

文章编号: 1000-8055(2006)05-0789-06

两相多循环爆震波特性的研究

张义宁, 王家骅, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究两相爆震燃烧的特性, 在多循环自吸式脉冲爆震原型机上进行试验研究。运用动态压力传感器和离子探针并行采集手段进行试验, 结果表明: 爆震波传播速度在 1300 m/s 左右; 爆震波的前导激波与反应区之间的距离在 30 mm 左右, 两相爆震的主要反应区厚度约为 80 mm 左右, 且反应区后存在液滴的燃烧延迟; 激波动态压力信号与反应区的离子信号的并行采集可以作为判断是否产生爆震的手段。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 脉冲爆震发动机(PDE); 爆震波; 两相; 原型机

中图分类号: V231.2²

文献标识码: A

Investigation of two phase and multi cycle detonation

ZHANG Yi Ning, WANG Jia Hua, ZHANG Jing zhou

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: In order to study the two phase detonation wave characteristics, a series of experiments at different frequencies were conducted on a pulse detonation engine(PDE) prototype, the diameter and the length of which are 58 mm and 1370 mm respectively. The data of dynamic pressure and ion signal were collected simultaneously in the PDE combustion chamber. The PDE prototype can work at frequency up to 50 Hz with gasoline/air mixture. The two phase and multi cycle detonation wave characteristics were described firstly from combustion mechanism. The detonation wave propagated at about 1300 m/s , and the width of induction zone is about 30 mm . The reaction zone width is about 80 mm , and behind the reaction zone there exists reaction delay of liquid fuel drops. Data simultaneous collection can be used to judge whether actual detonation in the PDE combustion chamber occurs.

Key words: aerospace propulsion system; Pulse Detonation Engine (PDE); detonation wave; two phase; prototype

传统的爆震波结构是由经典一维 ZND 模型而来的, 根据这一模型, 爆震波由一道平面激波与紧跟其后化学反应区(燃烧波)组成^[1], 如图 1 所示。事实上构成爆震波前沿的是一组激波系, 包括入射波、马赫波以及反射波, 三波交点称为三重

点^[2]。对于爆震波结构直观的研究方法主要有两种, 一是靠光学显微技术来放大爆震燃烧过程的空间尺度; 二是靠高速摄影技术放大这一过程的时间标尺。常见的有纹影技术, 全息技术, 激光诱导荧光(PLIF)用于自由基(如 OH)的荧光成像

收稿日期: 2005-10-12; 修订日期: 2005-11-30

基金项目: 国防基础预研项目(K1600060704)

作者简介: 张义宁(1977-), 男, 江苏连云港人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事燃烧领域研究。

技术, 高速摄影机直接拍摄技术等^[3-5]。然而纹影相片得到的是整个立体区域内的所有波系, 导致激波结构的重叠, 如图 2^[6] (a) 所示; PLIF 成像技术只能得到激波间断面的激波轮廓以及通过自由基的荧光度来宏观把握反应区, 如图 2 (b) 所示; 高速摄影技术得到的相片可以看到爆震波的形成过程, 对于爆震波的结构则被强烈的白光冲淡。从燃烧机理的角度来看, 上述方法一般适用于单循环的预混爆震燃烧, 可以直观的获得一些信息, 但不能反映激波与燃烧反应区之间的相对位置关系, 以及两相爆震反应区的宏观尺度。

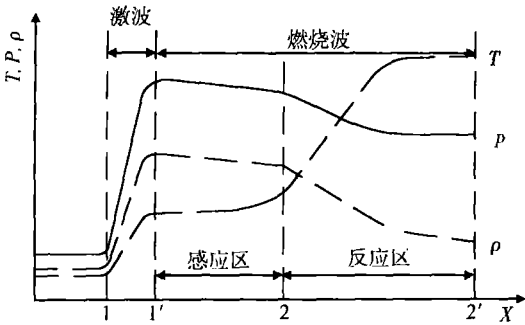


图 1 爆震波的一维 ZND 模型及热力学性能
Fig. 1 ZND detonation wave structure and thermodynamic properties

本文从燃烧的机理出发, 在 PDE 成功触发爆震且爆震波可以稳定向前传播的条件下, 采用高频响动态压力传感器和离子传感器同步测试的方法, 对不同频率下两相多循环的爆震波压力、传播速度以及感应区的厚度进行试验研究。这种同步测试的方法也可以用来检验爆震管内是否产生了充分发展的爆震波。所得结论对研究两相爆震燃烧具有一定的参考价值。

1 试验系统及工况

1.1 试验设备、试验件

脉冲爆震发动机原型样机试验系统如图 3 所示: 爆震管内径 58 mm, 长 1 370 mm。

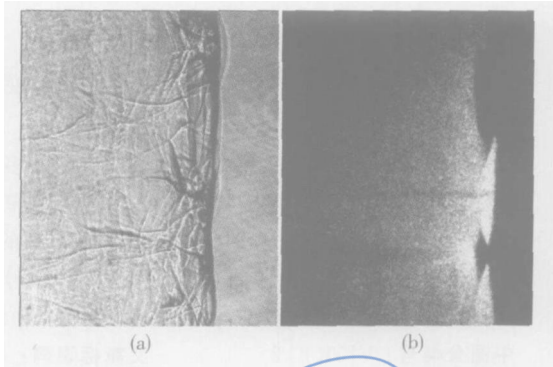


图 2 爆震波的纹影像^[6] (a) 和 PLIF 成像 (b)
Fig. 2 Simultaneous schlieren and PLIF images of detonation structure. ^[6]

试验在悬挂式 PDE 试车台上进行, 如图 3 所示, 气源为压头 7 000 mm 水柱, 流量 75 m³/min 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。PDE 频率控制由自行研制的控制器实现, 用高频可调点火器来控制高能电嘴, 点火能量 0.5 J。

试验件包括: 具有单向阀功能的气动阀, 用于均匀油雾场的导流掺混器, 高速气流下的改善点火装置, 爆震管内的混气(燃烧时起扩焰作用的)掺混器, 起强化燃烧作用的扰流片, 以及控制激波的反射装置。

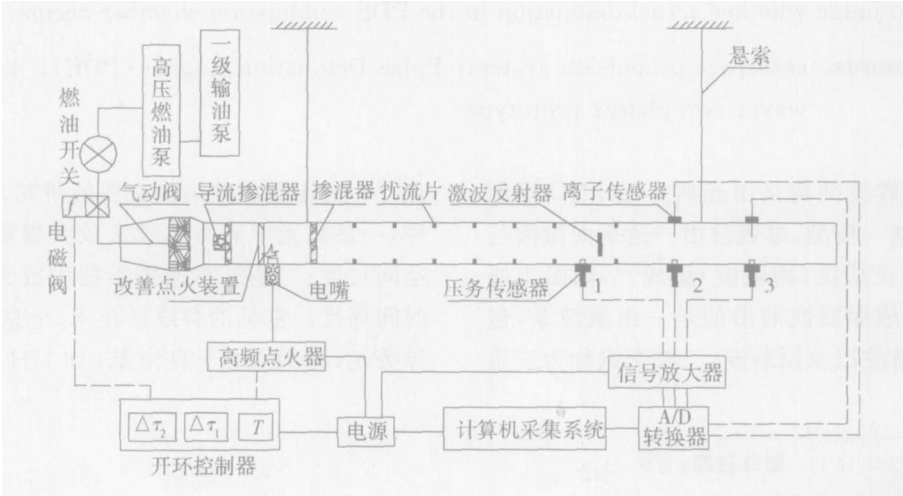


图 3 PDE 试验系统示意图

Fig. 3 Sketch map of experimental setup for pulse detonation engine

1.2 测试仪器

自主开发计算机数据采集系统,采集卡为NI公司的6135型高频数据卡,有四个采样通道,每个通道的采样频率为2.5 MHz。爆震管内压力由PCB动态压力传感器(M113A26 频响 500 kHz)测量。1, 2, 3 号传感器分别距离推力壁 920 mm, 1 050 mm, 1 150 mm。压力信号通过放大后经转换器输入计算机并显示。不同进气状态对应的混气充填速度在冷态下用皮托管在PDE出口处测量,燃油流量由浮子流量计测量。离子探针由两根直径为1 mm的硬质合金丝穿过双孔陶瓷管制成,离子感应端伸出陶瓷管约3 mm,两丝间距为0.5 mm。输出端通过屏蔽线接到信号放大器。

1.3 试验工况

常温,常压,燃料为汽油,空气为氧化剂,当量比为1左右,采用地面冲压进气。根据工作频率需要,调节风机出口速度,分别取PDE工作频率为 $f = 30, 35, 40, 45, 50\text{ Hz}$ 进行试验。

2 测试原理

试验在高频工作条件下采用自适应供油,采用直流喷嘴与气动阀一体化设计,气流在气动阀的喉道处速度可达200~220 m/s,根据文献[7],文氏管壁面的均匀油膜在高速气流(220 m/s)作用下,油雾SMD在 $10\text{ }\mu\text{m}$ 左右。文献[8]研究发现当液滴直径在 $10\text{ }\mu\text{m}$ 左右时,爆震波速度与相应的气相爆震波速度几乎相等,这时可以应用经典ZND模型来分析两相爆震波的结构。

由于计算机数据采集系统的采样通道(4通道)的限制,以及检验试验重复性的需要,试验分两步进行:首先,试验在爆震管内封闭段点火后,经过一定的时间(距离)可以实现缓燃向爆震的成功转变(即DDT过程),并且形成的爆震波可以在扰流片后光滑段稳定的传播,试验把传感器1, 2, 3同时接入采集系统,从PDE工作时爆震管内的压力时序曲线来判断发动机的工作状态;其次,对充分发展的爆震波进行有关的数据采集,分析其结构特性,试验把压力传感器2, 3以及离子探针I, II接入数据采集系统,相对位置如图3所示。爆震波传至I-2截面(或II-3截面)时,压力传感器首先感受到激波的压力。可燃混合物经过激波压缩作用,温度上升,经过感应阶段后进行化学反应,反应过程中产生了大量的离子,离子传感器刚好可以捕捉到这一信号。试验在PDE工作频

率为50 Hz的情况下,测得两个截面的信息如图4所示,图5为其中一个波形的放大。

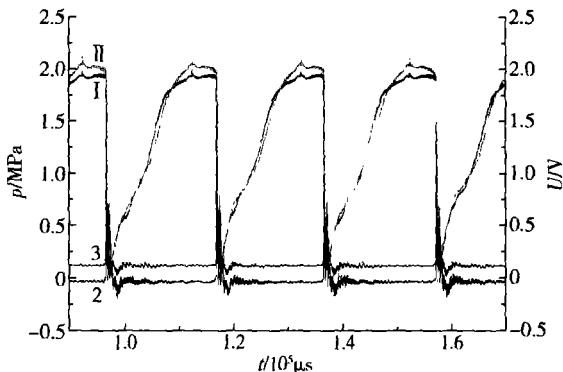


图4 50 Hz 压力信号及离子信号图

Fig. 4 Pressure curve and ion signal comparison

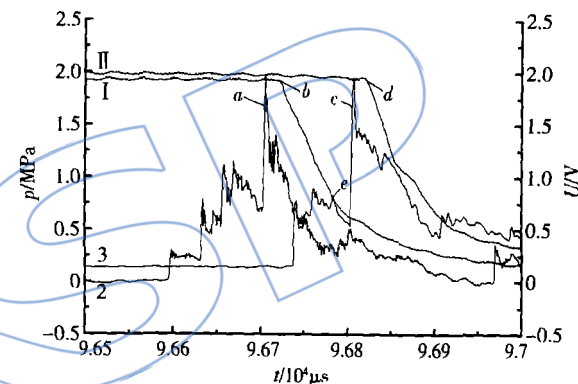


图5 图4某一波形放大图

Fig. 5 Partial enlarged curve of Fig. 4

3 试验结果及讨论

3.1 稳定传播爆震波的获得

试验在爆震管内安装了各种掺混器,可以起到均匀油雾场及扩焰的作用;爆震管内装有堵塞比为43%的片状扰流装置,可促进混气的燃烧速度。经试验发现,在扰流装置后,距推力壁980 mm处,安装圆盘状激波反射器对触发爆震有很明显的效果,图6, 7, 8分别为PDE工作频率30, 40, 50 Hz对应的压力/时间曲线,图中的1, 2, 3对应1, 2, 3号传感器。

由图6~图8可知,在设定的频率下,该PDE样机能够以间歇方式稳定的工作,且频率可以达到50 Hz。1号传感器处于激波反射圆盘的前端,在多重激波叠加作用下,压力可迅速上升至3.5~4 MPa,根据文献[9, 10]及试验得到的爆震波放大图(图9)可知,爆震波已经被成功的触发。由2, 3号传感器得到的压力峰值表明,爆震波在

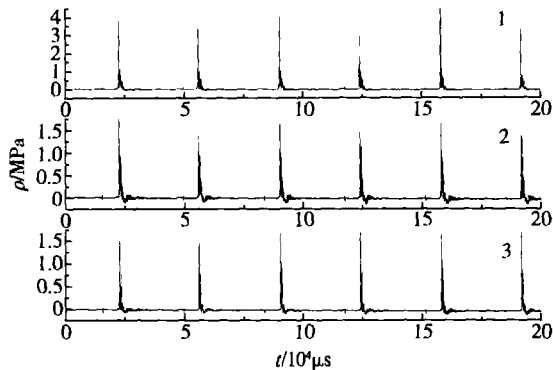


图 6 30 Hz 爆震管内压力/时间曲线
Fig. 6 Pressure curve vs. time at different location($f = 30\text{ Hz}$)

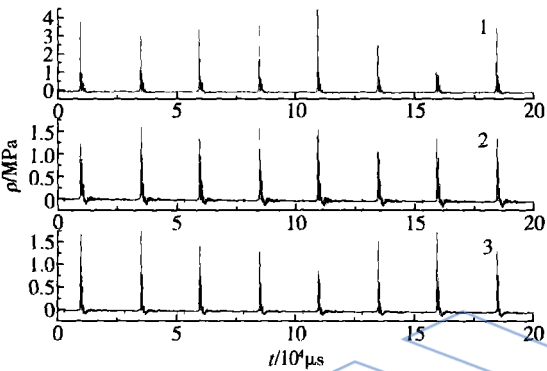


图 7 40 Hz 爆震管内压力/时间曲线
Fig. 7 Pressure curve vs. time at different location($f = 40\text{ Hz}$)

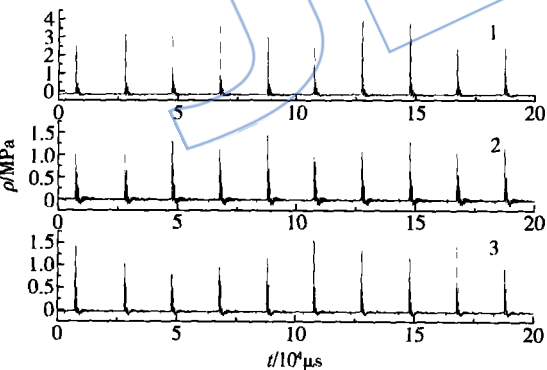


图 8 50 Hz 爆震管内压力/时间曲线
Fig. 8 Pressure curve vs. time at different location ($f = 50\text{ Hz}$)

爆震管的光滑段能够稳定传播,且峰值压力保持在 1.5 MPa 左右,但 3 号传感器在 50 Hz 状态下,压力有一定的起伏,原因在于:随着 PDE 工作频率的提高,一个周期内混气充填长度缩短到与燃烧室长度近似相等情况下,上一循环超燃膨胀引起燃气倒流,滞留于进气道内,导致在下一循环 3

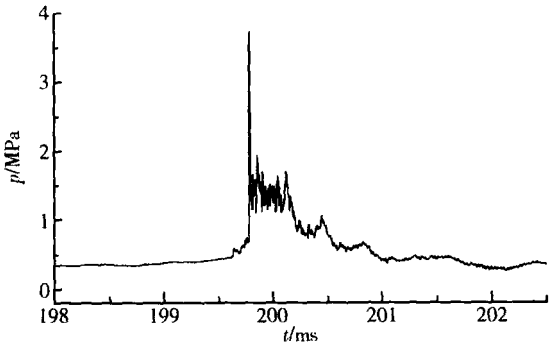


图 9 爆震波压力曲线放大图($f = 50\text{ Hz}$)
Fig. 9 Pressure curve of detonation wave enlargement ($f = 50\text{ Hz}$)

号传感器位置充填的混气可能含有部分污染空气,从而对爆震燃烧的峰值压力产生影响。

3.2 压力信号与离子信号的同步测量

在获得稳定传播的爆震波的前提下,试验把压力传感器 2、3 以及离子探针 I、II 接入数据采集系统,对激波压力信号与反应区离子信号同步测试。在图 5 中,把 2、3 号传感器爆震波峰值压力对应的时间分别记为 t_a, t_c ; I、II 号离子传感器第一时间感受到离子存在的点记为 b, d ,对应的时间记为 t_b, t_d ;已知 2、3 号传感器之间距离 L 为 120 mm。

两态混气爆震波的化学反应区可以分为两个区域,定义为主要反应区和补充反应区。在主要反应区,已蒸发为气态的燃料和直径小于 $10\mu\text{m}$ 油珠与空气中的氧发生反应,由于化学反应剧烈,离子浓度升高很快,离子传感器从开始感受到离子存在的 b 点到 e 点,对应的曲线斜率(绝对值)较大,且基本为一常值;当斜率明显减小时(对应图 5 中的 e 点),则主反应区已掠过离子探针所在平面,进入补充反应区,补充反应区主要是残留大油珠和空气残留的氧发生反应,在这一区域,化学反应速度较慢,燃烧时间与残留油珠的直径大小、压力、温度等多个因素有关。

由试验测得的数据可以得到以下数据:

两相爆震波传播速度 $u_{Ds} = \frac{L}{t_c - t_a}$;

燃烧波传播速度 $u_f = \frac{L}{t_d - t_b}$ 。

如果 $u_{Ds} = u_f$,则满足爆震波的条件,即激波后紧跟着一道燃烧波,两者传播速度保持一致。由图 5 的 $t_b - t_a$ (或 $t_d - t_c$) 可以得到点火延迟时间,进而可以求得感应区的距离 L_1 ,

$L_1 = u_{Ds} \cdot (t_b - t_a)$,

主反应区紧跟在感应区后,记主反应区的厚度为 L_{Mr} ,则 $L_{Mr} = u_f \cdot (t_e - t_b)$ 。

PDE 在不同的工作频率下,由试验数据计算可得如表 1 所示的爆震波参数:

表中数据为多次试验得到的平均值,虽然在同一频率下测得的 u_{Ds} , u_f 不完全相等,但可以认为其误差是在测量允许误差范围内的。与美国海军研究生院 JP10/ 空气所得爆震波速度(1 400 m/s)相比^[11],试验得到汽油/空气的爆震波的传

传播至 3 号传感器,解决的办法可以通过提高 PDE 进气速度或者缩短 L_{DDT} 的长度以便进一步缩短爆震管的长度。

根据测得的激波后的点火延迟时间,可以求得感应区的宽度,表 1 显示了爆震波的传播速度越高感应区的宽度越小。数据显示,爆震波的前导激波传播速度越高,证明爆震燃烧的越充分,峰值压力基本在同一水平,很少有较大的起伏。强激波对混气的压缩、加温作用越强,点火延迟时间越短,感应区的宽度越窄。

对于两相爆震燃烧,由于燃油雾化,蒸发以及掺混都要在极短的时间内完成,与气相爆震或预混式的低频率爆震相比,混气在形成的过程中,两相多循环爆震燃烧的油雾场可能出现局部的不均匀现象,所形成的油珠直径在一定的范围内变化,液相的存在导致了爆震燃烧的延迟,延迟的时间包括油滴的剥落、破碎,液雾的蒸发等过程。Dabora^[12,13]认为两相爆震燃烧中,主反应区后的大油珠燃烧产生的能量一部分向前运动追赶上前沿激波,一部分向后传播,逐渐衰减,使得燃料的燃烧效率降低。虽然主要反应区在较短的时间内释放出了大部分的化学能来支持前导激波,但由于小液滴的存在,液滴的继续燃烧导致了离子探针被导通的时间拉长,如图 4 所示。理论上反应区过后,离子信号应该恢复到原来状态,但由于液相燃烧,离子传感器在较长时间仍处于导通状态。需要说明的是这种补充反应区的存在并不是爆震燃烧的必要条件,补充反应区越长,说明爆震燃烧的越不充分,没有在较短时间内释放所有的化学能,反而会影响爆震燃烧的程度,反映在爆震波的峰值压力降低。

4 结 论

- (1) 在 PDE 样机上成功实现了 30~ 50 Hz 的爆震燃烧,稳定传播的爆震波峰值压力在 1.5 MPa 左右;
- (2) 以汽油为燃料,空气为氧化剂,爆震波的传播速度在 1200~ 1350 m/s 范围内变化,紧随其后的燃烧波以同样的速度向未燃混气传播,测得感应区宽度在 30 mm 左右;
- (3) 两相爆震的反应区可以分为主要反应区和补充反应区,主反应区的厚度在 80 mm 左右;
- (4) 运用离子探针与动态压力传感器同截面测量,以及在时间上并行采集数据的方法,提供了衡量两相爆震燃烧是否充分进行的判断方法;

表 1 不同频率下爆震波和燃烧波传播速度以及感应区和主反应区的宽度

Table 1 The Propagation velocity of detonation wave and combustion wave, and the width of induction zone and reaction zone

爆震参数	频率 f				
	30 Hz	35 Hz	40 Hz	45 Hz	50 Hz
$u_{Ds}/(\text{m/s})$	1 214	1 285	1 350	1 314	1 205
$u_f/(\text{m/s})$	1 213	1 279	1 346	1 316	1 210
$L_I/(\text{mm})$	28	26	24	27	32
$L_{Mr}/(\text{mm})$	83	81	78	79	84

播速度大约在 1200~ 1350 m/s 范围变化,可以认为爆震波在爆震管内得到了稳定的传播。通常人们习惯用烟膜法来判断是否有爆震波的存在,但只适用与气相的单个爆震,如果在多循环爆震试验中采用同样的办法,则在若干次循环后,烟膜上留下的痕迹将是杂乱无章的,而这种激波与离子同步测试的手段可以用来衡量多循环 PDE 是否真正的形成了爆震燃烧。

由表 1 中数据可知,爆震波的传播速度随着工作频率的提高是先增大后减小的,当 PDE 以较低频率工作时(30 Hz),混气充填时间较长,爆震管及内部试验件的壁温相对较低,蓄热量较少,对下一循环油雾的蒸发不利,混气中可能含有一部分直径比较大的油珠,影响了燃烧的速度;随着 PDE 工作频率的提高(40 Hz 左右),虽然混气在爆震管内滞留的时间缩短,但管壁温度升高对促进燃油蒸发起到了主导的作用,在每个循环新鲜混气都可以充满整个爆震管的前提下,随着混气质量的提高,爆震波速度有所上升;当 PDE 工作频率达到 50 Hz 时,如前所述,压力传感器附近形成的混气中含有污染成分,导致爆震波的压力下降,且有时爆震波在传播过程中解耦,不能稳定

参考文献:

[1] 陈义良, 张孝春, 孙慈, 季鹤鸣.《燃烧原理》[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992, 185-231.

[2] Shepherd J E, Pintgen F, Austin J M, et al. The structure of the detonation front in gases[R]. AIAA 2002-0773.

[3] Pintgen F, Eckett C A, Austin J M, et al. Direct observation of reaction zone structure in propagating detonation [J]. Combustion and Flame, 2003, 133(3): 211-229.

[4] Lee S Y, Conrad C, Watts J, et al. Deflagration to detonation transition study using simultaneous schlieren and OH PLIF images[R]. AIAA. 2000-3217.

[5] 韩启祥. 爆震机理及旋转阀脉冲爆震发动机原理样机研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004, 15-19.

[6] Shepherd J E, Austin J, Chao T, et al. Detonation initiation, propagation, and structural response[R]. Presentation for 14th ONR propulsion conference. 2001.

[7] Lasheras J, Varatharajan B, Varga C, et al. Studies of fuel distribution and detonation chemistry for pulse detonation engines[R]. ISABE 2001-1174, Bangalore, India, September 2001.

[8] 严传俊, 范玮, 黄希桥, 等. 脉冲爆震发动机性能分析[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(增): 217-220.
Yan Chuangjun, Fan Wei, Huang Xiqiao, et al. Performance analysis of pulse detonation engines [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(Suppl): 217-220.

[9] Cavrilenko T P, Prokhorov E S. Overdriven gaseous detonations[R]. 8th ICOGER, Minsk, USSR, 1981, 23-26.

[10] Desbordes D. Transmission of overdriven plane detonations: Critical Diameter as a Function of Cell Regularity and Size[J]. AIAA Journal, 1988, 68: 170-185.

[11] Brophy Christopher M, Netzer Dave, Forster Dave L T. Detonation studies of JP-10 with oxygen and air for pulse detonation engine development[R]. AIAA 98-4003.

[12] Dabora E K, Ragland K W, Nicholls J A. Drop size effects in spray detonations [R]. Proceedings of the combustion institute, Lexington Publishers, Moscow, 2001, 12: 19-26.

[13] Dabora E K. A Model for spray detonations[J]. Acta Astronautica, 1979, 6: 269-280.