

文章编号:1000-8055(2011)02-0304-06

六管气动阀 PDE 协调工作研究

刘 鸿^{1,2}, 唐 豪¹, 王政伟², 李建中¹, 王家骅¹, 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 江苏工业学院 机械与能源工程学院, 常州 213016)

摘 要: 为了得到六管气动阀脉冲爆震发动机(PDE)的协调工作,在共用进气道条件下,主要采用离子探针技术进行了试验研究,同时对爆震波激波后燃烧波的传播速度进行了定量测量,并用压力传感器进行了试验验证.研究表明:在单管频率 $f=30\text{ Hz}$ (总频率 $f=90\text{ Hz}$)时,六管 PDE 能够协调、稳定的工作;采用局部蒸发器改善燃油蒸发后,爆震管都达到了爆震波的传播速度.

关 键 词: 脉冲爆震发动机(PDE); 气动阀; 六管; 协调工作; 爆震波

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Investigation on six-tube aero-valve PDE with coordinate operation

LIU Hong^{1,2}, TANG Hao¹, WANG Zheng-wei², LI Jian-zhong¹,

WANG Jia-hua¹, ZHANG Jing-zhou¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Mechanical and Power Engineering,

Jiangsu Polytechnic University, Changzhou 213016, China)

Abstract: In order to obtain the coordinate operation with six-tube aero-valve pulse detonation engine (PDE), ion sensor technique was mainly used to study the experiment under common air inlet conditions. At the same time, propagation velocity of combustion wave behind shock wave was measured quantitatively and the experiment was also validated with a pressure sensor. According to the results, the six-tube PDE can work coordinately and continuously at the operation frequency of single pipe 30 Hz (the total operation frequency 90 Hz). Besides, all detonation tubes reached the speed of detonation wave when the local evaporator was employed to improve the fuel evaporation.

Key words: pulse detonation engine (PDE); aero-valve; six-tube;
coordinate operation; detonation wave

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, 简称 PDE)利用周期性的爆震波产生推力,是一种很有潜力的新概念动力装置^[1-4]. 由于单管 PDE 推力是脉动的、间歇的,这将引起 PDE 的大幅震动,对结构材料和飞行器机载设备造成不良影响;而采用多管 PDE 技术,可以克服单管 PDE

固有的推力脉动缺点,并使 PDE 总频率成倍增加,推力达到准稳态. 当前多管 PDE 研究得到了国、内外学者的广泛关注,但目前公开发表的文献资料^[5-9]大都只给出了研究结果而未给出如何使多管 PDE 协调工作的具体措施,因此如何解决多管 PDE 之间的相互影响成为本文 PDE 协调工作

收稿日期:2009-12-10; 修订日期:2010-05-31

基金项目:国家自然科学基金(50776045)

作者简介:刘鸿(1974—),男,江苏无锡人,副教授,博士生,主要从事燃烧领域的研究.

的难点。

目前,PDE 研究的测试手段主要有压力传感器和离子探针.压力传感器实际测量的是爆震波的激波压力,而对于多循环工作的 PDE,为了保护压力传感器往往需要冷却水套^[10],这给压力的测量带来了较大误差^[11];而离子探针相对廉价,并且利用离子探针测得的燃烧波的传播速度同样可以说明问题.离子探针的原理是当燃烧波经过离子探针的位置时,产生大量的带离子,使探针的输入端导通,电路输出电压迅速下降,所以多个离子探针可以定量测量爆震波激波后燃烧波的传播速度.因此,试验主要利用离子探针所测得的燃烧波传播速度来说明是否触发了爆震燃烧,然后采用压力传感器验证试验结果.

本文研究了六管 PDE 协调工作的关键技术和措施.目前在对称两管同时起爆,频率分别为 $f=30\text{ Hz}$ (总频率 $f=90\text{ Hz}$) 时,六管 PDE 能按时序稳步协调工作,相关技术成果能为其他多管 PDE 研究提供宝贵经验.

1 六管 PDE 设计

$\phi 61$ 六管 PDE 的设计是在 $\phi 61$ 单管 PDE 成功设计的基础上进行的,该单管 PDE 由气动阀、点火装置、扰流弹簧和激波反射器构成,长度约为 1.1 m ,在 PDE 出口光滑段安装有两个离子探针,如图 1 所示.

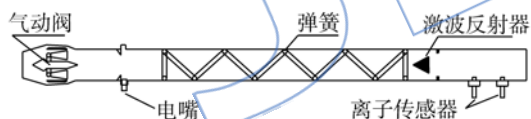


图 1 $\phi 61$ 单管 PDE 结构示意图

Fig. 1 Structure schematic of single tube PDE with $\phi 61$

单管 PDE 采用自适应供油控制,利用气动阀喉道高速气流速度对燃油进行气动雾化.当进气压头为 0.07 MPa (表压)时,在频率 $f=50\text{ Hz}$ 时能产生连续、稳定的爆震波.

六管 PDE 由六个单管 PDE,通过前、后两个法兰和共用进气道组合而成,每个爆震管头部(气动阀下游)都安装有一个电嘴,如图 2 照片所示.

为了使推力平衡将六管 PDE 分为 3 组,相对称两个爆震管按时序两两同时工作,即①、④爆震管、②、⑤爆震管和③、⑥爆震管同时起爆,如图 3 所示.

为了减小六管 PDE 进气之间的相互干扰,将



图 2 六管 PDE 照片

Fig. 2 Photo of six-tube PDE

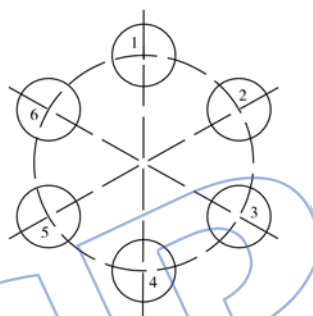


图 3 六管 PDE 分布示意图

Fig. 3 Schematic of arrangement with six-tube PDE

共同进气道分隔成 6 个独立的通道,这虽然不能防止气流在进气道外的相互作用,但可以有效改善爆震管的进口流场;同时在六管 PDE 尾部加中心锥,以减小 PDE 出口爆震波对其他爆震管进气的影响,如图 4、图 5 照片所示.



图 4 进气道实物

Fig. 4 Photo of air inlet

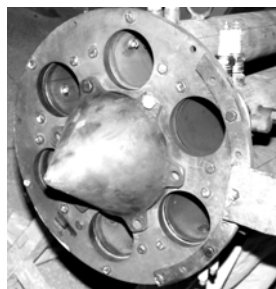


图 5 中心锥实物图

Fig. 5 Photo of central cone

对于本文所研究的六管气动阀式 PDE, 主要依靠气动阀喉道高速气流速度来雾化燃油, 当喉道气流速度达到 220 m/s 以上时, 可使油雾场 $D_{sm} < 10 \mu\text{m}$. 但由于六管之间进气的相互影响, 使各个爆震管气动阀喉道的气流速度远小于理想雾化速度, 导致燃油雾化、蒸发差, DDT(爆燃向爆震转变)距离加长, 从而使爆震管出口处未能形成充分发展的爆震波. 为了有效改善燃油的蒸发质量, 在各爆震管扰流弹簧前焊接中心蒸发器(图 1 中单管 PDE 无蒸发器). 蒸发器由 8 根 $\phi 10 \text{ mm}$ 和 1 根 $\phi 16 \text{ mm}$ 的管子组成, 长度为 50 mm 左右, 通过支板焊在电嘴后, 扰流弹簧前. 中心蒸发器的蒸发总表面积为 0.027 m^2 , 堵塞比为 10.7% , 如图 6 所示.

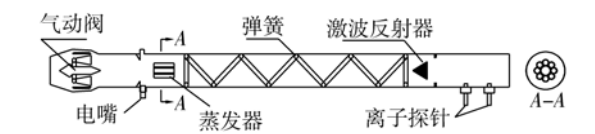


图 6 中心蒸发器安装示意图

Fig. 6 Schematic of central evaporator installation

中心蒸发器在爆震管不同工作过程的作用是不同的: 在充填过程中, 蒸发器主要利用所吸收的上个循环高温燃气的热量来加热下个循环的混气, 促使燃油的蒸发; 在起爆过程中, 由于蒸发管壁面 and 混气的对流和辐射作用, 能使混气首先在蒸发管内燃烧, 多个蒸发管燃烧形成的热射流能有效扩大火焰前锋面积, 尽快形成爆震管平面火焰, 缩短 DDT 距离. 另外, 巧妙利用六管 PDE 各供油管路进行相互制约, 减小爆震管之间供油的相互影响.

2 试验设备、测试仪器、工况和数据处理

2.1 试验设备及测试仪器

试验在 PDE 试车台上进行, 如图 7 所示, 气源为两台压头为 $7.0 \times 10^4 \text{ Pa}$, 流量为 1.5 kg/s 的罗茨风机, 燃油泵为涡喷 6 加力泵改装, 油压最高达 5.0 MPa , 最大流量为 200 g/s . 气源喷口和六管 PDE 共同进气道进口的间距为 $20 \sim 30 \text{ mm}$, 因此 PDE 进口的平均压头小于气源压头. 采用离子探针测量各个爆震管出口前燃烧波的传播速度, 其中上游离子探针距出口 75 mm , 下游离子探针距出口为 40 mm , 两离子探针间距为 35 mm . 为了检测爆震波激波的强度, 在燃烧波传播速度最低的

爆震管出口处安装一个压力传感器(M113A26, 频响 500 kHz), 压力传感器与该爆震管下游离子探针在同一截面上.

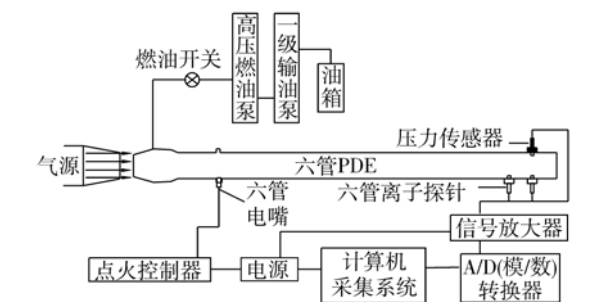


图 7 试验系统示意图

Fig. 7 Schematic of experimental setup for six-tube PDE

2.2 工况

采用地面冲压进气, 风机出口压头设定为 0.06 MPa (表压); 风机的出口温度比环境温度高 30°C 左右; 燃料为液态汽油.

2.3 数据处理

燃烧波速度

$$v = \frac{\Delta L}{\Delta \tau}$$

其中 ΔL 为两离子探针的间距, $\Delta \tau$ 为同一爆震管两离子探针导通的时间差. 为了能客观全面地反应燃烧波的情况, 燃烧波传播速度用一个采样时间 (400 ms) 内燃烧波的平均传播速度 $\bar{v}$ 来表示.

3 试验结果及讨论

①~③号爆震管离子探针信号图如图 8 所示. 当离子探针所在位置没有燃烧波经过时, 离子探针处于断路状态, 数据采集系统显示的是离子探针两端所加的电压值(如图电压 $U=5 \text{ V}$). 当燃烧波经过离子探针所在位置时, 由于燃烧波中带有大量带电子子使离子探针导通, 电压迅速下降, 接近零点; 当燃烧波经过离子探针以后, 电路又恢复断路, 电压也恢复为原值. 因此, 每当有燃烧波通过, 离子探针都会产生一个电路导通信号. 当六管 PDE 中单管周期设定为 $T_c=33 \text{ ms}$ (频率 $f=30 \text{ Hz}$) 时, 在一个采样时间 (400 ms) 内, 共有 12 个电路导通信号. 由图 8 清晰可见: ①~③号爆震管在周期 $T_c=33 \text{ ms}$ (频率 $f=30 \text{ Hz}$) 时能连续、稳定地工作.

六管 PDE 协调工作放大图如图 9 所示, 图中所示为①~⑥号爆震管上游离子探针的信号曲线.

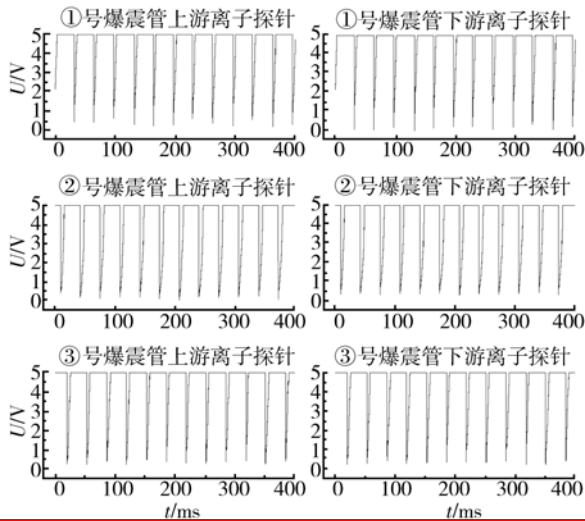


图8 ①~③号爆震管离子探针信号图

Fig. 8 Ion sensor signal of No. ①~③ detonation tube

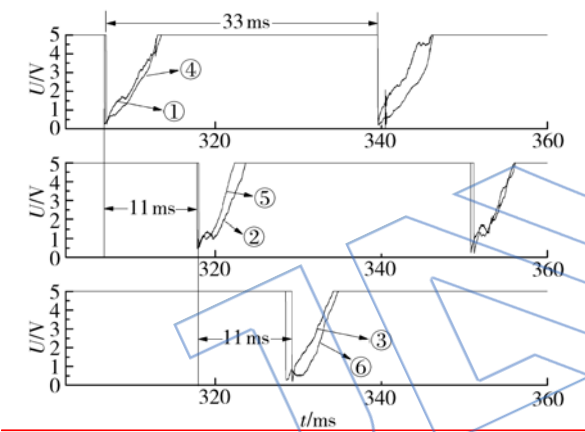


图9 六管 PDE 协调工作放大图

Fig. 9 Enlarged map of operation sequences for six-tube PDE

六管 PDE 工作过程如下:当六管 PDE 中相对两管周期设定为 T_c 时,点火控制器首先同时向①,④号爆震管发出点火指令,然后①,④号爆震管点火、起爆,在①,④号爆震管的离子探针能感受到燃烧波经过时的电路导通信号.经过 $T_c/3$ 后,点火控制器向②,⑤号爆震管同时发出点火指令,同样②,⑤号爆震管的离子探针也能感受到燃烧波经过时的电路导通信号.再经过 $T_c/3$ 后,点火控制器向③,⑥号爆震管同时发出点火指令,③,⑥号爆震管的离子探针同样感受到电路导通信号,如此不断循环、往复.

由图 9 可知:当六管 PDE 中相对两管周期设定为 $T_c = 33 \text{ ms}$ (频率 $f = 30 \text{ Hz}$) 时,首先①,④号爆震管上游的离子探针几乎同时感受到了导通信

号;经过 $T_c/3$ (即 11 ms) 后,②,⑤号爆震管上游的离子探针基本同时感受到了导通信号;再经过约 $T_c/3$ (即 11 ms) 后,③,⑥号爆震管上游的离子探针也感受到了导通信号.由此可见:①~⑥号爆震管在周期 $T_c = 33 \text{ ms}$ (频率 $f = 30 \text{ Hz}$) 时能协调、稳定地工作.

理想情况下,①④,②⑤,③⑥号爆震管应该是分别同时点火、同时起爆,离子探针也应该在同一时刻感受到导通信号.但由图 9 可见:①④,②⑤号爆震管上游离子探针感受燃烧波信号的时间差较小,而③,⑥号上游离子探针感受燃烧波信号的时间差较大,约为 0.56 ms .这主要由于相对称两个爆震管的两相混气形成质量、点火延迟时间、DDT 时间等存在差异,另外爆震管的结构也存在加工误差,因此爆震管的起爆存在时间差,导致相应两个爆震管上的离子探针对燃烧波信号的感受也存在时间差.

为了定量测量燃烧波的传播速度,在六管 PDE 出口光滑段分别安装 2 个离子探针,离子探针相距 $\Delta L = 35 \text{ mm}$.下面以③号爆震管为例说明燃烧波传播速度的计算方法:当③号爆震管起爆后,燃烧波依次经过上、下游离子探针.上游离子探针首先感受到电路导通信号,接着下游离子探针也感受到燃烧波信号.通过试验数据计算可以得到上、下游离子探针感受到信号的时间差 $\Delta\tau = 24 \mu\text{s}$,如图 10 所示.由 $\Delta L / \Delta\tau = 35000 / 24 = 1458 \text{ m/s}$,可得到某一周期的燃烧波传播速度.为了较准确地获得燃烧波传播速度,通常用一个采样时间 (400 ms) 内燃烧波速度的算术平均值来代表③号爆震管的燃烧波传播速度.根据以上方法,可求出①~⑥号爆震管的燃烧波平均传播速度,如表 1 所示.

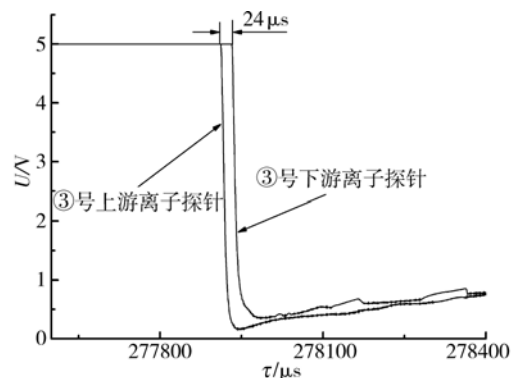


图10 燃烧波传播速度计算

Fig. 10 Calculation of propagation velocity with combustion wave

表1 六管PDE的燃烧波平均传播速度
(单管 $f=30\text{ Hz}$, 总频率 $f=90\text{ Hz}$)

Table 1 Average propagation velocity of combustion wave for six-tube PDE(single tube $f=30\text{ Hz}$, total frequency $f=90\text{ Hz}$)

爆震管号	爆震管燃烧波平均传播速度 $\bar{v}/(\text{m/s})$
①	1180
②	1233
③	1385
④	1165
⑤	1143
⑥	1259

由表1可见,燃烧波平均传播速度在1143~1385 m/s以内.由于爆震管内安装了强化燃烧装置,因此爆震波在传播过程中存在动量和热量损失,爆震波传播速度比美国海军研究生院JP10/空气所得爆震波速度1400 m/s^[12]略低.对于两相爆震,如果燃油雾化质量很好,爆震波传播速度可能比CJ(Chapman-Jouguet)爆震波速度低100~200 m/s;如果混气中存在较大油珠,那么爆震波传播速度可能比CJ爆震波速度低700~800 m/s^[13].因此,可以认为表中①~⑥号爆震管已达到爆震波的传播速度.

另外,由表1可知①~⑥号爆震管中,⑤号爆震管的燃烧波传播速度相对较低.为了进一步检测爆震波激波的强度,在⑤号爆震管下游离子探针的同一截面处安装一个压力传感器.该压力传感器位于爆震管光滑段,距爆震管出口为40 mm,⑤号爆震管的离子探针和压力传感器信号如图11所示.图11(a)为⑤号爆震管下游离子探针的信号图,图11(b)为同一截面的压力传感器信号图.由压力信号图可知,⑤号爆震管的峰值压力基本都在1.5 MPa以上,平均峰值压力在2.1 MPa左右,说明⑤号爆震管已得到充分发展的爆震波.由于其他爆震管的燃烧波传播速度都大于⑤号爆震管的传播速度,因此可以进一步验证所有爆震管都已形成充分发展的爆震波.

由图11还发现⑤号爆震管不同周期的爆震波峰值压力存在较大脉动.出现以上现象的主要原因为:由于六管PDE之间进气存在相互干扰,降低了气动阀喉道速度,影响了燃油的雾化质量,使混气中存在液体油珠或爆震管内钝体表面存在油膜.虽然油膜蒸发优于油珠蒸发,但燃油中油珠

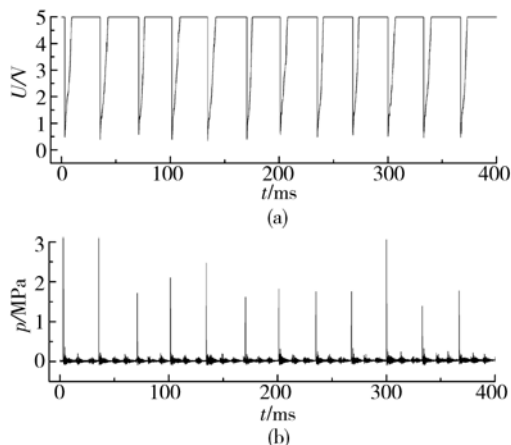


图11 ⑤号爆震管下游离子探针和压力信号

Fig. 11 Downstream ion sensor signal and pressure signal at No. ⑤

和油膜蒸发的分配存在随机性,引起爆震管内两相混气质量存在不稳定性,导致爆震波峰值压力具有较大脉动.此外,燃油的蒸发还依赖爆震管和爆震管内部钝体的壁温,在到达热平衡前爆震管及其内部钝体壁温随PDE工作时间的增加而升高,因而燃油蒸发质量也随工作时间的增加而改善.

4 结 论

1) 设计了共用进气道的六管PDE试验模型,对PDE进气道、排气和供油系统采取了有效措施,获得了六管PDE总频率90 Hz的协调、稳定工作.

2) 为了弥补六管PDE燃油雾化差的缺点,采用了局部蒸发器来改善燃油蒸发.试验证明该措施行之有效,它缩短了DDT距离,使所有爆震管都形成了充分发展的爆震波.

3) 采用离子探针测试技术可以鉴定多管PDE是否协调工作,且利用其测得的燃烧波传播速度可以科学地评价爆震室内是否真正触发了爆震燃烧.此外,采用个别压力传感器进行试验验证,可以进一步检验所得结论的正确性.

4) 初步解决了六管PDE的相互影响问题,若要进一步提高六管PDE的协调工作频率,还需要进行深入细致的研究.

参考文献:

- [1] Goracke D B, Levack D J H, Johnson G W. Tripropellant engine drive cycle consideration for SSTO application[R]. AIAA 95-2950, 1995.

- [2] Manski D, Goertz C, Sassnick H D, et al. Cycles for earth-to-orbit propulsion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 558-604.
- [3] Colasurdo G, Pastrone D, Casalino L. Optimal performance of a dual-fuel single-stage rocket [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(5): 667-671.
- [4] 李牧, 严传俊, 王治武, 等. 无阀两相脉冲爆震发动机循环过程实验分析[J]. *推进技术*, 2007, 28(1): 97-102.
LI Mu, YAN Chuanjun, WANG Zhiwu, et al. Experimental analysis on cycle processes of two-phase valveless pulse detonation engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(1): 97-102. (in Chinese)
- [5] Glaser A, Brumberg J, Rasheed A, et al. Investigations of thrust generated by a valved, multitube PDE with exit nozzles[R]. AIAA 2008-4692, 2008.
- [6] Ebrahim H B, Malo-Molina F J. Numerical investigation of 2-D and 3-D multitube pulse detonation using H₂ and JP8 fuel[R]. AIAA 2004-465, 2004.
- [7] 李建中, 王家骅, 王春, 等. 共用尾喷管多管脉冲爆震发动机数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2008, 26(1): 96-100.
LI Jianzhong, WANG Jiahua, WANG Chun, et al. Numerical investigation of multi-tube pulse detonation engine with common nozzle [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26(1): 96-100. (in Chinese)
- [8] 李建中, 王家骅, 唐豪, 等. 煤油/空气三管脉冲爆震发动机共用尾喷管研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(5): 840-844.
LI Jianzhong, WANG Jiahua, TANG Hao, et al. Investigation on common nozzle of triple-tube pulse detonation engine with kerosene/air [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(5): 840-844. (in Chinese)
- [9] Galdwell N, Glaser A, Gutmark E. Performance measurements of a pulse detonation engine array integrated with a turbine[R]. AIAA 2006-4307, 2006.
- [10] 张义宁, 王家骅, 何小民, 等. 爆震室压力测量可靠性试验[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(10): 1632-1638.
ZHANG Yining, WANG Jiahua, HE Xiaomin, et al. Reliability test in pressure measurement of detonation combustor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(10): 1632-1638. (in Chinese)
- [11] Zdenek J S, Anthenien R A. Ion based high-temperature pressure sensor[R]. AIAA 2004-470, 2004.
- [12] Brophy C M, Netzer D W, Forester D. Detonation studies of JP-10 with oxygen and air for pulse detonation engine development[R]. AIAA 1998-4003, 1998.
- [13] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2004, 30(6): 545-672.