2级脉冲爆震发动机中超声速射流对撞诱导

激波聚焦试验研究

赵 坤^{1,2},何立明¹,曾 吴¹,赵晨瑞³,张胜利²,王 浩²,邱海涛² (1. 空军工程大学 航空工程学院,西安 710038;2.中国人民解放军某部队,河北沧州 061700; 3.中国人民解放军某部队,乌鲁木齐 830075)

摘要:为研究 2-Stage PDE 中连续超声速射流及结构参数对撞诱导激波聚焦的影响规律,在冷态条件下开展了 2-Stage PDE 中连续超声速射流对撞诱导激波聚焦的试验。分析了喷口宽度、导流环深度、凹面腔开口端与喷管间距、尾喷管角度、射流入射压力 等参数对凹面腔底部峰值压力的影响。结果表明:喷口宽度、导流环深度、凹面腔开口端与喷口间距、射流入射压力越大,凹面腔底 部峰值压力越大,激波聚焦效果越好;尾喷管角度越大,凹面腔底部峰值压力越小,激波聚焦效果越差;喷口宽度、导流环深度、射流 入射压力对激波聚焦的影响较大。

关键词: 2级脉冲爆震发动机;超声速射流;激波聚焦;结构及射流参数;压力

中图分类号: V231.1 文献标识码: A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.02.011

Experimental Study on Shock Focusing Induced by Supersonic Jet Collision in 2-Stage PDE

ZHAO Kun^{1,2}, HE Li-ming¹, ZENG Hao¹, ZHAO Chen-rui³, ZHANG Sheng-li², WANG Hao², QIU Hai-tao² (1. College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Chinese PLA with Number of XXXX, Cangzhou Heibei 061700, China; 3. Chinese PLA with Number of XXXX, Urumchi 830075, China)

Abstract: In order to study the influence of continuous supersonic jet and structure parameters on shock focusing induced by collision in 2–Stage PDE, the experiment of continuous supersonic jet on shock focusing induced by collision in 2–Stage PDE was carried out under cold condition. The influence of the width of the nozzle, depth of guide ring, distance between the open end of concave cavity and nozzle, angle of nozzle and pressure of jet incidence on the peak pressure at the bottom of concave cavity were analyzed. The results show that the larger the width of the nozzle, the depth of the guide ring, the distance between the open end of the concave cavity and the nozzle, the jet incidence pressure are, the greater the peak pressure at the bottom of the concave cavity is, and the better the shock focusing effect is. The bigger the angle of nozzle is, the smaller the peak pressure at the bottom of concave cavity is and the worse the shock focusing effect is.

Key words: 2-Stage PDE; supersonic jet; shock focusing; structure and jet parameters; pressure

0 引言

2级脉冲爆震发动机(Two-stage Pulses Detonation Engine, 2-stage PDE)^[1-3] 是1种基于凹面腔内连 续超声速射流对撞诱导激波聚焦起爆爆震的新型脉 冲爆震发动机,由俄罗斯的科研人员首次提出。 2-stage PDE 主要由1级预燃装置和2级激波聚焦起 爆爆震装置2部分组成,具有结构简单、尺寸小、质量 轻、不需要额外起爆装置和机械阀门及爆震频率高等 优点。其工作过程分为2个阶段:燃油和空气混合在 1级预燃装置中富油燃烧,产生大量化学活性高的小 分子化合物;小分子化合物与新鲜空气混合成更易燃 的混合气并在通道中形成环形超声速射流,超声速射 流在凹面腔内对撞诱导激波聚焦并起爆爆震。其中,

收稿日期:2018–02–11 **基金项目:**国家自然科学基金(91541109、51406234)资助 作者简介:赵坤(1992),男,硕士,研究方向为脉冲爆震发动机技术;E-mail:13228035006@163.com。

引用格式:赵坤,何立明,曾昊,等.2级脉冲爆震发动机中超声速射流对撞诱导激波聚焦试验研究[J].航空发动机,2019,45(2):55-58. ZHAO Kun, HE Liming, ZENG Hao, et al. Experimental study on shock focusing induced by supersonic jet collision in 2-Stage PDE[J]. Aeroengine, 2019,45(2):55-58.

第45卷

超声速射流对撞诱导激波聚焦是 2-stage PDE 中最 关键的技术环节,也是目前研究的重点和难点。

自从俄罗斯的 Levin 教授 ^[4] 带领的团队首次在 2-stage PDE 样机成功起爆连续爆震后,国内外学者 相继对 2-stage PDE 进行了大量研究,并取得了一定 研究成果。美国的 GE 研究中心的 Leyva 等阿在 2003 年对基于冷态条件下2维凹面腔内超声速射流对撞 进行试验和数值模拟,通过分析在不同射流喷管入口 宽度和凹面腔出口宽度条件下的试验和数值模拟结 果,发现射流掺混现象以及声学共振现象,但是没有 观测到激波聚焦,凹面腔底部的压力脉动幅值也很 小;日本的 Taki 和 Fujiwara 等问通过数值模拟研究了 环形超声速射流聚心碰撞诱导激波聚焦起爆爆震的 过程,发现每2次聚焦会产生1次爆震,爆震频率稳 定在 5 Hz, 与凹面腔内温度相关。国内科研人员也对 2-stage PDE 相关技术进行大量研究。空军工程大学 的何立明团队相继开展了暂冲式激波聚焦起爆爆震 和连续超声速射流对撞诱导激波聚焦起爆爆震的数 值模拟和试验研究;李海鹏、荣康等四部对凹面腔内激 波聚焦起爆爆震进行数值模拟,分析了激波聚焦起爆 爆震的过程;张强等¹⁹以 Brayton 循环和理想爆震循环 为基础,建立和分析了2级脉冲爆震发动机的理想热 力循环;曾吴、荣康等^[8,10-12]开展凹面腔、尾喷管、射流 喷管结构参数以及射流参数对激波聚焦及起爆爆震 影响规律的研究:南京理工大学等的研究人员[13-15]也 对 2-stage PDE 开展了相关研究,并取得了一定成 果。但是目前而言,在 2-stage PDE 样机中进行连续 超声速射流对撞诱导激波聚焦的试验还比较少,样机 的结构参数和射流参数对激波聚焦的影响规律还不 够明确,不利于对 2-stage PDE 的结构进一步优化设 计,难以实现连续爆震。

本文在文献 [8,11,16] 研究的基础上,利用 2-stage PDE 试验系统在冷态条件下开展连续超声速 射流对撞诱导激波聚焦的试验,揭示喷口宽度、导流 环深度、凹面腔开口端与喷口间距、尾喷管角度、射流 入射总压等参数对激波聚焦的影响。

1 试验系统

2-Stage PDE 激波聚焦起爆爆震试验系统的实物 照片如图 1 所示。试验系统主要包括供气系统、供油 系统、点火控制系统、测量系统以及原理样机。其中供 气系统主要包括2台单螺 杆空气压缩机、空气过滤 器、干燥机、储气罐以及相 应的供气管路。各油路和 各气路流量的控制与显示 和点火器的控制均通过控 制台实现。测量系统主要



图 1 试验系统实物

用于测量燃油及空气流量、射流进口总压、凹面腔底 部、环形射流喷管壁面以及测速管内的动态压力。其 中动态压力由 CYG41000WX 型单晶硅式动态压力传 感器测量,通过示波器显示测量数据,其中示波器的 采样频率为 100 kHz,采样时间为 10 s。

凹面腔起爆段是原理样机的核心部分,其结构如 图 2 所示。图中,W 为喷口宽度,d 为导流环深度,L 为凹面腔开口端与喷口间距,α 为尾喷管角度,D 为 凹面腔开口直径。在凹面腔底部A 点布置动态压力 传感器,分别在不同工况条件下进行冷态试验并测量 A 点动态压力。



2 试验结果与分析

2.1 喷口宽度对激波聚焦的影响

在射流入射总压 *p*_{in}=0.73 MPa、*d*=5 mm、 *L*=0 mm、凹面腔结构方程为 *x*²+*y*²+*z*²=27² mm² 且 *D*=50 mm(凹面腔为直径 27 mm 的球形表面,且切面

直径为 50 mm)、不安装 尾喷管的条件下,在 W=2、3、4、5、6、7.5、8.7、 10、12、13.7 mm时进行试 验,测量凹面腔底部的动 态压力。在W从2 mm增 大到 13.7 mm时测得的



凹面腔底部峰值压力对比如图 3 所示。从图中可见,随着喷口宽度的增大,凹面腔底部峰值压力整体上逐渐增大,这主要是因为喷口宽度越大,射流的入射强度越大,射流对撞后产生的激波强度越大,凹面腔底部激波聚焦强度越大。当喷口宽度从 2 mm 增大到 13.7 mm 时,凹面腔底部峰值压力的整体变化趋势为从 0.4829 MPa 增大到 0.6366 MPa,但峰值压力的增长速度逐渐减小,这是因为虽然喷口宽度增大使射流强度增大,但是同时也会使射流对撞区域的面积增加,射流对撞时能量逐渐分散,对撞激波强度的增大趋势逐渐变小,导致激波聚焦强度的增大逐渐变缓。

2.2 导流环深度对激波聚焦的影响

在 p_{in} =0.71 MPa、W=6 mm、L=0 mm、凹面腔结构 方程为 $x^2+y^2+z^2=37^2$ mm² 且 D=70 mm(凹面腔为直径 37 mm 的球形表面,且切面直径为 70 mm)、不安装尾 喷管的条件下,在 d=-11、-7.5、-5、0、2、5、7.5、11、15 mm 时进行试验,测量凹面腔底部的动态压力,得到 峰值压力对比如图 4 所示。从图中可见,随着导流环 深度的逐渐增大,凹面腔底部的峰值压力逐渐增大。 超声速射流在环形射流喷管内流动时受到两侧壁面 的约束,从喷口喷出后两侧壁面的约束消失,超声速 射流向凹面腔内和外部环境分散,导致射流对撞时的 能量减小。当导流环深度为负值时,右侧壁面对射流 的约束作用减弱,射流提前向外部环境分散,导致射

较小;而当导流环深度为 正值时,右侧壁面对射流 的约束作用增强,导流环 深度越大,约束作用越明 显,射流在对撞前分散越 少,对撞区域能量越大,凹 面腔底部的激波聚焦强度 越大。



2.3 凹面腔开口端与喷口间距对激波聚焦的影响

在 p_{in} =0.72 MPa、W=6 mm、d=5 mm、凹面腔结构 方程为 $x^2+y^2+z^2=27^2$ mm² 且 D=50 mm(凹面腔为直径 27 mm 的球形表面,且切面直径为 50 mm)、不安装尾 喷管的条件下,在 L=0、2、4、6 mm 时进行试验,测量 凹面腔底部的动态压力,凹面腔底部峰值压力的变化 曲线如图 5 所示。从图中可见,随着 L 的增大,凹面腔 底部峰值压力逐渐增大,但是变化并不明显。当L 在 0~6 mm 之间变化时,凹面腔底部峰值压力从 0.6045 MPa 增大到 0.6361 MPa,仅仅增大了 0.0296 MPa。根据荣康等^[13]的研究结果,激波入射方向与凹面腔壁面 法线方向的夹角越小,在垂直壁面方向入射的激波强

度越大。而当 L 增大时,前 导激波运动至凹面腔底部 时其入射方向与凹面腔壁 面法线的夹角减小,在垂 强度增大,导致激波聚焦 效果增强,凹面腔底部测 得的峰值压力增大。



2.4 尾喷管角度对激波聚焦的影响

在 p_{in}=0.74 MPa、W=6 mm、d=0 mm、L=0 mm、凹 面腔结构方程为 x²+y²+z²=27² 且 D=50 mm、安装尾喷 管的条件下,在 α=15°、30°、45°时进行试验,测量凹面 腔底部的动态压力。凹面腔底部峰值压力随尾喷管角 度的变化曲线如图 6 所示。从图中可见,随着 α 的增 大,凹面腔底部峰值压力逐渐减小。导致这种变化的 原因是尾喷管角度增大导致出口面积的增大,射流向 喷管外更容易分散,射流对撞区域的能量减小,凹面 腔底部激波聚焦强度减小。同时可见,随着尾喷管角 度从 15°增大到 30°,凹面腔底部峰值压力减小幅度 很小,只有 0.032 MPa。根据文献[10]中的分析,凹面 腔内起爆的爆震波传播至尾喷管时,尾喷管获得较大

的冲量,当尾喷管角度从 20°增大到50°时,尾喷管 冲量从0.2255 N·s增大 到0.8287 N·s。考虑到增 大尾喷管角度能显著提 高尾喷管冲量,其对凹面 腔底部压力峰值的影响 则可以忽略不计。



2.5 射流入射压力对激波聚焦的影响

在 W=6 mm、d=5 mm、L=0 mm、凹面腔结构方程 为 x²+y²+z²=27² 且 D=50 mm、不安装尾喷管的条件 下,在 p_{in}=0.23、0.39、0.47、0.60、0.75 MPa 时进行试 验,测量凹面腔底部的动态压力。凹面腔底部峰值压 力随 p_{in} 的变化曲线如图 7 所示。从图中可见,随着射 流入射压力的增大,凹面腔底部的峰值压力逐渐增 大。射流入射压力越大,从环形喷管流出的射流能量

3 结论

本文在冷态条件下开 ^{图7 不} 展连续超声速射流对撞诱

导激波聚焦的试验,揭示喷口宽度、导流环深度、凹面 腔开口端与喷口间距、尾喷管角度、射流入射总压等 参数对激波聚焦的影响,得出如下结论:

(1)喷口宽度、导流环深度、凹面腔开口端与喷口 间距、射流入射压力越大,凹面腔底部峰值压力越大, 激波聚焦效果越好;尾喷管角度越大,凹面腔底部峰 值压力越小,激波聚焦效果越差。

(2)喷口宽度、导流环深度、射流入射压力对激波 聚焦的影响较大,凹面腔开口端与喷口间距、尾喷管 角度对激波聚焦的影响较小。合理优化 2-stage PDE 结构尺寸,有利于增强激波聚焦效果并实现连 续爆震。

参考文献:

- [1] Khokhlov A M, Oran S. Numerical simulation of deflagration-to-detonation transition: the role of shock-flame interactions in turbulent flames[J]. Combustion and Fame, 1999, 11(7): 323-339.
- [2] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulsed setonation propulsion: challenges, current status, and future perspective[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30(6):545–672.
- [3] Abramowicz W, Wierzbicki T. Axical crushing of foam-filled columns
 [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1988, 30 (3): 263-271.
- [4] Seitzberger M, Bammerstorfer F G, Degischer H P, et al. Crushing of axially compressed stell tubes filled with aluminium foam[J]. Acta Mechanica, 1997, 125(1):93–105.
- [5] Leyava I A, Tangirala V, Dean A J. Investigation of unsteady flow field in a 2-stage PDE resonator[R]. AIAA-2003-0715.
- [6] Taki S, Fujiwara T. A numerical study of detonation resonator [C]// In Application of Detonantion to Propulsion. Mosco: Torus Press, 2004: 257–261.
- [7] 李海鹏,何立明,陈鑫,等.凹面腔内激波聚焦起爆爆震波过程的数 值模拟[J].推进技术,2010,31(1): 87-91.

LI Haipeng, HE Liming, CHEN Xin, et al. Numerical investigation by shock wave focusing over cavity reflector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1):87-91. (in Chinese) [8] 荣康.环形向心射流诱导激波聚焦与起爆爆震的实验及数值模拟研究[D].西安:空军工程大学,2011.

RONG Kang. Experimental research and numerical simulation of initiation detonation by shock wave focusing induced by circular centripetal jets[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2011. (in Chinese)

[9] 张强,何立明,陈鑫,等.两级脉冲爆震发动机的理想热力循环及性能分析[J].推进技术,2012,33(4):499-504.

ZHANG Qiang, HE Liming, CHEN Xin, et al. Ideal thermodynamic cycle and performance analysis of 2-stage pulse detonation engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(4):499-504. (in Chinese)

[10] 曾昊,何立明,吴春华,等.不同形式扩张喷管对两级 PDE 性能的 影响[J].推进技术,2013,34(8):1139-1146.

ZENG Hao, HE Liming, WU Chunhua, et al. Investigation for effects of diverging nozzles on two-stage PDE performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8):1139–1146. (in Chinese)

[11] 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 research and numerical simulation of 2-stage pulse detonation engine[D]. Xi'an: Air Force Engineering U-niversity, 2011. (in Chinese)

[12] 荣康,何立明,张建邦,等.喷口导流环结构对激波聚焦起爆的影响 分析[J].推进技术,2012,33(2):299-305.

RONG Kang, HE Liming, ZHANG Jianbang, et al. Investigation on the effects of deflector structure on detonation initiation by shock wave focusing[J].Journal of Propulsion Technology, 2012, 33 (2):299–305. (in Chinese)

- [13] HAN Xu,ZHOU Jin,LIN Zhiyong. Experimental investigations of detonation initiation by hot jets in supersonic premixed airstream[J]. Chinese Physics: B,2012,21(12):1–5.
- [14] 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 investigation on work process of pulse detonation engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)

[15] 蔡晓东,梁剑寒,林志勇,等.基于自适应网格加密的超声速可燃气 热射流起爆详细反应数值模拟 [J]. 航空动力学报,2014,29(10): 2385-2392.

CAI Xiaodong,LIANG Jianhan,LIN Zhiyong,et al. Adaptive mesh refinement-based numerical simulation of initiation in supersonic combustible mixtures using hot jet with detailed reaction model[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(10);2385-2392. (in Chinese)

 [16]何立明,刁志成,蒋永健,等.连续超声速射流对撞诱导激波聚焦的 机理研究[J].推进技术,2016,37(12):2394-2400.
 HE Liming, DIAO Zhicheng, JIANG Yongjian, et al. Investigation

on mechanism of chock focus induced by continuous supersonic jet collision [J].Journal of Propulsion Technology, 2016,37 (12): 2394–2400. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)



⁰[_____0.2206 MPa 0.2_____0.3___0.4___0.5___0.6___0.7___0.8 Inlet pressure/MPa 7 不同射流入射压力时

的峰值压力