

文章编号: 1000-8055(2005) 06-0989-05

圆环片扰流器对爆震燃烧特性的影响

何小民, 王家骅

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 在飞行状态下成功实行液态燃料的连续爆震在工程上有较大的难度。通过在爆震管内安装扰流器促进爆震波的形成, 并针对不同扰流器结构参数对管内爆震燃烧压力和火焰传播速度的影响开展了实验研究, 获得了爆震燃烧特性随扰流器长度、间距和起始位置的变化规律。结果表明: 燃烧波峰值压力和火焰传播速度随扰流器片数、间距的增加和起始位置的变大而增大; 当在管内产生爆震波后(爆震波峰值压力大于1.4 MPa, 火焰传播速度 $> 1\ 000\text{ m/s}$), 燃烧波压力和火焰传播速度随上述参数的改变变化不大。

关键词: 航空、航天推进系统; 爆震; 扰流器; 实验; 燃烧波压力; 火焰传播速度

中图分类号: V 231. 22

文献标识码: A

Disturber Affect on the characteristics of Detonation

HE Xiao-min, WANG Jia-hua

(College of Energy and Power,

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

Abstract: It is difficult to generate successfully multi-cycle liquid fuel detonation at ambient pressure and temperature conditions. Using disturber is the simple and efficient way to promote detonation. In this paper, the experimental investigation was conducted at ambient pressure and temperature in the detonation tube (length of 2000mm and inner diameter of 40 mm) to acquire the relationship between the combustion wave pressure, flame velocity and structure parameters of the disturber, including number of disturber pieces (6~14), space (20~80 mm) and starting position (80~200 mm). The experimental results show: (1) it is helpful to promote detonation wave, while adopting more disturber pieces, farther space between disturber pieces and farther starting position of disturber; (2) the combustion wave pressure and the flame velocity will keep constant if the detonation wave is produced in the tube (maximal pressure $> 1.4\text{ MPa}$ and flame velocity $> 1\ 000\text{ m/s}$).

Key words: aerospace propulsion system; detonation; disturber; experiment;
combustion wave pressure; flame velocity

足够高的火焰传播速度, 是在有限管长前提下产生爆震的重要条件。加快火焰传播速度有很多措施, 如提高混合气初温、初压、改变混合气性

质、增加流场扰流度等。但一些措施在工程实践中较难实施, 采用扰流装置是一种简单易行、效果良好的方法之一。

收稿日期: 2005- 03- 07; 修订日期: 2005- 09- 25

作者简介: 何小民(1971-), 男, 浙江义乌人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 主要从事燃烧和燃烧装置工作原理的研究。

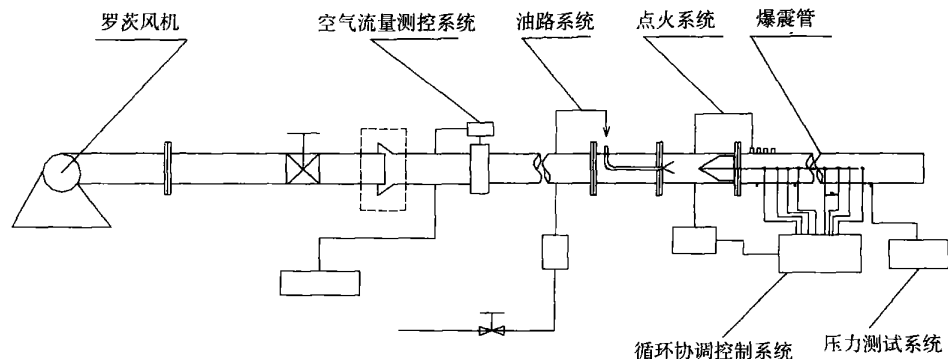


图1 气动阀式脉冲爆震发动机实验系统原理图

Fig. 1 Experimental system of Valveless pulse Detonation Engine

国内外有不少扰流器影响爆震燃烧性能的研究,大部分集中在扰流器型式上,研制了多种结构型式的扰流器:如简单的弹簧丝^[1]、各种形状的扰流片以及复杂的多级扰流柱等^[2,3],另外还有一些研究了不同堵塞比的扰流器对爆震的影响,如气体燃料爆震的研究^[4,5]证明在其余工作状况一定时,扰流器堵塞比为42%左右时,最易产生爆震,DDT 最短。

本研究主要针对由环形扰流片组成的扰流器开展工作,系统研究扰流器的片数、间距和起始安装位置等对爆震燃烧压力和速度特性的影响。

1 实验系统、研究参数

1.1 实验系统

研究是在如图1所示的气动阀式脉冲爆震发动机实验系统上开展的。系统主要包括气源、爆震管、供油系统、点火系统和测控系统等,详细的设计过程和设计思路可参见文献[6]。气源由罗茨风机和相应的管道、阀门等组成(风机流量 $1.6 \text{ m}^3/\text{s}$,压头2 000 mm 水柱)。气源出口管道与发动机进口之间没有采用法兰直接相连,两者存在空隙(如图1中虚线框),这主要用来模拟飞行进气状

态。三根细铁杆穿过片上的三个小孔把各扰流片连在一起组合成扰流器,扰流器堵塞比为42.75%。压力测量采用两个PCB 高频响动态压力传感器,频响为500 kHz,分别安装在距爆震管进口1 300 mm 和1 500 mm 处,火焰传播速度由这两个压力传感器测得的压力时序通过以下计算获得:

首先从压力时序图中得到压力峰值所对应的时间 t_1 和 t_2 ;算出时间差: $\Delta t = t_2 - t_1 (\text{ms})$

然后算得平均速度:

$$U = \frac{1500 - 1300}{\Delta t} = \frac{200}{\Delta t} \quad (\text{m/s}) \quad (1)$$

1.2 研究参数

- (1) 氧化剂:空气;燃料:汽油;
- (2) 工作频率:10 Hz(周期:100 ms);
- (3) 点火位置 IX:距进口40 mm;
- (4) 停止供油时间20 ms(图3中记录为20/100,100为周期);
- (5) 爆震管平均空气进口速度14 m/s 左右;
- (6) 扰流器参数的变化范围如下:扰流器起始位置 DX 为距爆震管进口80,120,160,200 mm;扰流器间距 δ 为20,40,60,80 mm;扰流器片数 n 为6,7,8,10,12和14。

2 研究结果与分析

图3、图4分别为扰流器片数是12片时在1 500 mm 处的压力时序和对应的放大曲线,由图3可知,不同周期内压力波的波形基本一致,峰值压力在1.8~2 MPa,据公式(1)求得的火焰传播速度在1 300 m/s 左右;观察图4的波形放大图可知压力波包含了快速上升段($6 \mu\text{s}$ 左右)和缓慢下降段(约2 110 μs)。基于上述分析,并据两相爆震波的特点^[7,8]可推知管内在该参数组合时已成功

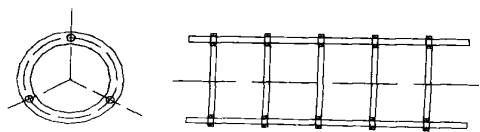


图2 扰流器结构示意图

Fig. 2 Structure of Disturbor

态,使发动机进口气流参数接近常压常温(静压静温)。爆震管内径40 mm,长2 m,扰流器安装在爆震管内,研究中采用的扰流片为圆环形(如图2),

产生了爆震。

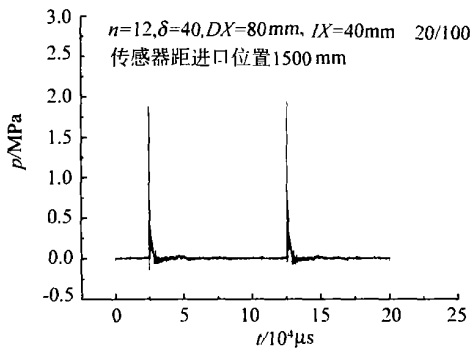


图3 压力时序图
Fig. 3 Pressure Trace

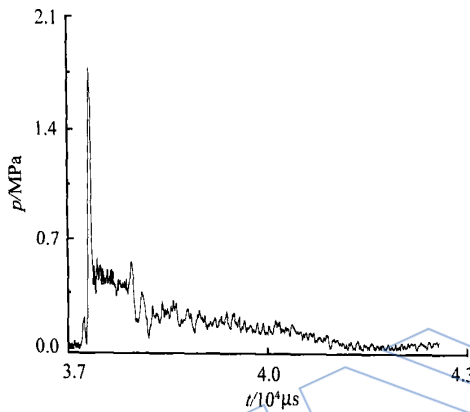
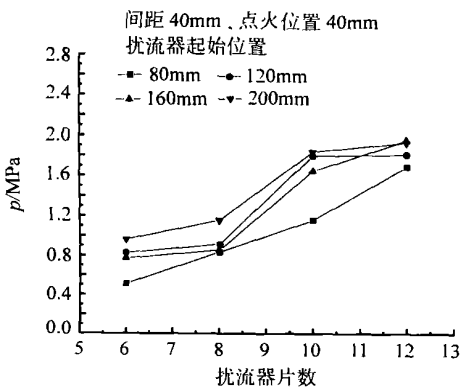


图4 压力波放大曲线
Fig. 4 Magnifying curve of Detonation wave

2. 1 扰流器片数对爆震燃烧特性的影响

图5为不同扰流器片数时燃烧波峰值压力和火焰传播速度的变化曲线, 由图可知: 在不同扰流



器起始安装位置时, 燃烧波峰值压力和火焰传播速度随扰流器片数的变化规律基本一致: 峰值压力和火焰传播速度随扰流器片数的增加而变大, 当峰值压力高于1.5 MPa, 火焰传播速度大于1 000 m/s 后, 其值随片数的增加变化不大。

变化的原因分析如下:

(1) 扰流器的存在增强了流场的压力和速度脉动, 促进燃油雾化和油气混合, 有助于提高火焰传播速度, 显然片数越多, 对流场和燃烧扰动的作用时间和距离就越长, 改善油气混合质量和促进火焰传播的效果就更好。

(2) 在一些状态(如扰流器间距 $\delta=40\text{ mm}$, 起始位置 $D_x=200\text{ mm}$), 片数较多时(如10, 12片) 峰值压力和火焰传播速度基本上是一样的, 这主要是对应状态爆震管内已产生爆震, 在混气参数一定的情况下爆震波的强度基本一样。

(3) 另外从实验结果看, 扰流器片数为10片时处于能否产生爆震的临界点, 在本实验气动参数条件下, 多于10片, 管内都产生了爆震, 而少于10片都没有爆震, 而在10片时则两种情况都有可能产生。

(4) 但扰流器片数越多, 流动阻力越大, 对发动机推力的影响也越大(如在进口速度为20 m/s 时, 扰流器片数由6片变到10片时, 总压损失由4.5%增至5.6%), 因此工程应用时, 在保证管内产生爆震的前提下, 尽可能采用较少的扰流片。

2. 2 扰流器间距对爆震燃烧特性的影响

图6示出了扰流器片数为10片、不同点火位置(距爆震管进口40~160 mm) 时燃烧波峰值压力和火焰传播速度随扰流器间距的变化曲线。由

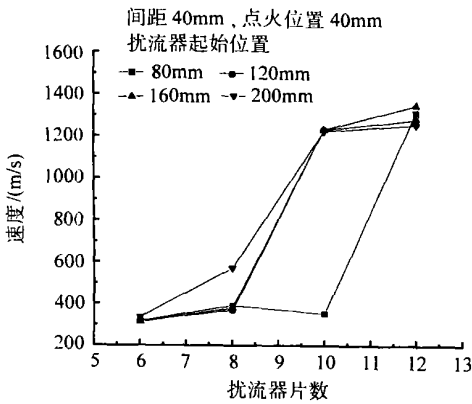


图5 燃烧波压力、传播速度与片数间关系曲线
Fig. 5 Relationship between the detonation performance and numbers of the disturber piece

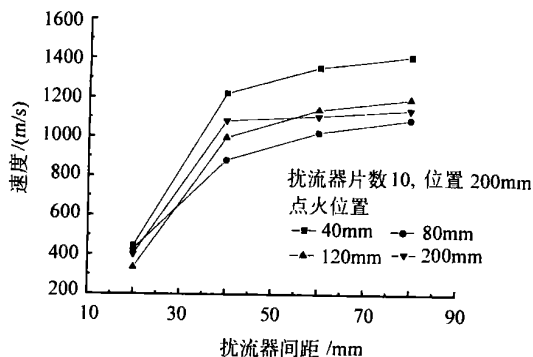
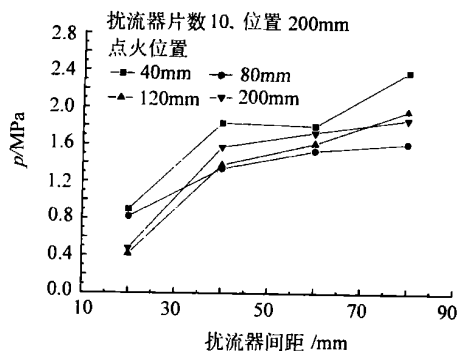
图6 燃烧波压力、传播速度与间距间关系曲线($n=10$)

Fig. 6 Relationship between the Detonation Performance and space

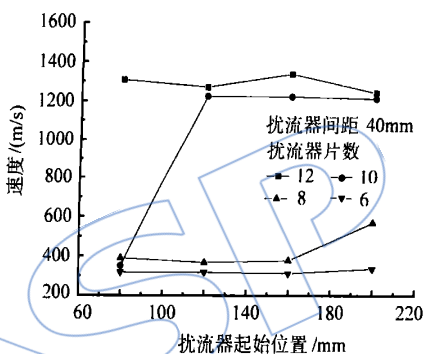
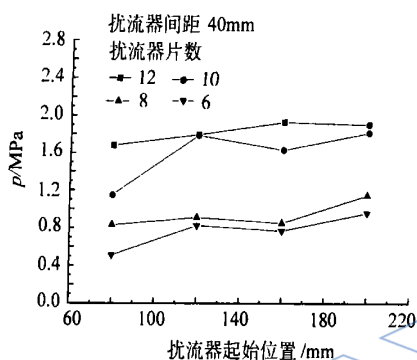
图7 燃烧波压力、传播速度与起始位置间关系曲线($\delta=40$)

Fig. 7 Relationship between the Detonation Performance with the starting position

图可知峰值压力随扰流器间距的增加而提高,在压力高于1.4 MPa后,变化趋于平缓,火焰传播速度也有类似的变化规律,先从400 m/s上升到1000 m/s,然后基本维持不变。这主要是因为:

(1) 扰流器片数一样时,间距越小,扰流器长度越短,扰流程度减弱。

(2) 不同扰流器间距对流场的影响是不一样的,在扰流器间距较小时,扰流片间只形成一个涡,且充满整个区域,主流卷入涡区的量很少,对主流的扰动作用小;当间距较大时,两扰流片间会形成双涡,且涡区变大,加强了对主流的扰动作用,这对促进管内燃烧是有利的^[9]。

(3) 在燃烧波压力较高(> 1.4 MPa)和传播速度较大(> 1000 m/s)时,爆震管内已产生爆震波,尽管管内油气质量随不同间距会有所变化,但影响并不大,因此爆震波的强度基本不变。

(4) 另外从图中看,点火位置对燃烧波压力和速度的影响不是单调的,这主要是因为点火位置的影响取决于很多方面,如与气动阀和第一个扰流片之间的相对位置,喷嘴的位置和喷油的时

刻等。

2.3 扰流器起始位置对爆震燃烧特性的影响研究

图7为扰流器间距40 mm、不同扰流器片数时燃烧波峰值压力和火焰传播速度随扰流器起始位置的变化曲线。据图:燃烧波峰值压力和火焰传播速度在数值上随扰流器起始位置的变大而缓慢增加。

3 结 论

本文在内径40 mm,长度2 m的爆震管上,模拟常温常压进气条件,完成了圆环片扰流器的长度、间距和起始安装位置等对液态汽油爆震燃烧波压力和速度特性的影响研究,获得了如下研究结果:

(1) 在一定的扰流器片数、间距和起始安装位置等结构参数的组合下,爆震管内产生了爆震。

(2) 燃烧波峰值压力和火焰传播速度随扰流器片数、间距的增加和起始位置的变大而增大,在

峰值压力大于1.4 MPa, 火焰传播速度> 1 000 m/s 时, 其值变化不大。

参考文献:

[1] Shchelkin K L. Some Methods for Control of Detonation[J]. *Soviet Journal of Technical Physics*, 1940, 10: 823~827.

[2] Lee S Y, Conrad C W J, Woodward R, et al. Deflagration to Detonation Transition Study Using Simultaneous Schlieren and OH PLIF Images[R]. *AIAA* 2000- 3217.

[3] Kailasanath K. Review of Propulsion Application of Detonation Waves[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(9): 733~738.

[4] Cooper M, Jackson S, Austin J M, et al. Direct Experimental Impulse Measurements for Detonations and Deflagrations [R]. *AIAA* 2001- 3812, *July* 2001.

[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]. 江苏 南京: 南京航空航天大学, 2004.

[6] 何小民, 王家骅. 气动阀式两相脉冲爆震发动机研究[J]. *航空学报*, 2004, 25 (6): 529~533.

[7] He Xiaomin, Wan Jiahua. Investigation on the Aerovale Two Phase Pulse Detonation Engine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2004, 25 (6): 529~533.

[8] 陈义良, 张孝春, 孙慈, 等. 燃烧原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992: 187~204.

[9] Kailasanath K. Multiphase Detonations in Pulse Detonation Engines- A Status Report[R]. *AIAA Paper* 2003~4683.

[9] 何小民. 气动阀式两相脉冲爆震发动机设计和性能研究 [D]. 江苏 南京: 南京航空航天大学, 2004.