

文章编号: 1000-8055(2009)02-0307-06

脉冲爆震燃烧室与涡轮相互作用的试验

邓君香, 郑龙席, 严传俊, 蒋联友, 李 娜, 熊 妮
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用汽油和空气作为燃料和氧化剂, 进行了脉冲爆震燃烧室(PDC)与涡轮相互作用的原理性模型试验装置的试验. 试验结果表明: PDC 工作平稳, 在发动机爆震工作时压气机出口空气质量流量比用于 PDC 产生爆震的空气质量流量大 100 kg/h 左右; 在 PDC 出口前已形成充分发展的爆震波, 压力波经过涡轮膨胀后峰值压力和波速明显降低; 且充填系数越大, 各位置处的平均峰值压力越高, 压力波经过涡轮后的衰减越小; 涡轮在经受累计 40 多分钟共 12 000 多次脉冲爆震波或压力波的冲击后仍然完好无损.

关 键 词: 脉冲爆震燃烧室(PDC); 涡轮; 相互作用; 试验研究

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Experimental investigations of interaction of a pulse detonation combustor with a turbine

DEN G Jun-xiang, ZHEN G Long-xi, YAN Chuan-jun,
JIANG Lian-you, LI Na, XION G Cha
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Experimental investigations of a principle model of interaction of pulse detonation combustor (PDC) with turbine were made by using gasoline and air as fuel and oxidizer. The experimental results show that pulse detonation combustor can run stably. During PDC detonating, the air mass flow at the compressor outlet is about 100 kg/h more than that of PDC required for detonation. The full pulse detonation is achieved before the PDC outlet. The peak pressure and wave speed of pressure wave are significantly reduced after expansion through the turbine. Larger fill fraction can lead to a stronger detonation wave and a strong shock wave can be less affected by an obstacle like a turbine than a weak one. The turbo-charger does not exhibit any signs of damage after over 40 minutes of detonation testing.

Key words: pulse detonation combustor (PDC); turbine; interaction;
experimental investigations

脉冲爆震发动机 PDE(Pulse detonation engine) 具有很多优点, 最近十多年在其关键技术研究方面取得了很大进展^[1-2]. 由于脉冲爆震燃烧室具有增压的能力, 如果用它代替燃气涡轮发动机主燃烧室或加力燃烧室就可以实现发动机从等压

循环向爆震循环方式的转变, 进一步提高发动机的推力, 降低单位燃油消耗率; 或者在相同的推力下, 可以减少压气机和涡轮的级数, 大大减少发动机的重量和成本, 提高发动机的推重比, 形成新一代混合式脉冲爆震发动机. 这种发动机既具有脉

收稿日期: 2008-01-10; **修订日期:** 2008-06-03

基金项目: 国家自然科学基金(50336030)

作者简介: 邓君香(1973-), 女, 湖南新宁人, 广州民航职业技术学院副教授, 博士生, 主要从事燃烧学研究.

冲爆震发动机循环效率高的优点,又兼备涡轮机械功率提取效率高的优点(因为纯 PDE 不能提取功率),而且在宽广的速度范围内具有良好的性能.美国空军研究实验室研究了一种把汽车涡轮增压器和爆震管相结合的混合式发动机,用氢气和空气作为燃料和氧化剂^[3-4].美国得克萨斯州大学进行了应用以爆震燃烧为基础的混合式发动机来发电的实验研究^[5].PDE 以丙烷-氧气为可爆混合物,爆震频率为 15 Hz,共试验了 20 s,涡轮转速达到 127 000 r/min,发电机发电功率为 27 W,压气机供气量为 0.055 kg/s,涡轮出口温度为 800 °C 经过几分钟的试验后,涡轮增压器没有明显的损坏.

美国 GE 全球研究中心成功试验了 8 管 PDE 和单级轴流式涡轮组合的系统,对该系统进行了爆震波和涡轮部件之间相互作用的实验研究^[6-7].这是 NASA 和 GE 联合研制的项目“PDE 涡轮相互作用项目(PDETIP)”的一部分.涡轮的额定值为:质量流量为 3.6288 kg/s(81bm/s),转速 25 000 r/min,输出功率 735.499 kW(1000 hp).该系统使用乙烯和空气可爆混合物,PDE 每管 30 Hz 的频率试验了超过一个半小时.在额定质量流量下,涡轮的转速达到 18 500 r/min,输出 257.425 kW(350 hp),在经受 1 百多万次脉冲爆震后保持完好.美国辛辛那提大学研究了六管脉冲爆震发动机环形阵列与涡轮增压器的轴流燃气涡轮组合的声学 and 性能测量,使用乙烯和氧气可爆混合物^[8-9].PDE 出口混合室与涡轮之间总的峰值压力声压级衰减了 14.7 dB,PDE 爆震管与涡轮之间总峰值压力声压级衰减了 21.8 dB.经过 PDE 出口混合室和涡轮后,爆震峰值压力大大降低.

研制混合式 PDE 发动机的主要挑战之一是估计周期的高压脉冲(衰减的爆炸波)对涡轮性能和发动机寿命的影响.掌握这些影响对成功研制混合式 PDE 发动机是至关重要的.为了研究脉冲爆震燃烧室 PDC(Pulse detonation combustor)和涡轮之间的相互作用,确定涡轮在 PDC 苛刻的超声速环境中保存完好和工作的能力,本研究对 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置进行了试验研究.

1 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置

脉冲爆震燃烧室(PDC)与涡轮相互作用的原理性模型试验装置示意图如图 1 所示,它由进气

道、压气机、脉冲爆震燃烧室、涡轮、尾喷管、供气系统、供气系统、爆震点火及频率控制系统、润滑系统、测量系统、数据采集和控制系统等组成.

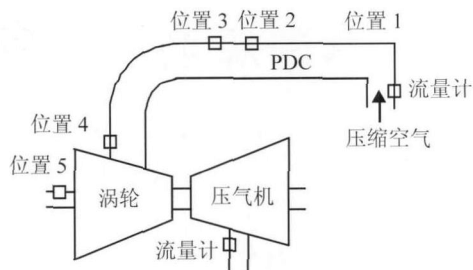


图 1 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置示意图

Fig. 1 Sketch of experimental setup

为了便于试验,选择现有的汽车发动机的涡轮增压器来代替压气机和涡轮,包含同轴的单级离心式压气机和单级径流式涡轮,流量范围为 0.03~0.25 kg/s,最高压比为 2.6,工作转速为 150 000 r/min,最高转速为 160 000 r/min,最高温度为 750 °C,配机范围为 55~100 kW.

本实验采用汽油和空气为燃料和氧化剂.脉冲爆震燃烧室长 1.5 m,内径为 60 mm,爆震室由混合段,点火段,爆震段组成.在点火段中央处安装火花塞,点火系统为一般汽车发动机用磁控高能无触点电子点火器,点火频率用自行研制的 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置 PLC(Programmable logic controller)测控系统来控制.通过调整火花塞垫片的厚度来调整火花塞电极插入到燃烧室内的深度以保证最佳的点火效果及防止对气流的阻碍作用.供气、供油采用无阀自适应供油和供气,即当爆震点火后爆震室内压力高,阻止燃油和空气进入爆震室,当爆震燃烧产物排出爆震室后,爆震室内压力低于供油、供气压力时,开始新一轮的充填循环.在混合室头部,供油系统采用气动喷嘴,从 PDE 推力壁喷入,空气从爆震管头部的横截面切线方向采用对撞式进入,有利于燃料的雾化及其与空气的均匀掺混.

爆震室进口和实验室供气系统相连,由实验室供气系统向脉冲爆震燃烧室提供压缩空气.爆震室出口和涡轮增压器的涡轮进口相连,爆震燃气从涡轮径向进入,轴向流出,冲击涡轮做功,带动涡轮轴旋转,涡轮输出轴功率带动压气机旋转,压缩进气道进来的空气,涡轮出口的燃气经尾喷管向外排出,产生推力.压气机作为涡轮的负载,外界空气从压气机进口轴向进入,径向流出排向

大气. 燃气需经历 90° 的转向, 涡轮和涡壳经受 PDC 高总压、高总温的排气流的冲击, 需要采取有效的冷却并减少运行时间. 在运行过程中对涡轮的冷却和轴承的润滑非常重要, 由润滑系统进行冷却和润滑.

原理性试验的数据采集和控制系统由 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置 PLC 测控系统来完成, 包括测量系统、数据采集和控制系统. 在 PDC 头部(位置 1)放置 1 个压电式压力传感器, 沿 PDC 轴线方向位置 2 和位置 3 放置了 2 个压电式压力传感器来测量爆震室内的压力, 涡轮进口(位置 4)和涡轮出口(位置 5)处各放置一个压电式压力传感器, 所测的压力值依次记为 p_1, p_2, p_3, p_4, p_5 . 后面 4 个压电式压力传感器用水进行冷却. 在大气中放置 1 个压力传感器和 1 个温度传感器来测量大气压力和大气温度. 在压气机出口和实验室压缩空气管路(爆震室进口前)分别放置 1 个空气流量计, 1 个空气总压传感器, 1 个空气静压传感器和 1 个空气总温传感器, 测量压气机出口空气和进入到爆震室的空气的总参数和静参数. 压气机出口的空气流量、压力和温度用来评估涡轮做功的潜能. 在涡轮增压器的压气机端放置 1 个转速传感器, 测量涡轮转子的转速. 在燃油供应管路上放置 1 个燃油流量计, 测量燃油的流量.

PDC 与涡轮之间的相互作用的原理性模型试验装置可研究的参数较多, 能改变的 PDC 变量包括充填系数、混气当量比、点火频率和涡轮后是否加装尾喷管等.

2 实验结果及分析

2.1 试验方法

在热态爆震试验中, 实验室压缩空气进入爆震室和汽油混合爆震燃烧, 脉冲爆震燃烧室工作平稳, 由它排出的高温、高压燃气, 一方面在涡轮中膨胀做功用来带动涡轮和压气机旋转, 压气机压缩从进气道进入的空气, 并从压气机出口排向大气, 另一方面由涡轮排出的燃气, 通过尾喷管进一步膨胀, 产生推力. 点火频率为 5 Hz, 空气质量流量为 125 kg/h, 燃油流量为 3.7 ml/s, 对应的混气当量比为 1.14, 充填系数为 1.32 时, 位置 3 处测得的爆震压力 p_3 达到 2.98 MPa, 爆震波速为 1376 m/s, 爆震很稳定, 压气机出口空气质量流量为 218 kg/h. PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置能在点火频率为 1~10 Hz 范围内稳定

工作. 在此先定义充填系数, 即每次起爆时可爆混合物填充爆震室的体积与爆震室的总容积之比. 当充填系数大的时候, 在涡轮增压器外仍然存在燃烧, 可以观察到尾喷管出口桔黄色火焰高速喷出. 涡轮经过累计 40 多分钟共 12000 多次脉冲爆震波或压力波的冲击, 没有发现任何的裂纹和烧蚀痕迹, 涡轮完好无损, 如图 2 所示.

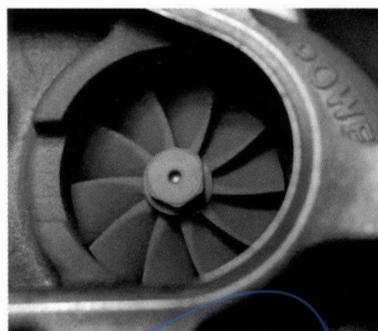


图2 经历 12000 多次爆震循环后的涡轮叶片

Fig.2 Turbine blades after over 12000 detonation cycles

2.2 爆震室进口和压气机出口的空气质量的对比

当点火频率 f 为 5 Hz, 保持混气当量比 ϕ 为 1.15 左右不变时, 改变充填系数 f_t 进行爆震试验, 测量爆震室进口的空气质量流量 W_{apdc} 和压气机出口空气质量流量 W_{ak} , 并计算两处空气质量流量的差值 ΔW_a . 图 3 为 W_{ak} 和 ΔW_a 随 W_{apdc} 变化的趋势. 由图可见, W_{ak} 远大于 W_{apdc} , ΔW_a 一般在 100 kg/h 左右. 由于点火频率低, 只有 5 Hz, 爆震能量少, 涡轮做功少, 再加上各种机械损失、流动损失以及空气流量计测量精度等因素, 所以虽然充填系数变化了, 但两处空气质量流量差值变化不明显.

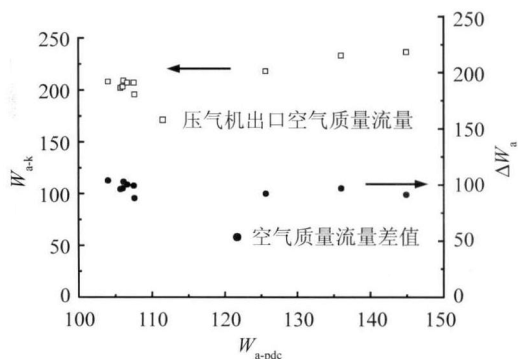


图3 W_{ak} 和 ΔW_a 随 W_{apdc} 变化的趋势

Fig.3 Compressor outlet air mass flow versus PDC inlet air mass flow

2.3 原理性模型试验装置的爆震压力分析

图 4 是点火频率为 5 Hz, 混气当量比为 1.139, 充填系数为 1.319 时, PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置产生爆震测得的 1 s 压力波形和第 3 个压力脉冲的放大图. 图 5 为不加装涡轮的纯 PDE 在点火频率为 5 Hz 时, 产生爆震的 1 s 压力波形和第 3 个压力脉冲的放大图. 图 6 是点火频率为 5 Hz 时 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置和不加装涡轮的纯 PDE 产生爆震的 p_3 压力的 1 s 压力波形和第 3 个压力脉冲的放大图的对比. 由图 4~图 6 对比分析可知, PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置中的 p_1 , p_2 , p_3 , p_4 , p_5 的压力波形有两个峰值, 而且由于 p_3 离弯管最近, 所以 p_3 的第二个峰值压力最早出现, 接下来向前依次是 p_2 , p_1 出现第二个峰值压力, 向后依次是 p_4 , p_5 出现第二个峰值压力. 而纯 PDE 的 p_1 , p_2 , p_3 压力波形都只有一个峰值. 这是因为 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试

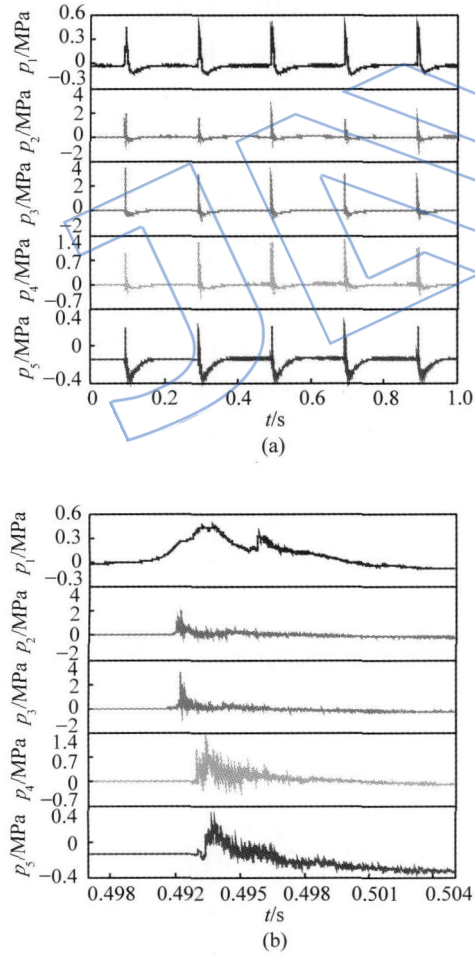


图 4 PDC 与涡轮相互作用的原理性模型试验装置产生爆震的 1 s 压力波形和第 3 个脉冲的放大图
Fig.4 Pressure traces with turbine

验装置中的 PDC 压力波形的第一个压力峰值是回传爆震波引起的, 而第二个压力峰值是由在爆震室和涡轮之间的弯管反射的激波引起的.

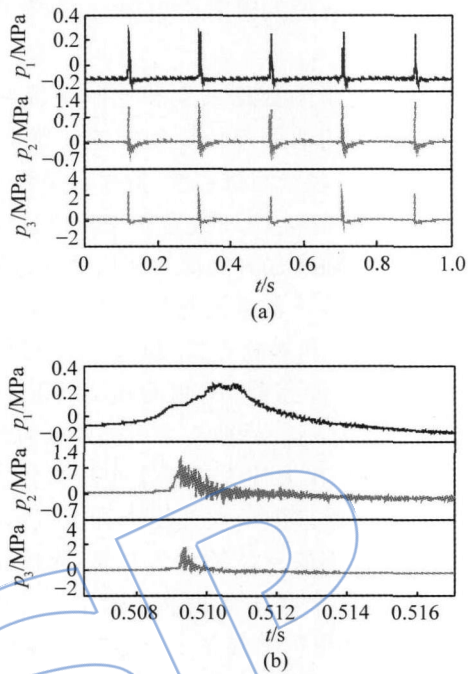


图 5 不加装涡轮的纯 PDE 产生爆震的 1 s 压力波形和第 3 个脉冲的放大图
Fig.5 Pressure traces without turbine

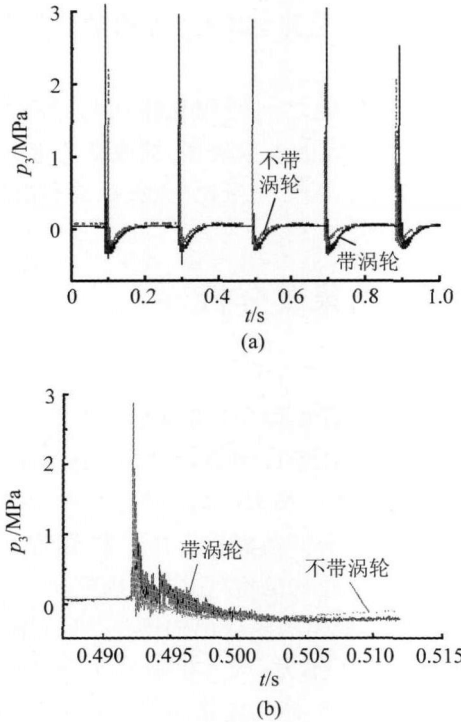


图 6 加装涡轮和不加装涡轮时产生爆震的 p_3 的 1 s 压力波形和第 3 个压力脉冲的放大图的对比
Fig.6 Pressure traces comparison between with turbine and no turbine

2.4 充填系数对峰值压力的影响

在每一种充填系数工况下取 1 s 5 个压力脉冲的平均峰值压力. 图 7 是 5 个位置处平均峰值压力 p_{avg} 随充填系数变化的曲线, 图中 L_{PT} 表示各个压力传感器的位置, 图 8 是 PDC 出口峰值压力随充填系数的变化趋势. 由图可见, 在保持点火频率为 5 Hz, 混气当量比为 1.15 不变时, 爆震室头部峰值压力在 0.5~0.6 MPa 左右, PDC 出口峰值压力 (位置 3) 在 2~3 MPa 之间, 说明在位置 3 前已形成充分发展的爆震波, 压力波经过涡轮膨胀后峰值压力明显降低, 涡轮显著削弱波的强度; 充填系数越大, 相同位置处的平均峰值压力越高, 趋势与文献[9]实验所测的趋势相同. 原因是: 在爆震管被完全充填之后, 进一步增加充填系数, 在爆震管出口外面产生可燃混合物的自由云层. 在没有限制的 PDE 排气下游环境, 多余的燃料和氧化剂就会浪费或导致再一次外部爆震, 因此对 PDE 的推力没有任何贡献. 然而, 在受限制的容积内, 这个可燃混合物的溢出在爆震波衰减之前会在 PDE 排气平面后一段短的距离维持爆震波, 可燃反应物释放的能量更多. 因此更大的充填系数会产生更强的爆震波, 爆震峰值压力更高.

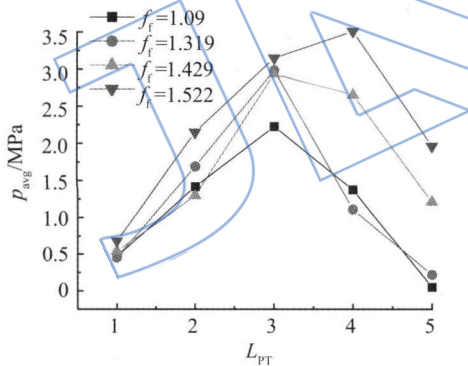


图 7 平均峰值压力 p_{avg} 随充填系数变化的曲线

Fig. 7 Effect of fill fraction on average peak pressure

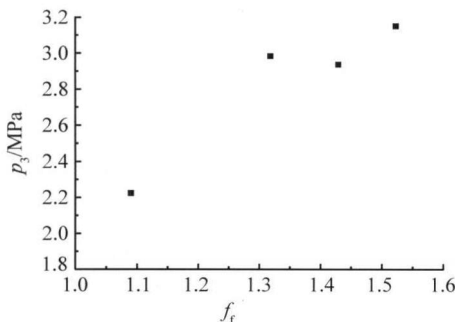


图 8 PDC 出口峰值压力随充填系数变化的趋势

Fig. 8 Effect of fill fraction on peak pressure exiting PDC

2.5 充填系数对波速的影响

爆震波速是研究爆震过程的一个重要参数, 由波速可以推算出其它爆震特性参数. 目前, 测量波速的方法主要有三种: 电离探针法、高速摄影法和压力传感器法. 本实验采用的是压力传感器法, 即通过采用压力传感器监测爆震波峰值压力来测量传播速度的一种方法. 爆震波速和压力波速的计算公式为 $v = \Delta l / \Delta t$, 其中 Δl 为两个压力传感器之间沿脉冲爆震流道的距离, Δt 为同一压力波在两个位置处压力达到峰值之间的时间差. 图 9 为各压力传感器位置处压力波速随充填系数的变化曲线, 图中虚线所表示的是涡轮位置. 初始压力为 96.3 kPa, 初始温度为 281.5 K 时, 用 Cea 软件计算混气当量比为 1.15 时的理论爆震波速为 1828.7 m/s, 理论爆震波峰值压力为 1.9838 MPa, 而实验所测的爆震波速在 1200~1400 m/s 左右. 波速曲线再一次表明, 在不同充填系数工况下, 在位置 3 前都已形成了充分发展的爆震波, 而且爆震波经过涡轮后, 波速大大降低. 充填系数为 1.522 时, 充填的可爆反应物最多, 释放的能量最多, 强度也最强, 则涡轮进口和涡轮出口的波速降低最少, 与其它充填系数的波速曲线不同.

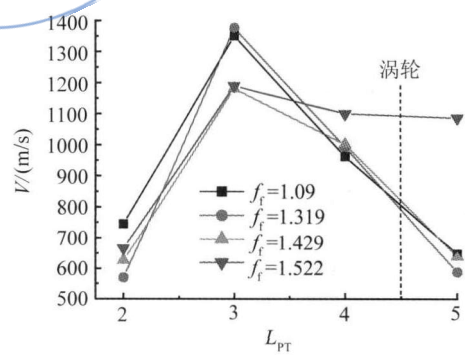


图 9 波速随充填系数变化的曲线

Fig. 9 Effect of fill fraction on wave speed

2.6 峰值压力衰减分析

系统内任何位置的声压级 S_{PL} (Sound pressure level) 由下式给出^[10]

$$S_{\text{PL}} = 10 \log \left(\frac{p^2}{p_{\text{ref}}^2} \right) = 20 \log \left(\frac{p}{p_{\text{ref}}} \right) \quad (1)$$

式中参考压力定为 $20 \mu\text{Pa}$, 通常用在声学工作中作为人耳能听到的 1000 Hz 频率下的最安静声音. 然后从一点到另一点的峰值压力衰减由基于两点的各自峰值压力的声压级的差值来给出. 例如, 计算从位置 2 到位置 3 的传播损失 $T_{\text{L}23}$ (Transmission loss), 由下式给出, 完全消去参考

压力得

$$T_{L\,23} = S_{PL\,2} - S_{PL\,3} = 20\left(\log\left(\frac{p_2}{p_{ref}}\right) - \log\left(\frac{p_3}{p_{ref}}\right)\right) = 20\log\left(\frac{p_2}{p_3}\right) \quad (2)$$

表 1 为混气当量比为 1.15 不变时,峰值压力经过涡轮后的衰减与充填系数的关系,则由表 1 中工况 2 的数据得峰值压力从位置 4 经过涡轮膨胀到达位置 5 后的衰减为

$$T_{L\,45} = S_{PL\,4} - S_{PL\,5} = 20\log\left(\frac{p_4}{p_5}\right) = 20\log\left(\frac{1.1107}{0.2204}\right) = 14.0477\text{ dB} \quad (3)$$

说明峰值压力经过涡轮后衰减了 14.0477 dB.

表 1 峰值压力经过涡轮后的衰减与充填系数的关系
Table 1 Effect of fill fraction on peak pressure reduction through turbine

工况	充填系数	p_4/MPa	p_5/MPa	峰值压力 衰减/dB
1	1.09	1.376	0.0508	28.65509
2	1.319	1.1107	0.2204	14.0477
3	1.429	2.6514	1.2118	6.80089
4	1.522	3.5086	1.9628	5.04516

图 10 是峰值压力经过涡轮后的衰减随充填系数变化的趋势,说明在保持混气当量比为 1.15 不变时,充填系数越大,PDC 出口爆震波峰值压力越大,强度越强,经过涡轮后的衰减就越小,说明更强的爆震波受涡轮等障碍物的影响更小,趋势与文献[9]实验所测的趋势相同.

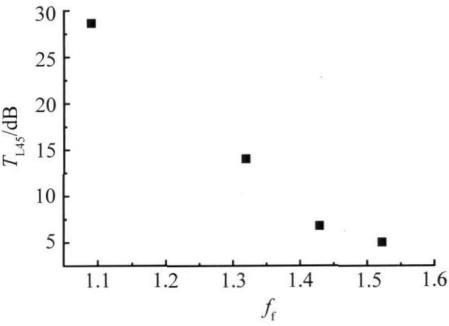


图 10 峰值压力经过涡轮后的衰减随充填系数变化的趋势

Fig. 10 Effect of fill fraction on peak pressure reduction through turbine

3 结 论

本研究对 PDC 与涡轮相互作用的原理性模

型试验装置成功进行了热态爆震试验,由试验结果得出以下结论:

1) 脉冲爆震燃烧室在 1~10 Hz 点火频率范围内稳定工作,在发动机爆震工作时压气机出口空气质量流量比用于 PDC 产生爆震的空气质量流量大 100 kg/h 左右;涡轮在经受累计 40 多分钟共 12000 多次脉冲爆震波或压力波的冲击后仍然完好无损;

2) PDC-涡轮混合系统中产生爆震的压力波形有两个峰值,而纯 PDE 压力波形只有一个峰值;

3) 在保持点火频率为 5 Hz,混气当量比为 1.15 不变时,不同充填系数的 PDC 出口峰值压力在 2~3 MPa 之间,爆震波速在 1200~1400 m/s 左右,说明在位置 3 前已形成充分发展的爆震波,压力波经过涡轮膨胀后峰值压力和波速明显降低;且充填系数越大,相同位置处的平均峰值压力越高,经过涡轮后的衰减越小.

参考文献:

[1] Kailasanath K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. AIAA Journal, 2000, 38(9):1698-1708.

[2] 严传俊,范玮,黄希桥. 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.

YAN Chuanjun, FAN Wei, HUANG Xiqiao. Principle and key technologies of pulse detonation engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

[3] Hoke J, Royce B, Stutrud J, et al. Integration of a pulsed detonation engine with an ejector pump and with a turbo-charger as methods to self-aspirate[R]. AIAA 2002-0615.

[4] Schauer F, Bradley R, Hoke J. Interaction of pulsed detonation engine with a turbine[R]. AIAA 2003-0891.

[5] Panicker P K, Li J M, Lu F K, et al. Application of pulsed detonation engine for electric power generation[R]. AIAA 2007-1246.

[6] Rasheed A, Furman A H, Dean A J. Experimental investigations of an axial turbine driven by a multi-tube pulsed detonation combustor system[R]. AIAA 2005-4209.

[7] Baptista M, Rasheed A, Badding B, et al. Mechanical response in a multi-tube pulsed detonation combustor-turbine hybrid system[R]. AIAA 2006-1234.

[8] Caldwell N, Glaser A, Dimicco R, et al. Acoustic measurements of an integrated pulse detonation engine with gas turbine system[R]. AIAA 2005-0413.

[9] Caldwell N, Glaser A, Gutmark E, et al. Acoustic interactions of a pulse detonation engine array with a gas turbine[R]. AIAA 2006-1233.

[10] Hassall J R, Zaveri K. Acoustic noise measurements[M]. 5th ed. Denmark: Bruel-Kjaer, 1988:33.