

文章编号:1000-8055(2012)09-1935-04

多管吸气式两相脉冲爆震发动机实验

张 群, 范 玮

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 研制了总长为 1500 mm, 直径为 200 mm 的 6 管并联吸气式两相脉冲爆震发动机实验器, 在接近大气压条件下, 以汽油为燃料, 以空气为氧化剂成功进行了该发动机模型实验, 实验中单爆震管最高工作频率达到 35 Hz, 发动机整体最高工作频率达到 210 Hz. 研究中发展了多管吸气式脉冲爆震发动机点火控制策略, 探索了不同点火控制策略对于发动机工作状态的影响规律, 为将脉冲爆震发动机用于工程实际提供了技术储备.

关 键 词: 多管; 吸气式; 两相; 爆震; 发动机

中图分类号: V235.22

文献标志码: A

Experiment on multi-tube air-breathing two phase pulse detonation engine

ZHANG Qun, FAN Wei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A six-tube air-breathing two phase pulse detonation engine (PDE) model has been developed with diameter of 200 mm and a total length of 1500 mm. Under nearly atmospheric pressure, a proof-of-principle experiment on the engine model was successfully performed by using liquid gasoline/air mixture. Each tube in the PDE model can operate at a repetition frequency up to 35 Hz with all the tubes running at the same time experimentally. Therefore a frequency up to 210 Hz was reached in the PDE model. Several ignition control strategies were developed for the multi-tube air-breathing PDE model. Some rules of how different ignition control strategies affect the engine operation have been explored. The results in the investigation supplied a technology preparation to bring PDE to production.

Key words: multi-tube; air-breathing; two phase; detonation; engine

脉冲爆震发动机(PDE)是一种利用脉冲式爆震波产生推力的新概念发动机^[1-4].它具有热循环效率高、结构简单、质量轻、推质比大、单位燃料消耗率低等优点,将成为本世纪新型动力装置.截至目前,国内外绝大多数有关 PDE 的研究工作都是针对单管火箭方式进行的^[3-6],而 PDE 的工程应用背景要求其能够以吸气方式工作^[7-10],从而避免携带沉重的氧化剂实现自由飞行.此外,单管

PDE 的推力调节范围窄,通过改变油气比及爆震管填充程度的方法很难满足飞行器的推力调节需求,而采用改变点火频率的方式不但调节范围有限而且不能获得准稳态推力.多管并联 PDE 具有以下 3 个优点:①推力更平稳;②推力范围更宽广;③对进气道及喷管的影响更小.因此,实现 PDE 的多管并联工作方式具有重要的工程价值.但截至目前,由于技术上的限制,国内外对于多管

收稿日期:2011-11-10

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.003.html>

基金项目:国家自然科学基金(51176158);西北工业大学基础研究基金(JC200912)

作者简介:张群(1976—),男,辽宁鞍山人,副教授、硕士生导师,博士,主要从事先进航空燃气轮机燃烧室技术及脉冲爆震燃烧技术研究.

并联 PDE 进行实验研究的报道极少. 普惠公司正在实验的一种 5 管并联的 PDE^[11], 该 PDE 与一个增压的空气供给系统直接相连. 美国空军研究实验室演示了其实验型多管 PDE, 该发动机主要以商业现货的汽车部件制成. 迄今为止, 以吸气方式工作的多管并联 PDE 的实验研究尚未有公开报道, 因此本文研制了一种 6 管并联吸气式 PDE, 并成功地进行了实验调试.

1 实验装置

6 管并联吸气式 PDE 实验装置结构如图 1 所示, 由供油、供气系统、爆震点火及频率控制系统、环形进气道、爆震管、计算机数据采集系统等组成. 发动机实验器固定在推力台架上. 实验器总长为 1 500 mm, 直径为 200 mm, 其中进气道长为 400 mm, 爆震管长为 1 100 mm. 爆震管由内径为 35 mm 的钢管加工而成, 整个发动机包括 6 个沿周向均布的爆震管. 在每个爆震管侧壁面处均安装火花塞, 由频率在 1~100 Hz 范围内连续可调的爆震点火及频率控制系统控制起爆, 火花塞点火能量为 50 mJ, 该系统能够按不同的点火策略控制点火. 实验中采用汽油为燃料, 发动机供油系统

包括一个由氮气加压的油箱, 该油箱可提供 6 个大气压 (6.0×10^5 Pa) 的高压燃油. 增压油箱通过供油管向发动机主燃油总管供油, 主燃油总管再通过 6 个燃油支管分别向 6 个爆震管供油, 各燃油支管末端装有离心喷嘴将燃油雾化并喷入爆震管中. 其中在供油管上装有手动燃油调节活门、电动燃油调节活门以及涡轮流量计, 用来控制调节及测试供入发动机中的供油量. 实验中气源储气能力为 $55 \text{ m}^3 \times 8.0 \times 10^5$ Pa, 并通过供气管道向发动机进气道供气. 供气管道上装有手动调节阀门、电动调节阀门以及气体涡轮流量计, 用来调节和测试流过管道的气流流量. 在爆震管尾部 (距进气截面 1 000 mm 处) 安装了压电晶体压力传感器来测量沿爆震室各轴向位置的燃气压力. 发动机点火及频率控制系统由点火电源、信号发生及控制系统、点火模块等组成. 调节策略有以下几种方式 (如图 2 所示):

- 1) 单管点火, 6 管交替;
- 2) 2 管同时点火, 3 组交替;
- 3) 3 管同时点火, 2 组交替;
- 4) 6 管同时点火.

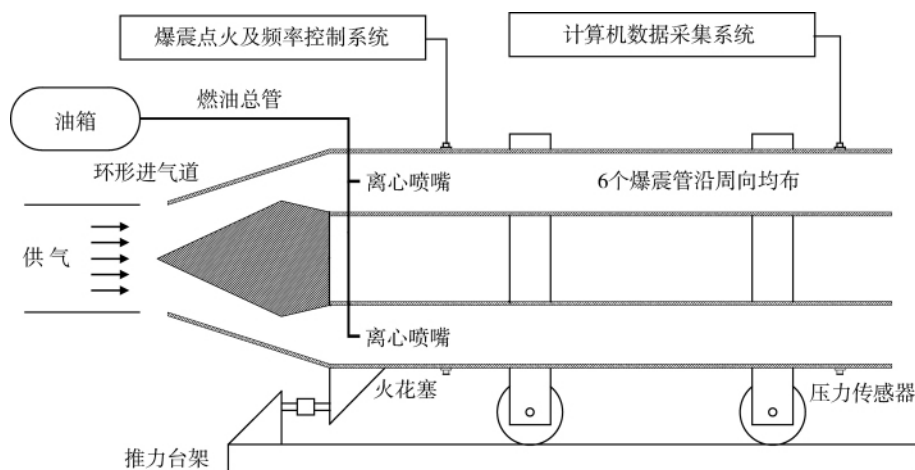


图 1 6 管并联吸气式脉冲爆震发动机实验装置结构简图

Fig. 1 Schematic of experimental setup of the six-tube air-breathing pulse detonation engine

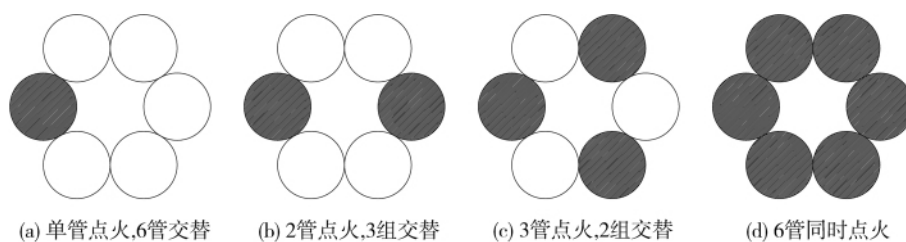


图 2 实验中所采用的 4 种点火策略

Fig. 2 Four ignition control strategies employed in the experiment

2 发动机实验与分析

根据本研究中6管并联吸气式PDE的结构特点,在发动机调试过程中采用了如图2所示的所有4种点火策略.研究中首先对于爆震管中的爆震燃烧过程进行实验验证.图3是6管同时工作(点火策略图2(d))的情况下,频率为15 Hz时爆震管尾部测得的燃气压力波形图,从图3中可以看出,所测得的爆震波平均压力达到了1 MPa,说明爆震管内燃烧过程达到了准爆震状态,随着工作频率的提高,爆震管内燃气压力有所减小.这种准爆震状态的出现是由以下因素引起的:首先,本研究中开展的是以液态汽油/空气为燃料的两相爆震,燃油在蒸发过程中要吸收气化潜热,引起反应减速,导致压力降低;其次,本实验器采用了内径为35 mm的爆震管,这是公开文献中直径最小的两相爆震实验器之一,其周长/面积比较大,散热效应显著,对爆震形成不利;最后,由于受实验气源能力限制,高频工作条件下出现了部分填充状态,加之爆震管长度相对较短,因此爆燃向爆震转变过程刚刚完成或尚未完成时,便已到达燃料填充截止位置,压力波失去燃料支持从而开始衰减,因此,上述多种因素的综合作用导致了准爆震状态的出现.研究也发现采用图2中的4种点火策略进行实验调试时,发动机运转状态存在一定的差别,其中发动机在采用图2(b)、图2(c)点火方案时比采用图2(a)、图2(d)点火方案工作更稳定,调试也更容易.这是由于采用图2(b)、图2(c)点火方案时,爆震管工作是对称的,这将不会引起较大的进口流场畸变,而且处于工作状态的爆震管对于周围油路的影响也是对称的,从而保证了发动机整体的平稳工作;而当采用图2(a)点火方案时,由于爆震管工作是不对称的,因此会引起进气道流场畸变和不同周向位置爆震管供油量的不均匀,导致发动机整体工作的不平稳;当采用图2(d)点火方案时,6个爆震管同时工作,这将会引起一个工作循环中进气道流场和供油系统气动和流体力学状态的显著变化,因此进气道流场和燃油流路在应对这种迅速变化时会表现出一定的迟滞性,从而引起发动机工作循环紊乱及工作的不稳定.受实验气源的影响,本发动机实验器在采用图2(a)点火方案平稳工作时工作频率达到最高,此时单管最高工作频率达到35 Hz,发动机整体最高工作频率达到了210 Hz.图4是6管同时工作时的发动机实验照片,图5是6管同时工作

时的发动机出口火焰实验照片.

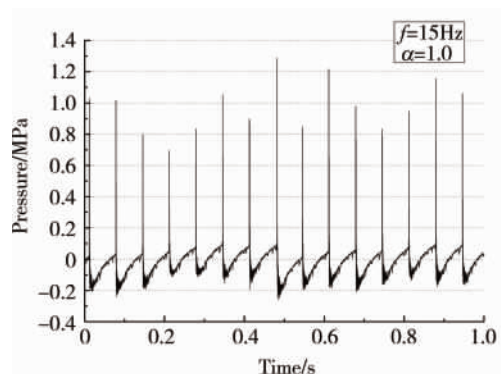


图3 爆震管尾部燃气压力波形

Fig. 3 Pressure history recorded at location close to the tube outlet end

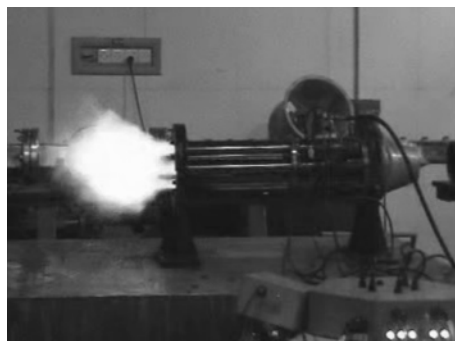


图4 多管吸气式脉冲爆震发动机实验照片

Fig. 4 Experimental photograph of the multi-tube air-breathing PDE model



图5 多管吸气式脉冲爆震发动机出口火焰照片

Fig. 5 Experimental photograph of the flame ejected by the multi-tube air-breathing PDE model

值得指出的是根据经典爆震理论,爆震管直径应大于燃料的胞格尺寸,否则将不能形成爆震^[12],特别是对于两相爆震,爆震波形成条件就更为苛刻.在环境条件($p_0 = 101.3 \text{ kPa}$, $T = 373 \text{ K}$)下,汽油的胞格尺寸为42 mm,而本文中爆震管截面直径为35 mm,小于汽油的胞格尺寸,根据

经典爆震理论将不能形成爆震,然而在本文实验中以液态汽油为燃料,形成了稳定的准脉冲爆震波,这对于经典爆震理论是一个有益的补充。

受实验气源的限制,本研究所设计的 6 管并联吸气式 PDE 并未达到其最大工作状态。然而由文献[13]可知,当可爆混气油气比一定时,对应于一定的爆震室长度,存在一个发动机最大工作频率。在发动机工作中,处于偏贫油状态时爆震波速较低,计算得到的最大频率为一个较小的保守估计,能够满足较大油气比下的设计要求。当采取贫油设计时(例如 $\alpha=1.3$),存在

$$f_{\max} = 153.92603e^{-0.82381} \quad (1)$$

本研究中爆震管长度为 1100 mm,由上式可得单爆震管最高工作频率为 62 Hz,当本实验器以图 2(a)点火方案工作时,发动机整体最高工作频率可达 366 Hz,显然,这也将受高频工况下进气道流场畸变及供气、供油系统响应能力的影响。

3 结 论

1) 研制了 6 管并联吸气式 PDE 实验器并成功进行了实验验证,其中单爆震管最高工作频率达到 35 Hz,发动机整体最高工作频率达到 210 Hz。

2) 发展了多管吸气式脉冲爆震发动机点火控制策略,探索了不同点火控制策略对于发动机工作状态的影响规律,发现采用对称交替式点火策略时发动机工作稳定性更好。

3) 在爆震管直径小于燃料胞格尺寸条件下成功获得了以液态汽油/空气混合物为燃料的稳定准脉冲爆震波。

参考文献:

- [1] Eidelmann S. Pulse detonation engine; a status review and technology development road map[R]. AIAA 1997-2740, 1997.
- [2] Falempin F, Bouchaud D, Forrat B. Pulsed detonation en-

gine-possible application to low cost tactical missile and to space launcher[R]. AIAA 2001-3815, 2001.

- [3] Kailasanath K. Research on pulse detonation combustion systems; a status report[R]. AIAA 2009-631, 2009.
- [4] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulse detonation propulsion; challenges, current status, and future perspective[J]. Progress Energy and Combustion Science, 2004, 30(6): 545-672.
- [5] Matsuoka K, Esumi M, Ikeguchi K B, et al. Thrust measurement and visualization experiment of a multi-cycle single-tube pulse detonation[R]. AIAA 2011-5789, 2011.
- [6] Anderson E. Ball valve pulsed detonation engine[R]. AIAA 2011-588, 2011.
- [7] Piton D, Prigent A, Serre L, et al. Performance of a valveless airbreathing pulse detonation engine[R]. AIAA 2004-3749, 2004.
- [8] Frolov S M, Aksenov V S, Basevich V Y. Air-breathing liquid-fueled pulse detonation engine demonstrator[J]. Doklady Physical Chemistry, 2005, 402(2): 93-95.
- [9] 张群, 严传俊, 范玮, 等. 导弹用吸气式两相脉冲爆震发动机可行性研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 548-551.
ZHANG Qun, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Exploring feasibility of missiles employment of air-breathing two-phase PDE (pulse detonation engine) [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(5): 548-551. (in Chinese)
- [10] Carter J, Lu F. Experiences in testing of a large-scale, liquid-fueled, air-breathing, pulse detonation engine [R]. AIAA 2011-6089, 2011.
- [11] Anderson S D, Tonouchi J H, Lidstone G L, et al. Performance trends for a product scale pulse detonation engine [R]. AIAA 2004-3402, 2004.
- [12] Chao T, Wintenberger E, Shepherd J E. On the design of pulse detonation engines[R]. GALCIT Report FM00-7, 2001.
- [13] 张群, 严传俊, 范玮, 等. 多循环脉冲爆震发动机概念化设计[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 500-504.
ZHANG Qun, YAN Chuanjun, FAN Wei, et al. Conceptual design of multi-cycle pulse detonation engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 500-504. (in Chinese)