

文章编号:1000-8055(2013)12-2731-06

两相脉冲爆震涡轮发动机原理性试验

李晓丰, 郑龙席, 邱 华, 郑华雷

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为验证脉冲爆震涡轮发动机(PDTE)的可行性,建立了 PDTE 原理性试验系统,主要由脉冲爆震燃烧室、离心压气机和向心涡轮等组成. 以汽油为燃料,空气为氧化剂,开展了 PDTE 原理性试验研究. 试验结果表明:爆震燃烧室、压气机与涡轮三者能够协调工作,发动机能够在自吸气模式下长时间稳定连续工作,发动机工作频率最高达 18 Hz. 研究中所采用的气动阀对爆震反传压力波具有很好的衰减作用,低频下衰减效果更为明显,发动机工作在 6 Hz 时压力波峰值可衰减 93.8%,在 18 Hz 时衰减幅度降为 78.4%. 反传压力的降低有利于爆震燃烧室与压气机之间的匹配工作,同时可缩短反传距离,有助于提高发动机工作频率.

关 键 词: 脉冲爆震燃烧室; 涡轮; 压气机; 试验; 发动机

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Principle experiments on two phase pulse detonation turbine engine

LI Xiao-feng, ZHENG Long-xi, QIU Hua, ZHENG Hua-lei

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to verify the feasibility of the pulse detonation turbine engine (PDTE), a principle experiment system mainly composed of pulse detonation combustor, compressor and turbine, etc., was established. By taking gasoline as fuel and air as oxidizer, the principle experiments of PDTE were carried out. The test results show that the pulse detonation combustor, compressor and turbine can match each other successfully and the engine can stably work at the self-suction mode for a long time. The operating frequency of the engine is up to 18 Hz after installation of the pneumatic valve, showing a good attenuation effect on the back propagation detonation wave. It is found that the effect of the pneumatic valve is more significant at low frequencies. When the engine works at 6 Hz, the pressure wave peak attenuation is 93.8%, while at 18 Hz it is reduced to 78.4%. Decreasing the back propagation pressure is conducive to the coordination between the chamber and the compressor, and at the same time it can shorten the back propagation distance, helping to improve the operating frequency of the engine.

Key words: pulse detonation combustor; turbine; compressor; experiment; engine

由于爆震循环的热效率高与等压循环和等容循环,脉冲爆震发动机一直以来都是新概念发动机研究中的重要对象^[1-7],根据是否自带氧化剂,

脉冲爆震发动机可在吸气式和火箭式两种模式下工作^[8]. 吸气式脉冲爆震发动机又分为基本型脉冲爆震发动机、脉冲爆震涡轮发动机和组合式脉

收稿日期:2013-01-17

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.014.html>

基金项目:国家自然科学基金(50906072)

作者简介:李晓丰(1985—),男,湖南邵阳人,博士生,研究方向为新概念推进技术、燃烧与流动.

冲爆震发动机. 基本型脉冲爆震发动机主要由进气道、爆震燃烧室和尾喷管组成, 高温、高速爆震燃气从爆震燃烧室经尾喷管后直接排出. 与传统发动机高温燃气先经涡轮做功再经尾喷管加速排出相比, 基本型脉冲爆震发动机的热利用率变低, 大部分热量都耗散在环境中. 为了提高热利用率, 国外学者提出了 PDTE 的概念, 它与基本型脉冲爆震发动机不同, 主要由脉冲爆震燃烧室(PDC)、离心压气机和向心涡轮等组成, 故其既具有爆震燃烧效率高和自增压等特点, 又具备旋转机械能量转换效率高的优势, 有望在发动机推质比(功质比)、单位燃油消耗率等性能参数上得到提升. 目前世界上包括中国在内的许多国家都正在积极开展 PDTE 的理论与试验研究.

国内主要有西北工业大学郑龙席、邓君香等人开展了脉冲爆震燃烧室与涡轮相互匹配的试验研究, 成功实现了爆震燃烧室与涡轮之间的匹配^[9-10]. 蒋联友等人开展了爆震波与涡轮叶片相互作用的数值模拟研究, 发现轴流涡轮静叶对爆震波具有强反射作用^[11]. 国外的研究主要集中在美国和日本, Hofer 等人对具有增压能力的脉冲爆震燃烧室与涡轮组合的发动机的性能进行了研究^[12]. Andrus 等人建立了采用 PDC 后的高涵道比涡扇发动机的性能分析模型, 计算中只用 PDC 取代传统涡扇发动机中的爆震燃烧室, 其他部件的参数不变, 分析结果表明: 在风扇进口空气质量流量和发动机推力相等的情况下, 装有 PDC 的高涵道比涡扇发动机比传统涡扇发动机的单位燃油消耗率降低了 8%^[13-14]. 日本东京科学大学的 Nango 等人对爆震波同涡轮叶片的相互作用进行了二维非稳态数值模拟, 并估算了涡轮功和涡轮在间歇式工作情况下的热效率^[15].

综上分析, 国内外学者在 PDTE 理论性能计算和数值模拟方面取得了一定进展, 而在试验方面仅开展了爆震燃烧室与涡轮间的部件匹配研究, 关于 PDTE 的整机试验鲜见报道. 同时学者们指出: 如何提高涡轮在非定常、强脉冲爆震燃气驱动下的涡轮效率以及如何有效抑制爆震波反传以降低反传压力波对压气机的影响是研制 PDTE 的两个关键技术, 若反传压力峰值过大, 则压气机容易发生喘振, 进而导致发动机联调失败. 本文以液态汽油为燃料, 空气为氧化剂, 在爆震燃烧室头部设计有防止爆震波反传的气动阀结构, 在该试验器上开展 PDTE 整机原理性试验研究, 以期实现脉冲爆震燃烧室、向心涡轮和离心压气机三者

匹配工作, 验证 PDTE 的可行性.

1 试验装置

PDTE 结构示意图如图 1 所示, 其主要由脉冲爆震燃烧室、向心涡轮、离心压气机、数据采集系统、可编程逻辑控制(PLC)系统、转速测量系统、油气供给系统、润滑系统、高压气源等组成. 其中涡轮和压气机为汽车用涡轮增压器, 压气机设计最大质量流量为 0.9 kg/s, 压比最大为 2.4, 涡轮转速最高为 58 000 r/min; 数据采集系统最高采样频率为 200 kHz, 可同时采集 16 路传感器信号; 润滑系统工作压力为 0.4 MPa, 润滑油体积流量为 15 L/min, 油温控制在 50℃左右; 转速测量系统测量范围为 0~100 000 r/min.

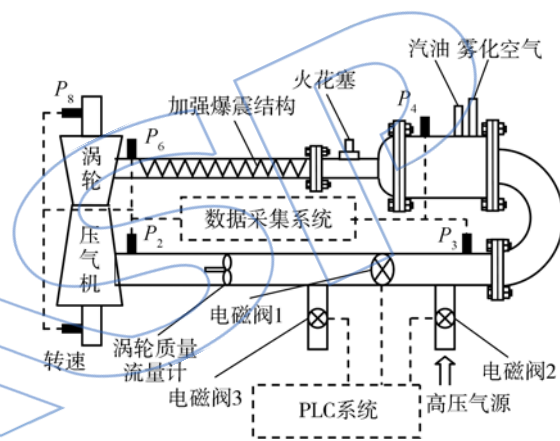


图1 PDTE结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of PDTE

图2为PDC结构示意图, 其主要由进气段、点火段和爆震段组成. 进气段内径为100 mm, 长约为300 mm, 内装有发动机进气锥体、气动阀和燃油喷嘴; 点火段内径为60 mm, 长为280 mm, 其上设计有火花塞安装座; 爆震燃烧室内径为60 mm, 长约为1 000 mm, 内部加装螺旋障碍物作为加强爆震结构, 在爆震燃烧室出口有一传感器水冷安装座, 整体安装后 PDC 总长小于1 600 mm.

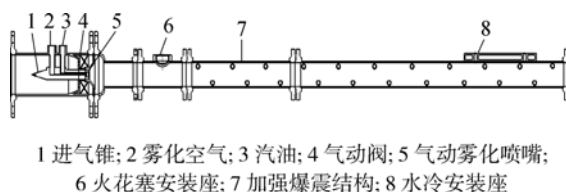


图2 PDC结构示意图

Fig. 2 Structure diagram of PDC

传感器的安装位置见图 1,在压气机出口点 P_2 布置一压阻式压力传感器,测量压缩后空气压力大小;在爆震燃烧室气动阀上、下游 P_3, P_4 分别布置一压阻式压力传感器,测量爆震反传压力波的衰减情况;在爆震燃烧室出口 P_6 安装一压电式压力传感器,在涡轮出口 P_8 安装一压阻式压力传感器,测量涡轮前后的压力变化;发动机转速传感器布置在压气机进气道内,其原理为利用电涡流位移传感器感知压气机转子的变化进而反推发动机转速;在压气机出口直管段布置有涡轮质量流量计,以实时监测发动机工作时压气机质量流量的变化情况,并作为发动机燃油供给量的直接参考依据。

试验中采用汽油为燃料、空气为氧化剂,发动机供油系统主要由高压氮气罐和高压油箱组成,油箱最高可承受 1.013×10^6 Pa (10 个大气压) 压力,为了试验安全,油箱上设计有安全阀,阀门打开设计压力为 8 个大气压,试验时油箱压力一般控制在 6 个大气压左右。在供油管路上装有开关型电磁阀、电动燃油调节阀以及齿轮质量流量计,用来调节控制供入发动机中的燃油质量流量。

PDTE 的联调试验过程如下:发动机起动时,PLC 系统发出指令将电磁阀 2、电磁阀 3 打开,同时关闭电磁阀 1,高压压缩空气由电磁阀 2 经弯段后进入发动机爆震燃烧室,待质量流量稳定后,PLC 系统打开供油管路上的电磁阀,根据质量流量调节汽油供给量,发动机当量比控制在 1.0 左右;填充阶段结束后,PLC 系统关闭燃油供给电磁阀,同时触发点火控制信号,控制点火器释放能量击穿点火段内的火花塞开始点火,点火段内的可燃混合物点燃后,燃烧压力波在爆震燃烧室内不断加速形成强激波,并最终在爆震燃烧室出口形成爆震波,爆震波迅速传入涡轮,在涡轮内膨胀做功,最终从涡轮出口排出;涡轮在爆震燃气的驱动下高速旋转,并输出轴功率带动压气机,压气机抽吸环境空气,空气经压缩后最终从电磁阀 3 排出;待发动机工作稳定后,PLC 系统打开电磁阀 1,同时关闭电磁阀 2、电磁阀 3,瞬间切换发动机的供气模式,即发动机从高压气源供气方式转变成压气机自吸气供气方式,从而实现脉冲爆震燃烧室、涡轮及压气机三者联调试验,发动机各电磁阀及点火触发信号时序图见图 3。

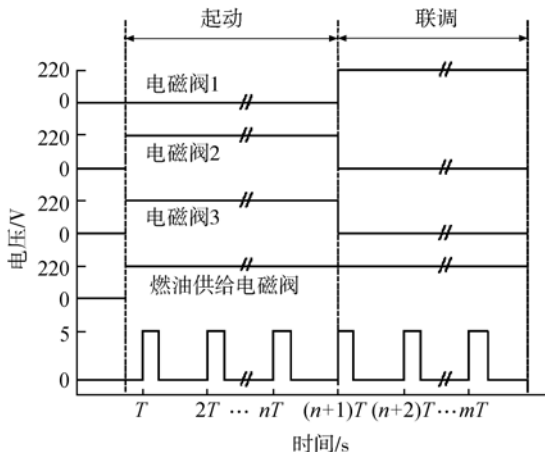


图 3 各电磁阀及点火触发信号时序图

Fig. 3 Sequence diagram of control signals of solenoid valves and ignition device

2 试验结果与分析

试验中该 PDTE 能在 $6 \sim 18$ Hz 频率范围内稳定连续工作。图 4 为 PDTE 工作频率 f 为 18 Hz 时爆震燃烧室尾部 P_6 及压气机出口 P_2 位置处的压力（分别记为 p_6 和 p_2 , 下同）波形。 P_6 位置的平均峰值压力为 1.3 MPa, 说明爆震燃烧室内燃烧过程达到了准爆震状态。这种准爆震状态的出现主要是因为压气机压缩的空气质量流量不够。压气机出口 P_2 位置的平均峰值压力为 0.185 MPa, 说明爆震反传压力波具有极强的反传

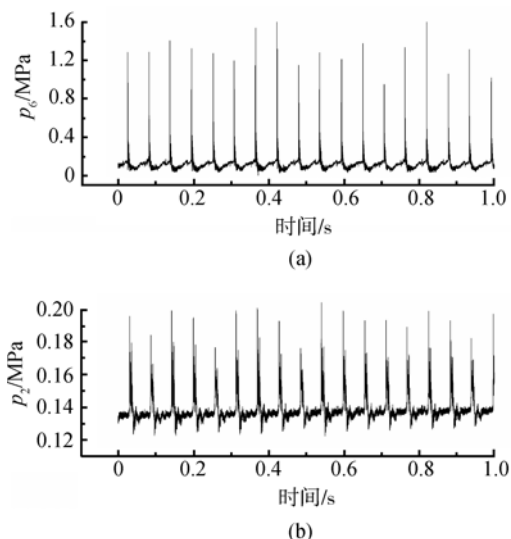


图 4 PDTE 在 P_6, P_2 位置处压力波形 ($f=18$ Hz)

Fig. 4 Pressure profile of PDTE at positions P_6 and P_2 ($f=18$ Hz)

特性,反传压力波经过气动阀后仍能反传至压气机出口,且反传压力波峰高出基线压力 42.3%。爆震波反传特性导致 PDTE 的爆震燃烧室与压气机间的匹配与传统发动机不同。传统发动机采用等压燃烧方式,故爆震燃烧室与压气机间的匹配不需考虑爆震燃烧室的压力反传问题,而 PDTE 不仅需考虑压气机与爆震燃烧室的质量流量匹配,还需同时考虑爆震燃烧室反传压力波对压气机的影响,因此如何解决爆震燃烧室压力反传问题是研制该类型发动机的关键技术之一。

图 5 是压气机出口 P_2 位置处反传压力波平均峰值压力随频率的变化曲线,从图中可看出平均峰值压力随着频率的增加而增加,这说明对于现有发动机结构,在低频情况下更易实现发动机整机联调,故试验过程一般采取从低频逐渐往高频调试的试验方案。

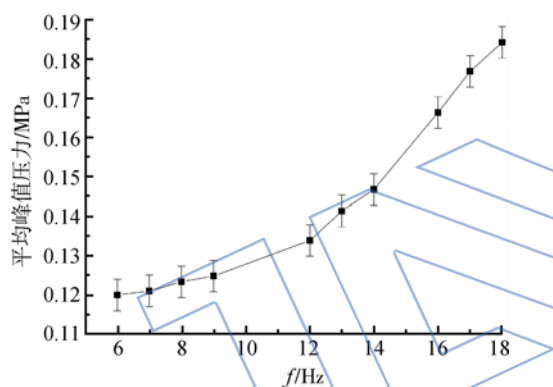


图 5 P_2 位置处反传压力波平均峰值压力随频率的变化曲线

Fig. 5 Curve of average peak pressure of back propagation wave at position P_2 versus frequency

图 6 是压气机质量流量随频率的变化曲线,图 7 是压气机压比随频率的变化曲线。从图 6、图 7 可看出,压气机压比最高达 1.13,压气机质量流量和压比都随频率的增加而增加,但两者与频率都不呈线性关系,质量流量和压比变化的快慢都随频率的变化而变化。从图 6 可看出频率在 14 Hz 以下压气机质量流量都较充足,满足对应频率下爆震燃烧室的质量流量需求,在 16~18 Hz 频率范围内压气机压缩空气能力不足,发动机爆震燃烧室出现部分填充情况。

图 6 中发动机在 18 Hz 作时压气机质量流量为 283 kg/h,而实际发动机所需空气质量流量约为 350 kg/h,故发动机爆震燃烧室出现了部分填

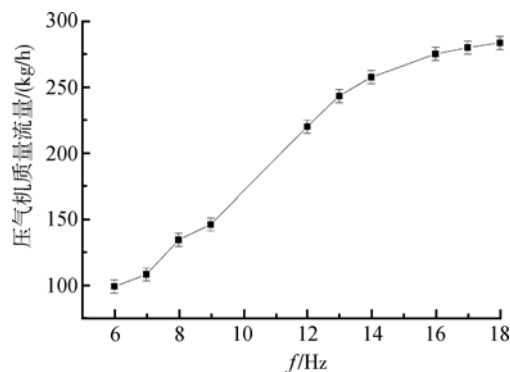


图 6 压气机质量流量随频率的变化曲线

Fig. 6 Curve of compressor mass flow versus frequency

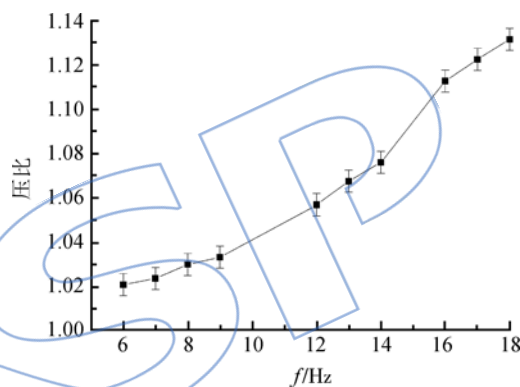


图 7 压气机压比随频率的变化曲线

Fig. 7 Curve of compression pressure ratio versus frequency

充状态,燃烧波从爆燃向爆震转变过程刚刚完成或尚未完成时,便已达到燃料填充截止位置,压力波失去燃料支持从而开始衰减,最终导致准爆震状态的出现。

图 8 是爆震燃烧室头部 P_4 位置处反传压力波平均峰值压力随频率的变化曲线,图 9 是反传压力波经气动阀后峰值的衰减随频率的变化曲线。从图 8 可看出随着频率的增加,爆震燃烧室头部反传压力也不断增加,当发动机工作在 18 Hz 时,爆震燃烧室头部峰值压力达 0.55 MPa,这对防止爆震波反传设计的阀门结构提出了严格要求,所设计的阀门除需满足响应速度外,还需具有足够的结构强度,使其至少在 0.45 MPa 压差下不易损坏。从图 9 可看出,反传压力波经气动阀后峰值的衰减随频率的增加而减小,发动机工作在 6 Hz 时,反传压力波的峰值可衰减 93.8%,而当频率提高到 18 Hz 时,峰值衰减降为 78.4%,说明本研究中所采用的气动阀对爆震波反传在低频下具有很好的抑制作用,随着频率的增加抑制效果明

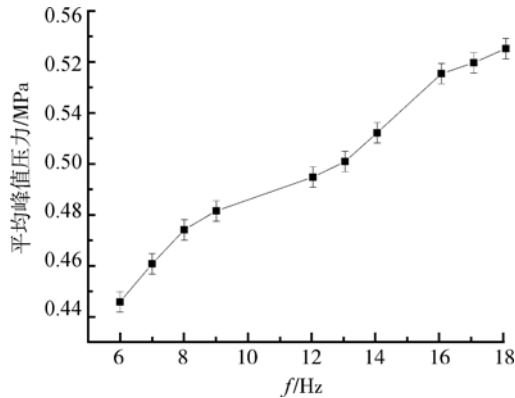


图 8 P_4 位置处反传压力波平均峰值压力随频率的变化曲线

Fig. 8 Curve of average peak pressure of back propagation wave at position P_4 versus frequency

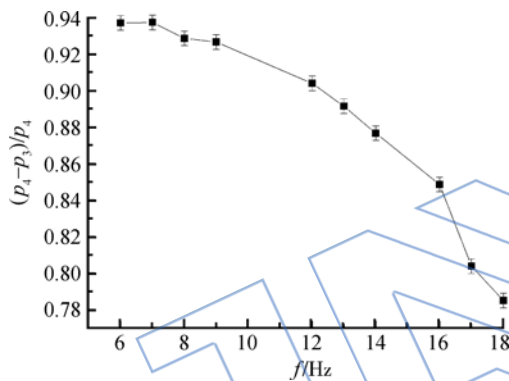


图 9 反传压力波经气动阀后峰值的衰减随频率的变化曲线

Fig. 9 Curve of pressure peak attenuation of back propagation wave after pneumatic valve versus frequency

显下降. 这主要是因为随着发动机频率的提高, 爆震波的周期缩短, 但阀体运动时间不变, 因此阀体关闭过程所占周期比例增加, 导致爆震波反传压力增加.

图 10 是压气机质量流量随发动机转速的变化曲线, 试验中发动机最高转速达 20600 r/min. 从图中可看出压气机质量流量随发动机转速的增加而增加, 且两者基本呈线性关系, 通过曲线拟合即可求得压气机质量流量与发动机转速的关系表达式. 这样在以后的试验中, 可省去测量压气机质量流量的涡轮质量流量计, 而用发动机转速直接反推出压气机的实时质量流量. 去掉涡轮质量流量计后, 可一定程度上减小压气机与爆震燃烧室之间的进气阻力, 有望进一步提高发动机的工作

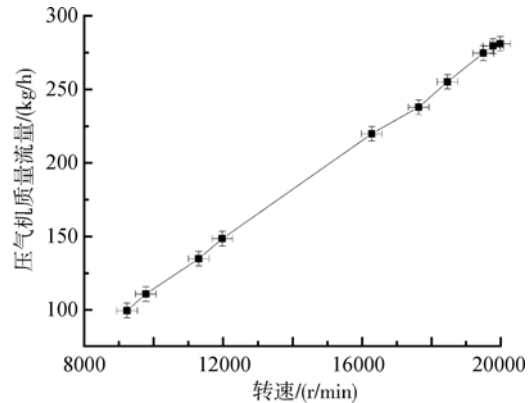


图 10 压气机质量流量随发动机转速的变化曲线

Fig. 10 Compressor mass flow versus rotor speed of engine

频率.

图 11 是频率为 6 Hz 和 17 Hz 时发动机转速随时间的变化曲线, 从图中可发现低频时发动机转速在每次爆震波的冲击下都将发生阶跃性抬高, 然后再逐渐震荡性下降, 周期性比较明显, 而高频时发动机转速都密集分布在平均转速附近, 周期震荡性不再那么明显, 进一步说明随着频率的增加, 发动机的非定常工作环境逐渐得到改善.

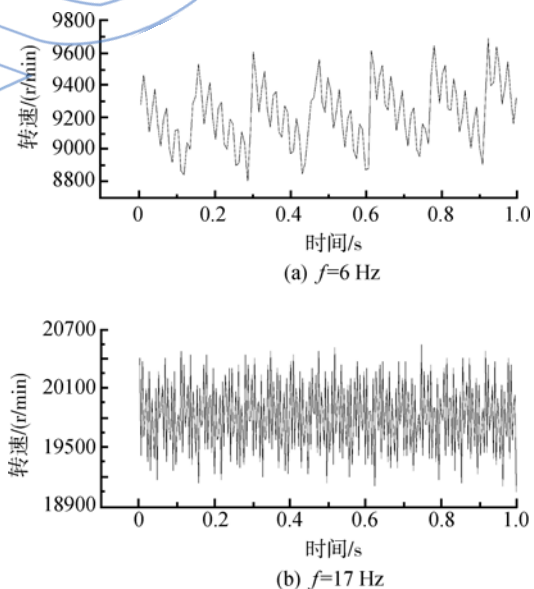


图 11 不同频率下发动机转速随时间的变化曲线

Fig. 11 Rotor speed of engine versus time at different frequencies

3 结 论

1) 试验结果表明脉冲爆震燃烧室、涡轮和压气机三者可实现协调工作, 验证了 PDTE 的可行性, 发动机热力循环已实现从传统等压循环转变

为爆震循环。

2) 以汽油为燃料,空气为氧化剂,在 6~18 Hz 频率范围内发动机可在自吸气模式下长时间稳定连续工作,涡轮叶片经上万次爆震波冲击后目测未现任何裂纹及烧蚀情况,发动机转速最高达 20 600 r/min,压气机压比最高达 1.13。

3) 试验发现爆震反传压力波具有极强的反传特性,反传压力波经气动阀后仍能反传至压气机出口,在 18 Hz 时压气机出口处反传压力波峰高出基线压力 42.3%。

4) 本研究中所采用的气动阀在低频下对爆震波的反传具有良好的抑制作用,随着频率的增加抑制效果明显下降,低频时(6 Hz)压力峰值衰减为 93.8%,高频时(18 Hz)为 78.4%。

5) 试验发现压气机质量流量与发动机转速两者基本呈线性关系,通过测量发动机转速即可换算出压气机质量流量,在以后试验中,可直接去掉压气机出口处的涡轮质量流量计,在一定程度上减小发动机进气阻力,有望进一步提高发动机的工作频率。

参考文献:

- [1] Bussing T R A. Rotary valve multiple combustor pulse detonation engine, Unite States, 5513489[P]. 1996-05-07.
- [2] Shmuel E. Pulse detonation engine: a status review and technology development road map[R]. AIAA 97-2740, 1997.
- [3] Takuma E, Toshi F. A simplified analysis on a pulse detonation engine model[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2001, 44(146): 217-222.
- [4] William H H, David T P. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(1): 68-76.
- [5] Kentfield J A C. Thermodynamics of airbreathing pulse-detonation engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(6): 1170-1175.
- [6] He X, Karagozian A R. Numerical simulation of pulse detonation engine phenomena[J]. Journal of Scientific Computing, 2003, 19(1/2/3): 201-224.
- [7] Fan W, Yan C J, Huang X Q, et al. Experimental investigation on two-phase pulse detonation engine[J]. Combustion and Flame, 2003, 133(4): 441-450.
- [8] 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.
- [9] 郑龙席, 邓君香, 严传俊, 等. 混合式脉冲爆震发动机原理性试验系统设计、集成与调试[J]. 实验流体力学, 2009, 23(1): 74-78.
ZHENG Longxi, DENG Junxiang, YAN Chuanjun, et al. Design, integration and debugging on principle test system of hybrid pulse detonation engine[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 23(1): 74-78. (in Chinese)
- [10] 邓君香, 郑龙席, 严传俊, 等. 脉冲爆震燃烧室与涡轮相互作用的试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 307-312.
DENG Junxiang, ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, et al. Experimental investigations of interaction of a pulse detonation combustor with a turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 307-312. (in Chinese)
- [11] 蒋联友, 严传俊, 邓君香, 等. 爆震波与涡轮叶片相互作用的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 60-64.
JIANG Lianyou, YAN Chuanjun, DENG Junxiang, et al. Numerical simulation of detonation wave interacting with turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 60-64. (in Chinese)
- [12] Hofer D C, Tangirala V E, Suresh A. Performance metrics for pulse detonation combustor turbine hybrid systems[R]. AIAA-2009-292, 2009.
- [13] Andrus I Q, King P I. Evaluation of a high bypass turbofan hybrid utilizing a pulsed detonation combustor[R]. AIAA-2007-5074, 2007.
- [14] Andrus I Q. Comparative analysis of a high bypass turbofan using a pulsed detonation combustor [D]. Wright Paterson, US: Air Force Institute of Technology, 2007.
- [15] Nango A, Inaba K, Kojima T. Aerodynamic effect of turbine blade geometry in pulse detonation combustor[R]. AIAA-2007-1176, 2007.