

文章编号:1000-8055(2012)12-2655-05

凹面腔内的激波会聚冷态实验

曾 昊^{1,2}, 何立明¹, 荣 康¹, 张 强¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 空军西安飞行学院 理训系, 陕西 户县 730000)

摘 要: 为研究两级脉冲爆震发动机中激波聚焦起爆技术, 研制了激波会聚起爆原理样机, 建立了整套实验系统. 利用三维激波会聚起爆原理样机, 开展了导流角度、气流出口面积、尾喷管扩张角、凹面腔与射流入口间距离等对凹面腔内气动振荡频率和压力影响的冷态实验研究. 结果表明: 导流角增大, 气动振荡频率增大; 气流出口面积减小, 气动振荡频率增大, 凹面腔底部动态压力脉动幅值增大; 喷管扩张角度增大, 气动振荡频率数目增多; 随着凹面腔与环形射流入口间的距离 L 增长, 气动振荡频率降低, 凹面腔底部动态压力脉动幅值降低.

关 键 词: 两级脉冲爆震发动机; 爆震波; 起爆; 激波会聚; 激波

中图分类号: V235. 22

文献标志码: A

Experiment on shock wave focus in resonator

ZENG Hao^{1,2}, HE Li-ming¹, RONG Kang¹, ZHANG Qiang¹

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Theory Training Department, People's Liberation Army Air Force Xi'an Flight Academy,
Huxian Shaanxi 730000, China)

Abstract: In order to investigate three-dimensional shock wave focus of two-stage pulse detonation engine (PDE), three-dimensional shock wave focus initiation principle device was independently designed, and a complete set of experimental system was established. Experiments on non-reaction three-dimensional shock wave focus were conducted. It is found that resonant frequency increases with the increase of the incidence angle of resonator. As air-flow exit area decreases, resonant frequency of resonator increases and the dynamic pressure amplitude of resonator bottom increases. As nozzle diverging angle increases, the highest alpha-frequency increases and the quantity of beta-frequency increases. When the nozzle diverging angle is 30° , the dynamic pressure amplitude of resonator bottom is maximal. As ' L ' increases, resonant frequency decreases and the dynamic pressure amplitude of resonator bottom decreases.

Key words: two-stage pulse detonation engine; detonation wave; initiation;
shock wave focus; shock wave

俄罗斯对两级爆震发动机研究最早, 目前进展最大. 1989 年, 莫斯科大学机械学院的 Levin 教授等人首次提出了基于激波会聚起爆方式的两

级脉冲爆震发动机 (PDE) 概念. 该结构型式的 PDE 没有机械阀门, 可连续注入常规航空煤油, 利用富含活化基的油气混合气经过环形喷口以超

收稿日期: 2011-09-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2655_003.html

作者简介: 曾昊 (1983—), 男, 新疆乌鲁木齐人, 讲师, 博士, 主要从事飞机推进系统热工理论与工程方面研究.

声速喷射到 1 个半封闭的凹面腔中, 环形聚心超声速射流碰撞产生的激波经凹面腔壁面反射聚焦, 在焦点处形成局部的高温、高压区域起爆爆震波^[1], 可实现极高的频率, 冷态频率可达 7.5 kHz, 热态频率达 24~25 kHz, 并具有极短的 DDT (deflagration to detonation transition) 距离 ($<0.01\text{ m}$). 其工作过程分为两个阶段: 第一阶段, 压缩空气与燃油混合气在富油条件下在预燃室中进行等压燃烧, 以便将大分子液体燃料裂解, 产生富含活化基的小分子易燃混合气; 第二阶段, 富含活化基的易燃混合气与两股空气从凹面腔外侧的环形射流入口混合后高速喷入腔内, 超声速射流在凹面腔内碰撞产生的激波反射、会聚, 形成高温、高压点, 直接起爆可燃混合物, 腔内的爆震燃烧剧烈释能及爆震波与激波和射流间的相互作用, 进一步提高了腔内的气动振荡幅度.

2000 年以来, 随着俄罗斯经济的复苏, 对国防科研项目投入了大量的研究经费^[2-3]. 继俄罗斯于 2001 年在国际会议上公布其两级 PDE 研究之后, 美国和日本也先后开展了两级 PDE 的相关研究^[4].

GE 研究中心的 Leyva 等人^[5]于 2003 年对无反应气流在二维凹面腔中的碰撞及其产生的气动振荡过程进行了一系列实验和数值模拟研究. 研究中采用了 4 种不同几何结构参数的凹面腔, 发现腔内气流流动均表现出高频自振荡, 且自振荡频率随着压力比的增大而增大, 但是频率增量变化率会随着压力比的增大而减小. 在特定的情况下可以观察到压强振荡具有很大的振幅. 研究中还发现气流在凹面腔内的一段时间内之所以能产生振荡, 是由凹面腔的几何结构所决定的, 如果几何结构参数设置不合理, 所产生振荡的强度不够. 2005 年, GE 研究中心的 Keith 等^[6]进行了两级 PDE 热态实验. 实验装置同样包含了预燃室和凹面腔, 预燃室用来混合和预燃富油混合物, 凹面腔用来维持高频周期爆震. 在实验中选用的是碳氢混合物燃料, 经过预燃烧后燃烧产物的混气当量比为 2.3. 出现了两种不同的燃烧模式: 一种是在大部分情况下, 可以在谐振室下游观察到明显的湍流火焰, 并且燃料没有进行充分的反应, 喷管出口处的压强振荡强度也与爆震没多大联系, 认为是未出现爆震波; 另一种是出口处蓝色火焰较短, 压力振荡幅度超过 15% 环境压力, 振荡频率达 1200 Hz, 刚开始认为该燃烧模型与高频爆震相一致, 但是从所拍的高速照片和对压强的时间变化的进一步的分析中并没有出现爆震时产生的

激波, 且测得的推力与爆燃所产生的推力水平十分相当, 无明显提升.

国内, 此项研究尚刚刚起步. 2007 年南京理工大学王栋、姜日红等人^[7-8]以冷态空气为介质, 研究了凹面腔结构及射流参数对腔内的无反应激波会聚过程的影响, 并实现了爆震起爆的模拟. 2008 年南京航空航天大学周鸿^[9]实验研究了二维模型中, 进口压力和二维凹面腔的结构尺寸对激波特性的影响. 空军工程大学自 2007 年开始展开两级脉冲爆震发动机的相关研究, 以可燃混合气为介质, 对环形向心射流在凹面腔内碰撞产生激波会聚及爆震起爆过程^[10-14]各种影响因素及其作用规律展开了系列研究工作, 建立了单次激波会聚起爆实验系统、二维冷态激波会聚实验系统、两级 PDE 三维激波会聚起爆实验系统^[15], 并进行了初步的原理性实验研究.

为研究两级 PDE 凹面腔内的三维激波会聚特性, 本文进行了两级 PDE 三维激波会聚冷态实验, 研究了导流角、气出口面积、扩张角尾喷管、凹面腔与射流入口间距离等对两级 PDE 三维激波会聚的影响及其规律.

1 实验系统设计

实验系统由原理样机、供气系统、供油系统、一级预燃点火控制系统以及数据采集系统组成. 通过涡街流量计和椭圆齿轮流量计分别测量空气和汽油的流量, 空气压缩机提供空气来源, 电动调节阀用来对压缩空气的流量和压力进行调节, 两级 PDE 三维激波会聚起爆实验系统如图 1 所示.



图 1 两级 PDE 三维激波会聚起爆实验系统照片

Fig. 1 Three-dimensional shock wave focus of two-stage PDE

在凹面腔底部安装动态压力传感器, 以测量凹面腔内的气动振荡. 本实验采用的是带电荷放大器的压电式动态压力传感器, 电荷放大器选用江苏联能电子技术有限公司的 YB5853B 型 6 通道通用电荷放大器, 压力传感器分别选用四川绵阳铭宇科技有限公司的 MYD-5612 型压电式压

力传感器. 凹面腔的主要几何参数如图2所示.

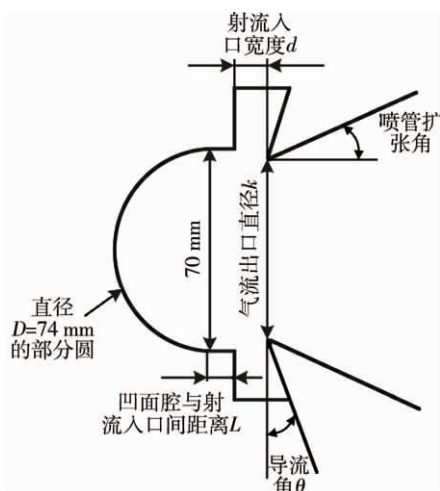


图2 凹面腔主要的特征尺寸示意图

Fig. 2 Besonator characteristic dimensions

2 实验结果及分析

为了系统地研究凹面腔几何构型对激波会聚起爆的影响,设计了不同气流出口直径“ k ”的变径环、不同射流导流角度的变径环、不同扩张角的扩散形尾喷管和不同凹面腔与射流入口间距离 L 的调节片. 环形射流入口宽度用“ d ”表示,气流出口直径用“ k ”表示. 凹面腔的主要几何参数如图2所示.

射流入口压力在 $0.4 \sim 0.7$ MPa之间变化. 实验发现凹面腔内的气动振荡频率主要有两类:一类是在入射压力 $0.4 \sim 0.7$ MPa的范围内均存在,本文将这种频率记为“频率 α ”,这是环形射流入口处形成的喷注频率;另一类振荡频率只在一定的入射压力范围内存在,本文将这种频率记为“频率 β ”,这是由凹面腔内形成激波会聚时造成的.

2.1 导流角对凹面腔内激波会聚的影响

为研究导流角对凹面腔内激波会聚的影响,设计加工了气流出口直径为 60 mm、导流角 θ 分别为 11° 、 15° 的两种导流角调整环,用以调试导流角.

选取直径 $D=74$ mm的部分球形凹面腔,图3是 $d=5.0$ mm, $L=3.5$ mm,导流角分别为 11° 和 15° 时凹面腔内的气流振荡频率比较图. 由图3可以看出:导流角为 11° 时,出现1种 α 频率,在 $17.58 \sim 19.10$ kHz之间变化;导流角为 15° 时,出现一种 α 频率,在 $17.68 \sim 19.28$ kHz之间变化,可以看出,导流角为 15° 时,凹面腔内的 α 频率明显高于导流角为 11° 的.

当 $d=5.0$ mm,导流角为 11° 时,凹面腔底部

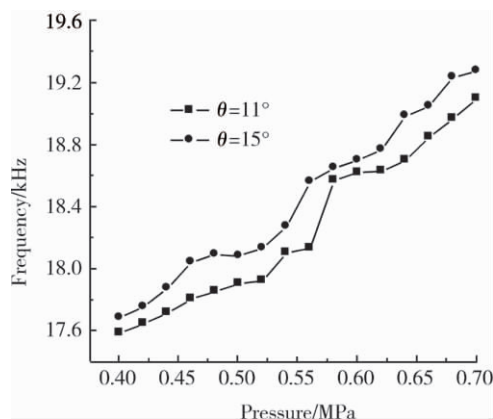


图3 不同导流角时的频率比较

Fig. 3 Resonant frequency comparison chart of resonator with different incidence angles

动态压力在 $0.39 \sim 0.73$ MPa之间变化. 导流角为 15° 时,凹面腔底部动态压力幅值在 $0.38 \sim 0.68$ MPa之间变化. 可以比较得出,导流角为 11° 时的值大于导流角为 15° 时的凹面腔底部动压幅值.

由以上实验结果分析可以看出,随着导流角的增大,气流振荡频率增大. 导流角为 11° 时的大于入射角为 15° 时的凹面腔底部动压幅值.

2.2 气流出口面积对凹面腔内激波会聚的影响

为研究凹面腔出口面积对气流振荡的影响,选取 $D=74$ mm的部分球形凹面腔, $L=3.5$ mm,在凹面腔出口安装气流出口直径 $k=60$ mm,导流角 $\theta=11^\circ$ 的面积调整环以调整气流出口面积,与安装气流出口直径 $k=66$ mm,导流角 $\theta=11^\circ$ 的面积调整环的情况作对比.

图4是 $d=3.8$ mm时,两种气流出口面积情况下的振荡频率比较图,由图4可以看出,当 $k=$

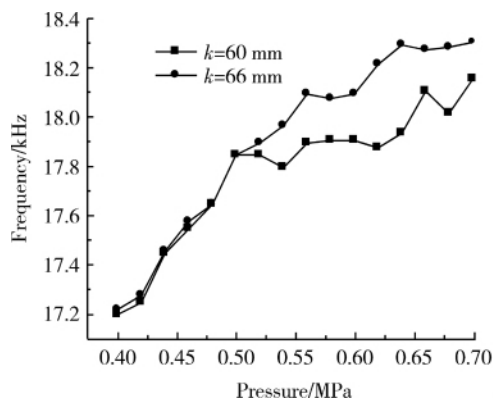


图4 不同气流出口面积情况下的振荡频率比较

Fig. 4 Resonant frequency comparison chart of resonator with different airflow exit areas

60 mm 时, 出现 1 种 α 频率: 17.20~18.16 kHz 之间; 当 $k=66$ mm 时, 出现 1 种 α 频率, 在 17.22~18.31 kHz 之间变化。

当 $d=3.8$ mm, $k=60$ mm 时, 凹面腔底部动态压力大小在 0.38~0.71 MPa 之间变化。 $k=66$ mm 时, 凹面腔底部动态压力幅值在 0.39~0.73 MPa 之间变化。可以比较得出, 气流出口面积减小时, 凹面腔底部动压幅值较大。

由上述分析可以看出, 随着气流出口面积的减小, 凹面腔内气流振荡频率增大, 凹面腔底部动压幅值增大。

2.3 扩散喷管扩张角对凹面腔内激波会聚的影响

扩散尾喷管的扩张角会对凹面腔内激波会聚产生影响, 为研究其中的影响规律, 选取 $D=74$ mm 的部分球形凹面腔, 在其出口分别安装扩张角为 $15^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ 的 3 种扩散喷管, 气流出口直径 $k=64$ mm, $L=3.5$ mm, 喷管轴向方向长 50 mm, 调整环形射流入口宽度 d 为 5.0 mm, 实验结果如图 5 所示。

由图 5 可以看出, 扩散喷管扩张角为 15° 时, 凹面腔内出现一种 α 频率, 在 11.83~12.28 kHz 之间变化; 当射流入口压力为 0.48~0.56 MPa 时, 出现一种 β 频率在 24.14~24.26 kHz 之间。当扩张角为 20° 时, 凹面腔内出现了一种 α 频率在 12.19~12.33 kHz 之间变化; 当射流入口压力为 0.46~0.56 MPa 时, 出现一种 β 频率在 24.33~24.36 kHz 之间。扩散喷管扩张角为 30° 的喷管时, 凹面腔内出现了一种 α 频率为: 12.21~12.57 kHz 之间; 当射流入口压力为 0.48~0.56 MPa 时, 出现 1 种 β 频率在 24.42~24.67 kHz 之间。

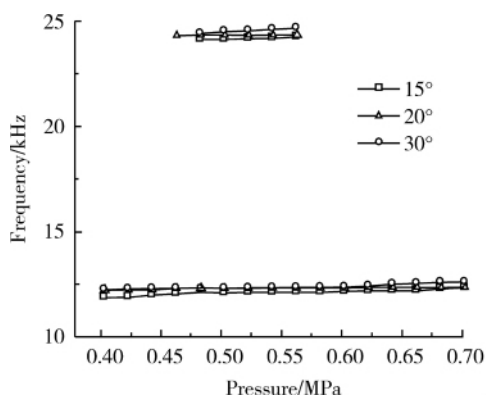


图 5 扩散喷管扩张角不同时气流振荡频率比较

Fig. 5 Resonant frequency comparison chart of resonator with different angles of diverging nozzle

扩散喷管扩张角为 15° 时, 凹面腔底部动态压力大小在 0.40~0.58 MPa 之间变化。扩散喷管扩张角为 20° 时, 凹面腔底部动态压力幅值在 0.41~0.63 MPa 之间变化。扩散喷管扩张角为 30° 时, 凹面腔底部动态压力幅值在 0.43~0.72 MPa 之间变化。可以比较得出, 扩散喷管扩张角为 30° 时凹面腔底部动态压力幅值较高。

由以上分析可以看出, 随着喷管扩张角度的增加, 凹面腔内除最高 α 频率升高, 气流振荡频率数目增多。从凹面腔底部动压幅值可以看出, 喷管扩张角不宜小, 但也不能太大, 扩散喷管扩张角为 30° 时凹面腔底部动态压力幅值较高。

2.4 凹面腔与射流入口间距离对凹面腔内激波会聚的影响

凹面腔与环形射流入口间的距离 L 会对凹面腔内激波会聚产生影响, 为研究其中规律, 选取 $D=74$ mm 的部分球形凹面腔, 环形射流入口宽度 $d=4.0$ mm, 气流出口直径 $k=60$ mm, 导流角 $\theta=15^\circ$, 调整 L 值, 分别在 L 为 3.5, 5.5 mm 两种情况下进行实验。

图 6 是不同 L 距离时凹面腔内的气流振荡频率比较图。由图 6 可以看出, 当 $L=3.5$ mm 时, 凹面腔内出现一种 α 频率, 在 17.30~18.70 kHz 之间。当 $L=5.5$ mm 时, 凹面腔内出现一种 α 频率在 16.30~18.20 kHz 之间。可以看出, 随着 L 距离的增大, 凹面腔内的气流振荡频率降低。

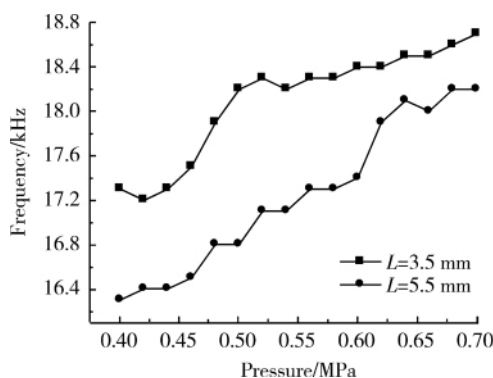


图 6 不同 L 时气流振荡频率比较

Fig. 6 Resonant frequency comparison chart of resonator with different L

当 $L=3.5$ mm 时, 凹面腔底部动态压力大小在 0.375~0.64 MPa 之间变化。当 $L=5.5$ mm 时, 凹面腔底部动态压力幅值在 0.365~0.62 MPa 之间变化。可以比较得出, $L=3.5$ mm 时的凹面腔底部动态压力幅值较高。

由以上分析不难看出, 凹面腔内气流的振荡

频率随 L 的增加而降低. 凹面腔底部动态压力幅值随 L 的增加也是降低的.

3 结 论

研制了的两级 PDE 三维激波会聚起爆原理样机,建立了整套实验系统. 利用三维激波会聚起爆原理样机,进行了不同导流角、气流出口面积、扩散喷管扩张角、凹面腔与射流入口间距离等对凹面腔内气动振荡频率和压力影响的冷态实验研究,得到以下结论.

1) 随着导流角的增大,气动振荡频率增大. 导流角为 11° 时的凹面腔底部的动态压力脉动幅值大于导流角为 15° 时的凹面腔底部的动态压力脉动幅值.

2) 随着气流出口面积的减小,凹面腔内气动振荡频率增大,凹面腔底部的动态压力脉动幅值增大.

3) 随着扩散喷管扩张角度的增大,凹面腔内气流振荡频率升高. 从凹面腔底部的动态压力脉动幅值可以看出,扩张角为 30° 的喷管的凹面腔底部的动态压力脉动幅值较高.

4) 随着凹面腔与环形射流入口间的距离 L 增大,凹面腔内气流的振荡频率降低,凹面腔底部的动态压力脉动幅值降低.

实验结果中,虽然获得了较高的气动振荡频率,但凹面腔底部的动态压力脉动幅值不大,下一步要在环形射流入口形状的设计上下功夫,以提高凹面腔内的压力幅值.

参考文献:

- [1] Eidelman B S. Pulse detonation engine; a status review and technology development road map[R]. AIAA-97-2740,1997.
- [2] Levin V A, Nechaev J N, Tarasov A I. A new approach to organizing operation cycles in pulse detonation engines[C]// High Speed Deflagration and Detonation; Fundamentals and Control. Moscow; ELEX-KM Publishers, 2001: 223-238.
- [3] Tarasov A I, Pushkin R M, Levin V A, et al. Method and device for obtaining thrust; Russia, PU2034996C [P]. 1995-09-23.
- [4] Cooper M, Shepherd J E. Experiments studying thermal cracking, catalytic cracking, and pre-mixed partial oxidation of JP-10[R]. AIAA-2003-4867, 2003.
- [5] Leyva I V, Tangirala V. Investigation of unsteady flow field in a 2-stage PDE resonator [R]. AIAA-2003-715, 2003.
- [6] Keith R M, Dean M A J. Experimental evaluation of a two-stage pulse detonation combustor [R]. AIAA-2005-3773, 2005.
- [7] 王栋. 脉冲爆震发动机工作过程数值模拟研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
WANG Dong. Numerical simulation of working process of pulse detonation engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)
- [8] 姜日红, 武晓松, 王栋. 共振型 PDE 谐振腔喷嘴匹配关系研究 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1006-1010.
JIANG Rihong, WU Xiaosong, WANG Dong. Matching research of resonant PDE's resonator and jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1006-1010. (in Chinese)
- [9] 周鸿. 两步法高频爆震发动机(two-stage PDE)机理与特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
ZHOU Hong. Performance study of two-stage PDE[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [10] 李海鹏. 两级脉冲爆震发动机中激波会聚起爆过程的数值模拟研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2010.
LI Haipeng. Simulation study of shock wave focusing of two stage pulse detonation engine[D]. Xi'an Air Force Engineering University, 2010. (in Chinese)
- [11] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 环形射流喷嘴位置对激波聚焦起爆的影响分析 [J]. 空气动力学学报, 2011, 32(3): 437-442.
ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei, et al. Investigation on the influence of jets spout location on detonation initiation via imploding annular shock waves[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 437-442. (in Chinese)
- [12] 李海鹏, 何立明, 陈鑫, 等. 不同结构形式凹面腔内的激波会聚起爆爆震波数值研究 [J]. 兵工学报, 2009, 30(增刊): 203-206.
LI Haipeng, HE Liming, CHEN Xin, et al. Numerical simulation of detonation initiation at the convergence of shock waves induced by annular centripetal jets in different concave reflectors[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(sup.): 203-206. (in Chinese)
- [13] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 环形射流初始压力对激波聚焦起爆爆震的影响分析 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1964-1970.
ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei. Investigation on the influence of jets pressure on detonation initiation via imploding annular shock waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1964-1970. (in Chinese)
- [14] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 入射喷嘴宽度对环形射流激波聚焦起爆爆震的影响分析 [J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 501-507.
ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei, et al. Investigation on the influence of jet width on detonation initiation via imploding annular shock waves[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 501-507. (in Chinese)
- [15] 曾昊. 两级脉冲爆震发动机的实验研究与数值模拟[D]. 西安: 空军工程大学, 2011.
ZENG Hao. Experimental study and numerical simulation of two-stage pulse detonation engine. [D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2011. (in Chinese)