并且过高的油气比使得20Hz时的平均爆震峰值高于10Hz和30Hz。

为了更好地反应回流型PDC出口总压波形,对1s内的波形数据进行处理。去除同一频率中的一个最高峰值和最低峰值的波形后,剩余波形相加后平

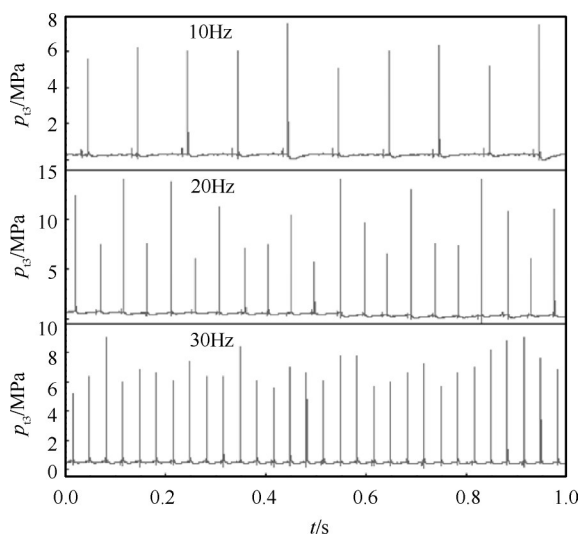
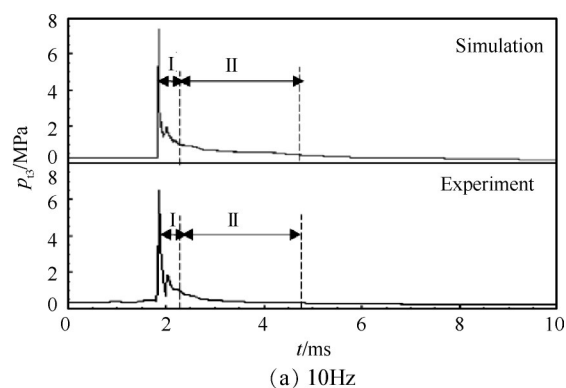
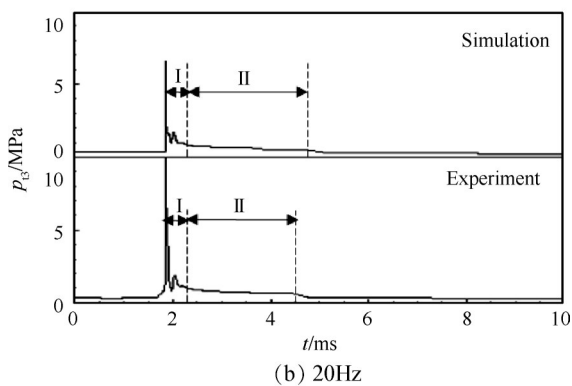


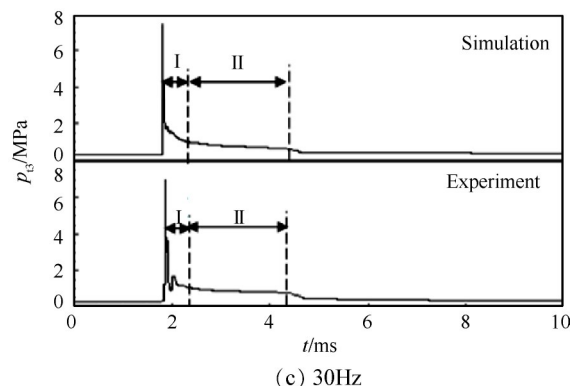
Fig. 8 Outlet total pressure at the working frequency of 10~30Hz



(a) 10Hz



(b) 20Hz



(c) 30Hz

Fig. 9 Total pressure waveform details

均,用一个波形表示,并与数值计算结果进行对比分析,如图9所示。从图中可见,刚开始时,出口燃气总压为一较低的值,随着爆震波形成并传出回流型PDC,总压发生突跃达到峰值。随后在I区域,由于爆震波后紧跟着一系列泰勒膨胀波,使压力迅速降低,此外I区域的第二道波峰为爆震波在L型测试段上反射所形成。10~30Hz工作频率下,I区域持续时间相近,约为0.48ms。这是因为爆震波后的泰勒膨胀波束在已燃气体中以声速传播,由CEA软件可知已燃气中声速为954m/s,并且由3.1节中爆震起爆判据分析可知该回流型PDC起爆位置约在 P_3 附近,距离 P_3 传感器距离为430mm左右,膨胀波通过该段距离需0.45ms。

在II区域由于回流型PDC内压力极高,其出口排气速度达到声速,外界膨胀波无法传播进入回流型PDC内,故此时排气压力基本保持不变,形成一段时间的压力平台区。该回流型PDC的压力平台区持续时间随着频率的提高而缩短,试验结果为2.41~1.97ms,数值结果为2.35~2.03ms。排气压力平台区压力值随工作频率的提高而提高,试验测得的10~30Hz时分别为0.36,0.64,0.91MPa,这是因为随着回流型PDC工作频率的提高, P_2 处的填充压力随之提高,使平台区压力提高。最后,出口燃气总压再次衰减,直至略低于填充压力,此后保持不变,直到一次爆震循环周期结束。

由数值计算得到的回流型PDC在不同工作频率下的出口总温随时间的变化规律如图10所示。从图中可以看出,不同频率下,出口燃气总温峰值均约为3240K。随后排气温度开始逐步降低,此时由于回流型PDC中高压燃气的排出,使得燃气压力下降的同时燃气温度也随之降低,直至排气压力与填充压力相同。然后低温的填充气体逐步与剩余的高温废气掺混并将高温废气挤出回流型PDC,此时排气温度保持不变,由于爆震室工作10Hz时,填充速度慢,所以其温度平台区持续时间长。当少量低温填充气流动到回流型PDC口时,回流型PDC出口温度开始第二次降低,直到所有废气排出,此时爆震室排气温度与填充温度相同。

图11给出了回流型PDC出口燃气总温的数值计算结果的时均值和试验测量值。可以看出随着爆震室工作频率提高,时均温度随之升高。这是因为回流型PDC低频工作时,冷气填充时间长使得出口低温时间长,时均温度低。

由数值计算得到的回流型PDC工作频率10Hz时

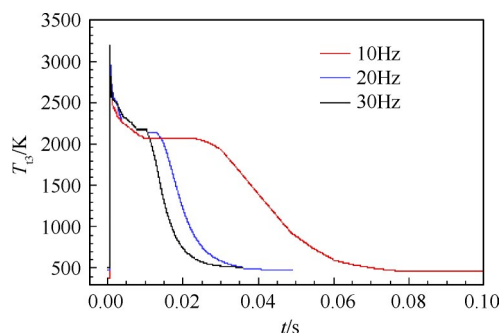


Fig. 10 Outlet total temperature at the working frequency of 10~30Hz

出口流量随时间的变化规律如图12所示。图中实线表示回流型PDC出口瞬时流量,虚线表示累计流量与一个周期内回流型PDC排气总流量的比值。从图中可见回流型PDC出口排气具有强脉冲特性,在排气阶段的开始,其出口瞬时流量出现突跃,达到排气流量峰值0.63kg/s。此后回流型PDC内压力下降使得排气流量开始下降,并且下降趋势逐渐平缓,在 $t=0.016$ s时,排气趋于平稳。在0.06s后,排气流量有所提高,这时因为回流型PDC出口燃气温度降低,气流密度提高所致。此外,分析出口累计流量可以看出,在 $t=0\sim0.016$ s内,回流型PDC排出了一个周期总流量的60.5%,可见该回流PDC排气过程集中。其它工作频率下,该回流型PDC排气情况相似,不再赘述。

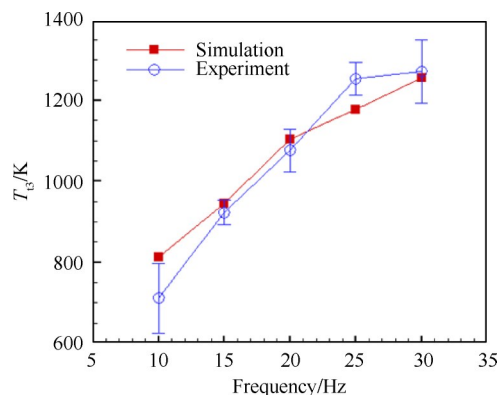


Fig. 11 Average temperature at the working frequency of 10~30Hz

3.3 增压能力分析

不同于缓燃燃烧,爆震燃烧具有自增压能力,其增压能力与PDC构型和爆震燃烧组织条件有关。从上述分析可知,该回流型PDC具有极强的非定常排气特性,其排气压力、温度、流量均随时间剧烈变化。因此常用一个循环内平均压力来衡量PDC增压能力。由于爆震燃气驱动涡轮做功主要是靠燃气的流量和压力,所以目前主流研究认为采用质量平均的

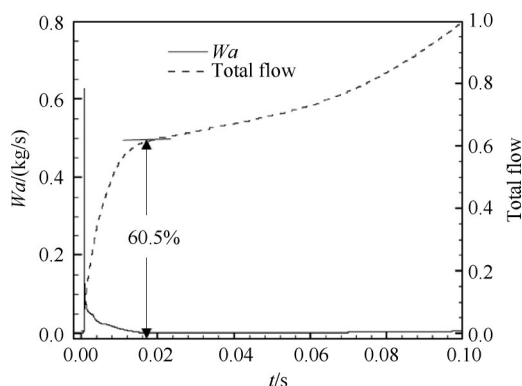


Fig. 12 Exhaust process at 10Hz

方法^[20-21]获得的等效总压能更为实际地反映爆震燃气的做功能力,即

$$p_{t-avg} = \frac{\int_0^{t_{cycle}} Wa(t) p_{t3}(t) dt}{\int_0^{t_{cycle}} Wa(t) dt}$$

式中 p_{t-avg} 为质量加权平均压力,Pa; $Wa(t)$ 为 t 时刻的爆震出口流量,(kg/s); $p_{t3}(t)$ 为 t 时刻的爆震出口总压,Pa。

按照上式,出口总压使用测试值,流量使用数值计算值,对回流型PDC的增压能力进行评估,图13给出了不同频率下计算得到的回流型PDC出口质量等效压力和进/出口瞬时总压。从图中可以看出,该回流型PDC不同频率下的出口质量等效压力与出口燃气瞬态总压的平台区压力值相近。这是因为,当爆震波传至出口后,回流型PDC内压力被升高,开始在高压下快速排气,回流型PDC内的大部分燃气排出。如上式,这一阶段压力高、流量大,在积分中起主要作用。此后,随着PDC内高压燃气排出,回流型PDC内剩余低压高温燃气,PDC内开始填充新鲜混合物,并逐步将PDC内的高温低压燃气排出。这一阶段虽然持续时间长,但是排气速度慢、燃气密度低在上式中积分部分占比小。所以出口质量等效压力与出口燃气的平台区压力值相近。利用回流型PDC出口等效总压比此时的进口总压得出回流型PDC的增压比在10, 20, 30Hz时,分别为2.37, 2.25, 2.05。可见,随着回流型PDC工作频率的提高,增压能力降低。从前面分析可知,随着回流型PDC工作频率的提高,压力平台区持续时间缩短,而爆震室排气主要集中在泰勒膨胀波区、压力平台区和压力衰减区。由于压力平台区的压力高并且排气流量多,从上面公式看出,压力平台区持续时间缩短,将会减小PDC出口质量平均压力。此外,随着回流型PDC工作频率提高,在填充阶段,气流填充速度加快,气流流动

损失增加,也使得爆震燃烧后的出口排气压力降低,从而增压比减小。

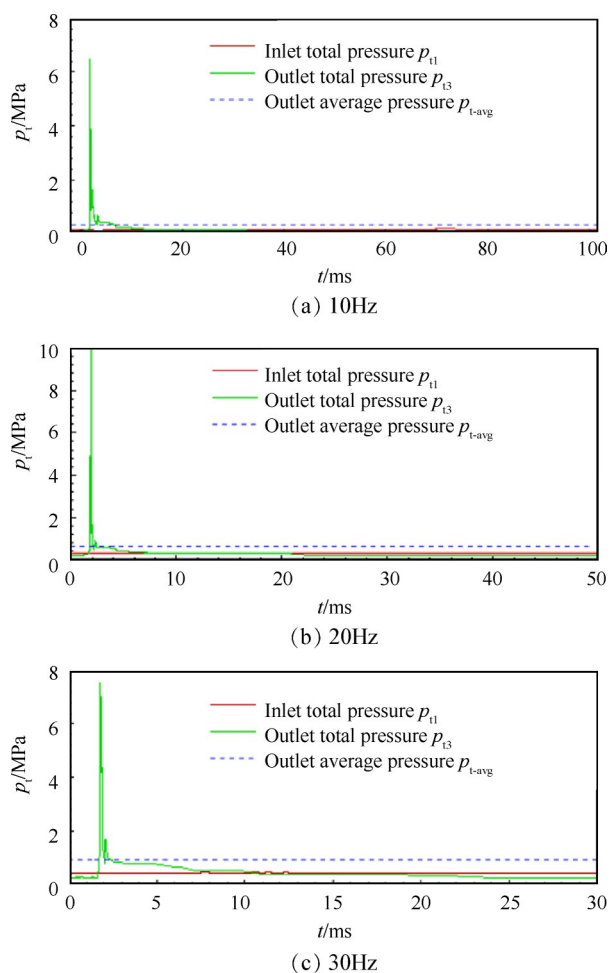


Fig. 13 Inlet/outlet total pressure and equivalent pressure at different operating frequency

4 结 论

本文对回流型PDC的工作特性进行了试验和数值分析,得到主要结论如下:

(1)该回流型PDC出口燃气总压具有极强的脉动性,出口燃气平均总压峰值极高。随后燃气总压约在0.48ms内降至压力平台区,此时由于PDC内压力极高,其出口排气速度达到声速,外界膨胀波无法传播进入PDC内,故此时排气压力基本保持不变。压力平台值随频率的提高而增加,工作频率为10~30Hz时,压力平台值为0.36~0.91MPa,持续时间随频率的提高而缩短,为1.97~2.41ms。此后出口燃气总压再次衰减,直至略低于填充压力。最后保持较低的排气总压不变直到一次爆震循环周期结束。

(2)该回流型PDC出口燃气总温和出口流量同样具有强脉动性,不同频率下出口燃气总温峰值相

同,可达3240K,时均总温随频率的增加而升高,10~30Hz对应的出口燃气时均总温为710~1270K。此外,排气流量十分集中,以10Hz为例,在一个爆震循环的前16%时间内,排出了整个循环60.5%的燃气。

(3)利用质量平均压力来衡量该回流型PDC出口平均压力,计算得到该回流型PDC在10,20,30Hz时的增压比分别为2.37,2.25,2.05。PDC工作频率增加,增压比下降的原因主要在于,随工作频率增加,压力平台区持续时间缩短以及填充阶段气流速度加快使流动损失加大。

致 谢:感谢中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金的资助。感谢中国航空计量技术研究所对试验测试方法提供的建议和帮助。

参考文献

- [1] 严传俊, 范 玮, 郑龙席, 等. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [2] Fickett W, Davis W C. Detonation: Theory and Experiment[M]. Mineola: Dover Publications INC, 2000.
- [3] Cooper M, Jackson S, Austin J, et al. Direct Experimental Impulse Measurement for Detonation and Deflagration [R]. AIAA 2001-3812.
- [4] Matsutomi Y, Meyer S E, Heister S D. Impulse Measurements and Analytical Studies on a Cyclic Pulse Detonation Engine[R]. AIAA 2003-4824.
- [5] 范 玮, 严传俊, 邓君香, 等. 模型两相脉冲爆震发动机推力的测试与研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 185-188.
- [6] 张义宁, 王家骅, 张靖周. 多循环吸气式脉冲爆震发动机推力直接测量[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 459-468. (ZHANG Yi-ning, WANG Jia-hua, ZHANG Jing-zhou. Impulse of Cyclic Air-Breathing Pulse Detonation Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 459-468.)
- [7] 何小明, 李建中, 王家骅, 等. 多循环脉冲爆震发动机推力测试试验[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 317-321. (HE Xiao-ming, LI Jian-zhong, WANG Jia-hua, et al. Experiments on Thrust Measurement of Multi-Cycle Pulse Detonation Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 317-321.)
- [8] Ishii K, Tanaka T, Ami K. Development of a New Detonator Using Multiple Tubes for Pulse Detonation Engines [R]. AIAA 2002-5168.
- [9] Yatsufusa T, Ohira M, Yamamoto S, et al. Development of Liquid-Fuel Initiator for Liquid-Fuel PDE [R]. AIAA

- 2004-1213.
- [10] Kasahara J, Hirano M, Matsuo A, et al. Flight Experiments Regarding Ethylene-Oxygen Single-Tube Pulse Detonation Rockets[R]. *AIAA* 2004-3918.
- [11] 李超, 郑龙席, 李勃, 等. 脉冲爆震发动机非接触推力测试理论与实验研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(2): 2441-2446.
- [12] 郑龙席, 王治武, 黄希桥, 等. 脉冲爆震涡轮发动机技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019.
- [13] Nicolai N, Dieter P. Potentials for Pressure Gain Combustion in Advanced Gas Turbine Cycles[J]. *Applied Sciences*, 2019, 9(16): 1-21.
- [14] 潘慕绚, 黄金泉, 郭伟, 等. 脉冲爆震发动机高温压力测量方法[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 355-359. (PAN Mu-xuan, HUANG Jin-quan, GUO Wei, et al. Pressure Measurement Method under High Temperature for Pulse Detonation Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(3): 355-359.)
- [15] 丁万山, 孙红兵. 基于激光诊断技术的脉冲爆震发动机多参数自动测试系统[J]. 传感技术学报, 2007, 20(9): 2060-2064.
- [16] 陈帆, 陶波, 黄斌, 等. 基于TDLAS的脉冲爆震火箭发动机尾焰参数测量[J]. 燃烧科学与技术, 2013, 19(6): 501-506.
- [17] 吕晓静, 李宁, 徐恩华. 基于TDLAS技术结合多普勒测速的脉冲爆震发动机冲量测试[J]. 机械化工, 2018, 11: 154-155.
- [18] 吕晓静, 李宁, 翁春生. 基于双光路吸收光谱技术的气液两相爆轰燃气诊断技术研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2014, 34(2): 582-586.
- [19] 邱华, 王玮, 范玮, 等. U型方管中爆燃向爆震转变特性实验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1788-1794.
- [20] Caldwell N, Glaser A, Dimicco R, et al. Acoustic Measurements of an Integrated Pulse Detonation Engine with Gas Turbine System[R]. *AIAA* 2005-413.
- [21] Munday D, George A S, Driscoll R, et al. The Design and Validation of a Pulse Detonation Engine Facility with and Without Axial Turbine Integration[R]. *AIAA* 2013-0275.

(编辑: 刘萝威)