

导流角对激波聚焦起爆爆震的影响

赵 坤, 曾 昊, 何立明, 刘圣平, 付春光
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 为研究两级脉冲爆震发动机环形射流入口导流角对激波聚焦起爆爆震的影响,以 $H_2/O_2/N_2$ 混合气为介质,对不同导流角下激波聚焦起爆爆震的过程进行了数值模拟,并开展导流角对激波聚焦起爆爆震影响的冷态实验,共同揭示其影响规律。结果表明:导流角越大,射流碰撞压力和温度越高,碰撞时间提前,更容易起爆爆震,但激波聚焦时间在导流角大于 11° 时基本不变;导流角越大,凹面腔内气流振荡频率越大,凹面腔底部的动压幅值越小。

关 键 词: 两级脉冲爆震发动机; 激波聚焦; 爆震波; 导流角; 冷态实验

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Effects of deflector angle on initiating detonation by shock wave focusing

ZHAO Kun, ZENG Hao, HE Liming,
LIU Shengping, FU Chunguang
(Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to investigate the effect of annular jet inlet deflector angle on initiating detonation by shock wave focusing in a two-stage pulse detonation engine, initiating detonation with different deflector angles were simulated with $H_2/O_2/N_2$ mixture. Cold experimental was also carried out on the effect of deflector angle on initiating detonation by shock wave focusing. The results indicate that, as deflector angle increases, the jet collision temperature and jet collision pressure is higher, the jet collision time is earlier and initiating detonation is easier, but the shock wave focusing time remains unchanged when the deflector angle is bigger than 11° . And as deflector angle increases, airflow oscillating frequency in the concave cavity increases and dynamic pressure amplitude at the bottom of the cavity decreases.

Key words: two-stage pulse detonation engine; shock wave focusing; detonation wave; deflector angle; cold experiment

两级脉冲爆震发动机(PDE)^[1-2]因其工作频率高、爆燃向爆震转换距离短、尺寸小、无需额外点火装置等特点而具有广泛的应用前景。其中环形向心射流在凹面腔内碰撞产生激波聚焦起爆爆震是两级 PDE 最重要的环节。自从俄罗斯的 Levin 教授首次提出基于激波聚焦起爆方式的两

收稿日期:2016-09-09

基金项目:国家自然科学基金(91541109,51406234); 陕西省自然科学基金(2015JQ5124)

作者简介:赵坤(1992—),男,硕士生,主要从事脉冲爆震发动机方向研究。

引用格式:赵坤,曾昊,何立明,等.导流角对激波聚焦起爆爆震的影响[J].航空动力学报,2017,32(9):2118-2124. ZHAO Kun, ZENG Hao, HE Liming, et al. Effects of deflector angle on initiating detonation by shock wave focusing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2118-2124.

级 PDE 概念之后,国内外学者先后展开了对两级 PDE 方面的研究工作。目前,关于凹面腔内环形向心射流碰撞产生激波聚焦起爆爆震的机理^[3-7]、凹面腔结构、喷管结构、射流参数等对激波聚焦起爆爆震的影响^[8-12]等方面的研究比较多,但是关于环形射流入口导流角对激波聚焦起爆爆震影响的研究比较少。两级 PDE 中,射流向凹面腔底倾斜有利于增强碰撞后激波向腔底的运动,然而却会降低射流在中心轴处的碰撞强度,从而降低碰撞高压区的强度,进而会影响凹面腔底部的激波聚焦强度。Achasov 等人以空气为介质,研究了环形射流入口导流角对凹面腔内无反应激波聚焦的影响。在冷态空气中,导流角的增大可以使腔内最高压力和最高温度得到 20%~50% 的提升,并有利于激波聚焦^[13]。本文在前人的研究^[14-17]基础上,研究了不同环形射流导流角对凹面腔内激波聚焦起爆爆震的影响。包括两部分内容:第一部分数值模拟并分析了不同导流角对凹面腔内激波聚焦起爆爆震的影响;第二部分利用三维实验系统研究空气射流诱导的激波聚焦作用,共同揭示导流角对激波聚焦起爆爆震的影响。

1 数值研究

1.1 模型选取

采用综合性高、使用普遍的 FLUENT 软件进行数值模拟,求解器为分离式求解器,湍流模型为 realizable $k-\epsilon$ 模型,采用 pressure-implicit with splitting of operators(PISO)算法及非平衡壁面函数,方程离散格式为 2 阶迎风格式。

1.2 数值模拟的计算域

保持环形射流入口一侧壁面的倾斜角为 0° ,将另一壁面以一定的角度倾斜,两壁面之间的夹角为导流角(记为 θ),模型如图 1 所示。选取直径 $D=74\text{ mm}$,开口直径 $D_1=70\text{ mm}$ 的部分球,环形射流入口宽度 $L=4.2\text{ mm}$,导流环深度 $H=5\text{ mm}$,导流角 θ 分别取为 $0^\circ, 5^\circ, 11^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ$,在凹面腔的中轴线上距离底部中心点为 0, 10, 20, 27.1 mm 等位置分别布置 P_1, P_2, P_3, P_4 四个观测点。环形射流入口为压力入口边界,入口压力 $p_{in}=0.45\text{ MPa}$,入口温度 $T_{in}=450\text{ K}$,区域外为填充空气的环境条件,环境压力 $p_a=0.101\text{ MPa}$,环境温度 $T_a=300\text{ K}$,凹面腔及尾喷管内壁面为刚性、无滑移、绝热壁面,在其中填充质量比为 0.02 : 0.22 : 0.76 的 $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{N}_2$ 混合

气,初始温度设为 $T_0=300\text{ K}$ 。采用 9 组分 31 个化学反应基元反应模型^[18]。初始网格尺寸 $\delta=0.1\text{ mm}$,并且根据压力梯度动态自适应加密网格。数值模拟 7 种不同导流角时凹面腔内激波聚焦起爆爆震的过程。

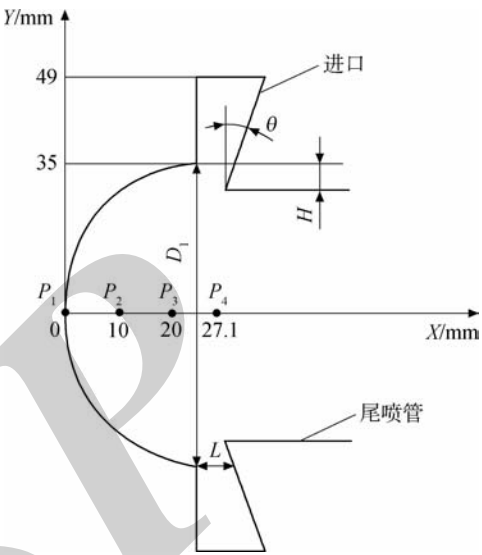


图 1 不同导流角的凹面腔模型平面示意图
Fig. 1 Sketch map of concave cavity model with different deflector angles

1.3 计算方法验证

为了验证本文中计算方法的有效性,以 $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{N}_2$ 混合气为介质对轴向入射的平面激波在凹面腔中反射聚焦起爆及爆震燃烧的过程进行模拟,并与文献[10]中的实验结果进行对比。如图 2 所示,左侧为实验照片,右侧为本文模拟结果(上半部为密度等值线,下半部为温度等值线)。从图中对比可以看出,本文计算方法的模拟结果与文献中实验结果吻合较好,说明本文计算方法有效。

1.4 计算结果与分析

图 3 是不同导流角条件下 P_1, P_2, P_3, P_4 点的温度随时间变化情况的对比图。由图 3 可知,各点峰值温度达到时间随导流角的增大而提前,在导流角 $\theta=0^\circ, 5^\circ$ 时没有起爆爆震。由图 3(d)可知, P_4 点温度变化曲线中第 1 个峰值温度是由于射流碰撞产生的激波到达 P_4 点所致,第 2 个峰值温度,是由于起爆爆震后爆震波传播到 P_4 点所致,第 3 个峰值温度是由于爆震波在喷管壁面反射后形成的激波在中心轴处聚焦所致。

由图 4(a)可知,当 $\theta \geq 11^\circ$ 时,凹面腔壁面的

平均压力随时间变化的趋势是随导流角而变化的,且在峰值前后的变化情况不同,在达到峰值(腔内混合气反应完毕)之前,导流角越大,壁面压力随时间上升越早、越快,压力值上升速度随导流角增大呈先升高后降低的趋势;而在壁面压力达到峰值之后,导流角越大,壁面压力越低且随时间

下降越快。为了准确判断推力性能的不同,对壁面平均压力曲线进行积分,得到作用于单位面积壁面上的冲量随时间变化情况如图 4(b) 所示。从图中可知,在成功起爆爆震的情况下,单位面积壁面上的冲量大小相差不大,即导流角大小对推力性能的影响不大。

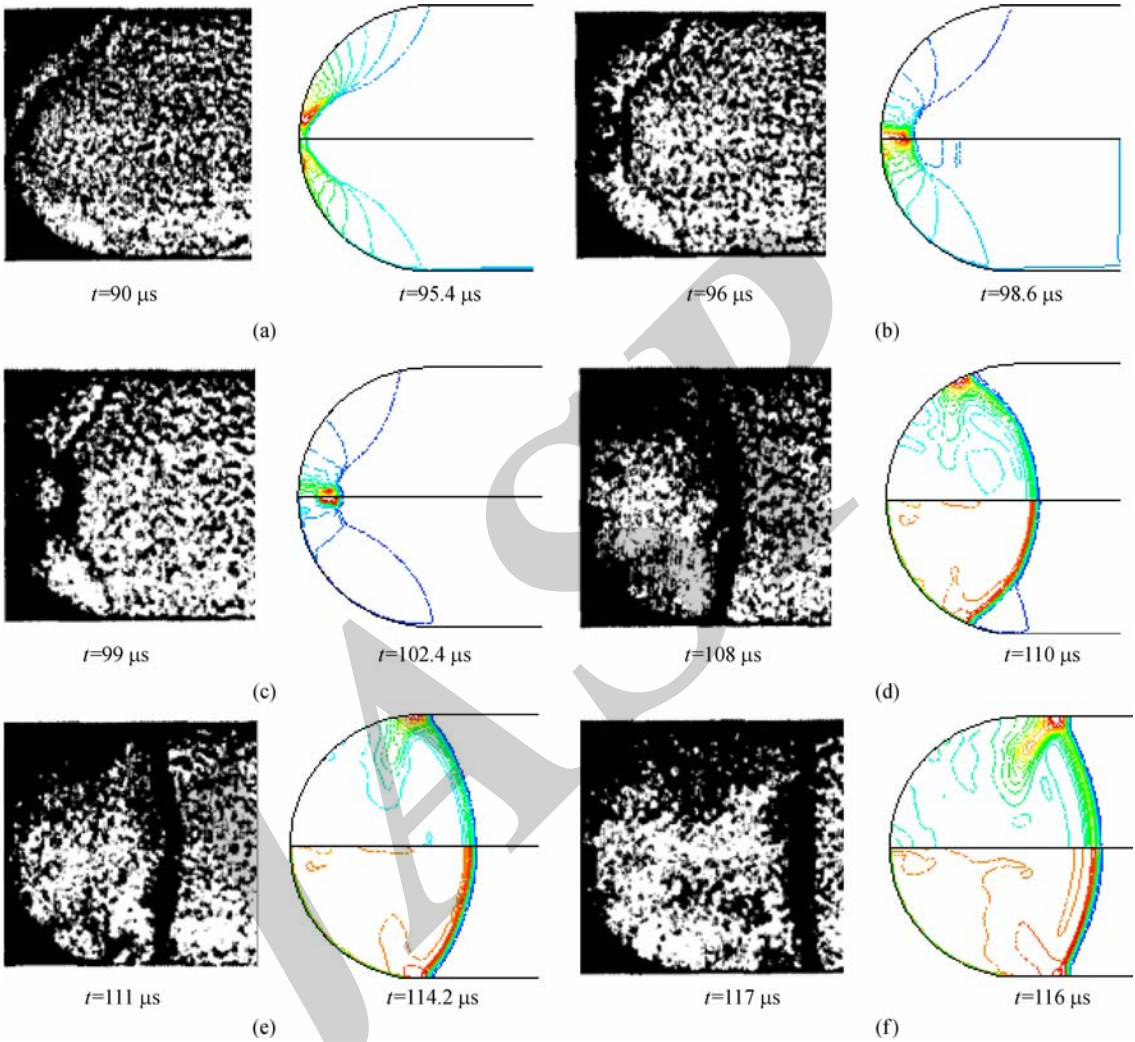
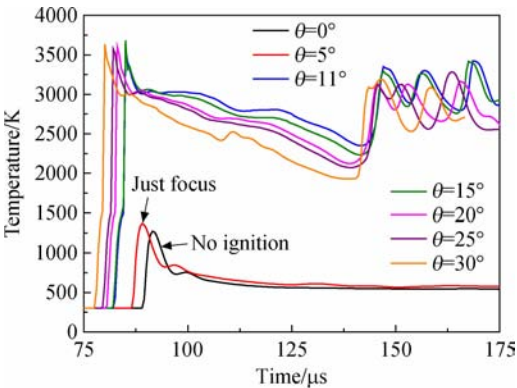
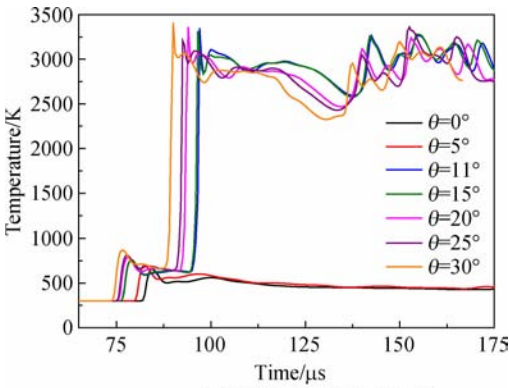


图 2 轴向入射激波聚焦起爆过程模拟结果与文献[10]实验结果的对比

Fig. 2 Simulations of initiating detonation by axial incident shock wave focusing compared with experiments in Ref. [10]



(a) P_1 点温度随时间变化曲线图



(b) P_2 点温度随时间变化曲线图

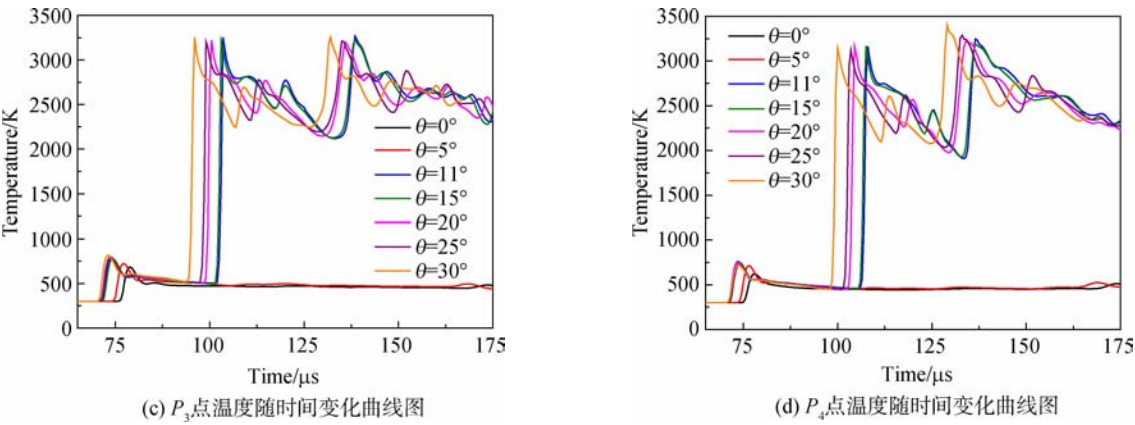


图 3 不同导流角条件下 P_1, P_2, P_3, P_4 点的温度随时间变化情况
Fig. 3 Temperature of point P_1, P_2, P_3, P_4 varying with time at different deflector angles

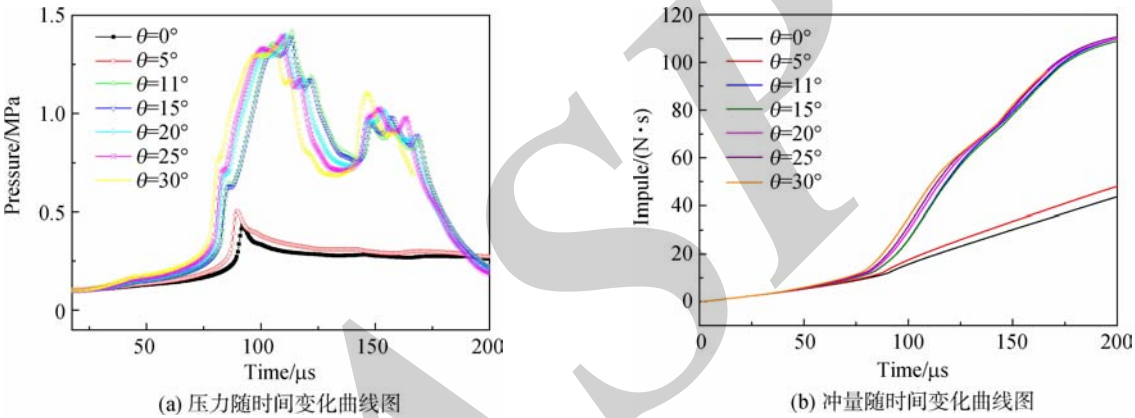


图 4 不同导流角条件下凹面腔壁面的平均压力和冲量随时间变化情况
Fig. 4 Average pressure and impulse of concave cavity wall varying with time at different deflector angles

图 5 是射流碰撞压力、碰撞温度、碰撞时刻及激波聚焦时刻随环形射流入口导流角 θ 的变化规律。由图 5(a)可知,射流碰撞压力、碰撞温度随 θ 的增大,总趋势是升高的。观察图 5(b)可知,激波聚焦时间随 θ 的增大而提前,射流碰撞时间在

$\theta < 11^\circ$ 时随 θ 的增大而提前,在 $\theta \geq 11^\circ$ 时,保持不变都为 $73 \mu\text{s}$ 。

根据以上分析可以看出,导流角 $\theta > 11^\circ$ 时成功起爆爆震;凹面腔壁面平均压力随时间变化曲线在峰值前后两部分随导流角的变化趋势截然

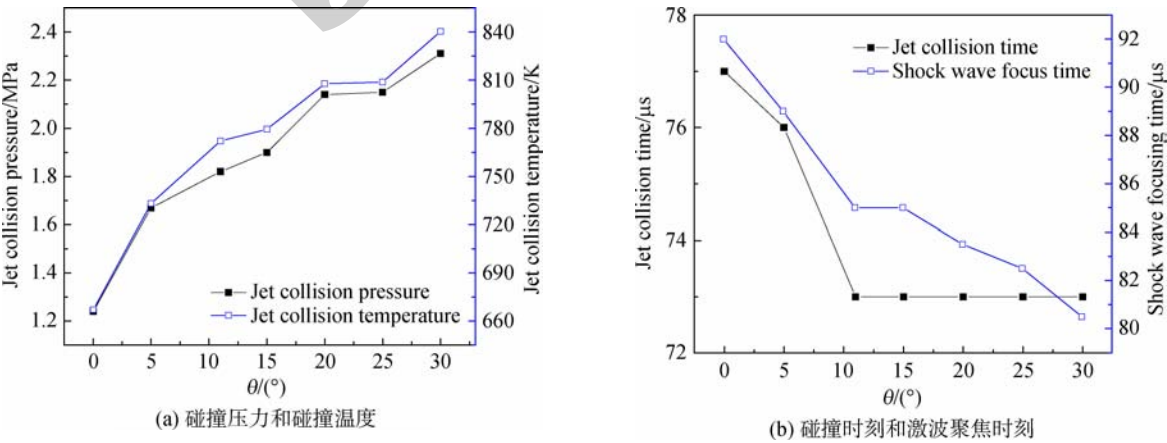


图 5 碰撞压力、碰撞温度、碰撞时刻及激波聚焦时刻随导流角的变化规律
Fig. 5 Jet collision pressure, temperature, time and shock wave focusing time varying with deflector angles

相反,射流碰撞压力和碰撞温度随导流角的增大,总趋势是升高的,激波聚焦时间随导流角增大而提前,而射流碰撞时间在 $\theta\geq 11^\circ$ 时保持不变。

为进一步研究导流角对激波聚焦起爆爆震的影响,利用三维激波聚焦起爆爆震实验系统,研究了不同导流角下空气射流诱导的激波聚焦起爆爆震过程,对凹面腔定点动态压力和气流振荡频率进行分析。

2 实验研究

2.1 实验装置

本文采用的实验系统如图 6 所示,包括原理

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。实验系统以两级 PDE 三维激波聚焦起爆原理样机为中心,通过涡街流量计和椭圆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。为研究不同导流角对凹面腔内激波聚焦的影响,设计加工了直径 $D=74\text{ mm}$ 、开口直径 $D_1=70\text{ mm}$ 的部分球型凹面腔和中心孔直径为 $d=60\text{ mm}$ (即导流环深度 $H=5\text{ mm}$)、导流角分别为 $11^\circ, 15^\circ$ 的两种导流环,通过调节垫片层数改变环形射流入口宽度,分别在入口宽度为 $L=3.2\text{ mm}$ 和 $L=4.2\text{ mm}$ 的情况下进行冷态实验,如图 7 所示。

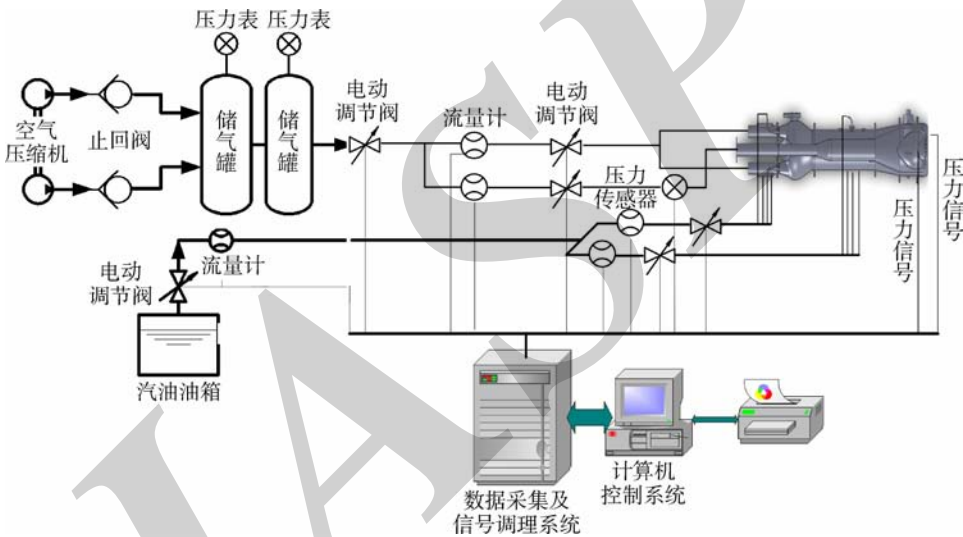


图 6 两级 PDE 三维激波聚焦起爆实验系统框架示意图

Fig. 6 Sketch map of initiating detonation system by three-dimensional shock wave in two-stage PDE

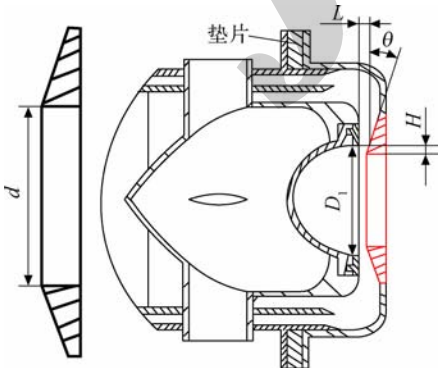


图 7 不同导流角的导流环及安装示意图

Fig. 7 Sketch map of deflector ring and installation with different deflector angles

2.2 实验结果与分析

从图 8 和图 9 可以看出,凹面腔内的气流振

荡频率主要有两类:一类是在入口压力为 $0.35\sim 0.75\text{ MPa}$ 的范围内均存在,本文将这种频率记为“ α 频率”;另一种气流振荡频率只在一定的入口压力范围内存在,本文将这种频率记为“ β 频率”。

图 8 是环形入口宽度 $L=3.2\text{ mm}$ 时,安装两种导流环时凹面腔内的气流振荡频率比较图。由图 8 可以看出,安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时,出现一种 α 频率,其大小在 $16.75\sim 17.68\text{ kHz}$ 之间变化;安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时,出现一种 α 频率,大小在 $16.9\sim 18.85\text{ kHz}$ 之间变化。可以看出,安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时凹面腔内的 α 频率明显高于安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时的。安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时,当入口压力在 $0.4\sim 0.6\text{ MPa}$ 之间变化时,气流振荡频率随入口压力增大而增大,当入口压力在 $0.6\sim 0.7\text{ MPa}$ 之间变化时,气流振荡频率相对稳定,保持

在 17.6 kHz 附近;安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时,在整个入口压力范围内,气流振荡频率总趋势是随入口压力增大而增大。在两种导流环情况下,在整个入口压力范围内,气流振荡频率单一。

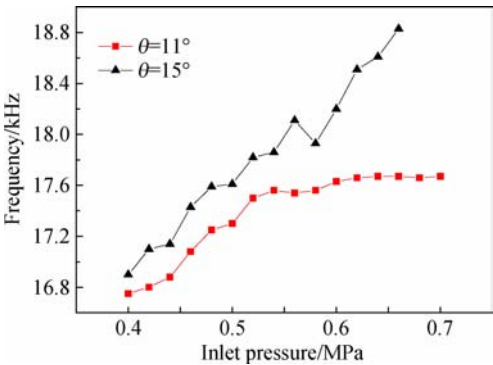


图 8 两种不同导流角时的气流振荡频率比较
($D=74\text{ mm}, d=60\text{ mm}, L=3.2\text{ mm}$)
Fig. 8 Comparison of airflow oscillating frequency
between two deflector angles
($D=74\text{ mm}, d=60\text{ mm}, L=3.2\text{ mm}$)

当 $L=3.2\text{ mm}$,安装导流角 $\theta=11^\circ$ 的导流环时,凹面腔底部动态压力大小在 $0.38\sim0.7\text{ MPa}$ 之间变化。当安装 $\theta=15^\circ$ 的导流环时,凹面腔底部动态压力幅值在 $0.35\sim0.65\text{ MPa}$ 之间变化。可以比较得出,安装 $\theta=11^\circ$ 导流环的凹面腔底部动压幅值大于安装 $\theta=15^\circ$ 导流环的。

图 9 是 $L=4.2\text{ mm}$ 时,安装两种导流环时凹面腔内的气流振荡频率比较图。由图 9 可以看出,安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时,出现两种 α 频率,分别是: $17.33\sim18.17\text{ kHz}$ 之间和 $12.26\sim12.67\text{ kHz}$ 之间;当入口压力在 $0.4\sim0.44\text{ MPa}$ 时出现一种 β 频率,在 $8.52\sim8.62\text{ kHz}$ 之间。安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时,出现一种 α 频率,在 $17.75\sim19.25\text{ kHz}$ 之间变化;当入口压力在 $0.62\sim0.68\text{ MPa}$ 时出现一种 β 频率,在 $12.82\sim13\text{ kHz}$ 之间。可以看出,安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时凹面腔内的 α 频率高于安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时的。安装两种导流环时,气流振荡频率随入口压力增大而基本不变。安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时,在整个入口压力范围内,出现多种气流振荡频率;安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时,当入口压力在 $0.4\sim0.62\text{ MPa}$ 之间变化时,气流振荡频率单一,当入口压力在 $0.62\sim0.7\text{ MPa}$ 之间变化时,出现多种气流振荡频率。

当 $L=4.2\text{ mm}$,安装 $\theta=11^\circ$ 导流环时,凹面腔底部动态压力大小在 $0.41\sim0.75\text{ MPa}$ 之间变化。当安装 $\theta=15^\circ$ 导流环时,凹面腔底部动态压力幅

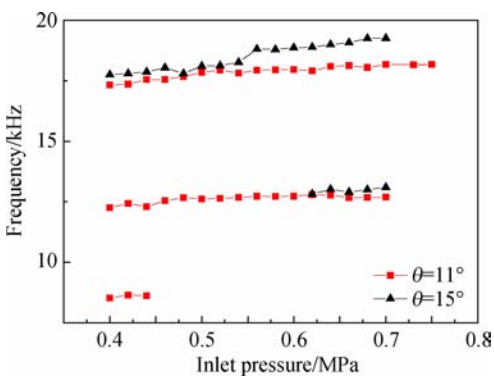


图 9 两种不同导流角时气流振荡频率比较
($D=74\text{ mm}, d=60\text{ mm}, L=4.2\text{ mm}$)
Fig. 9 Comparison of airflow oscillating frequency
between two deflector angles
($D=74\text{ mm}, d=60\text{ mm}, L=4.2\text{ mm}$)

值在 $0.36\sim0.68\text{ MPa}$ 之间变化。可以比较得出,安装 $\theta=11^\circ$ 导流环的凹面腔底部动压幅值大于安装 $\theta=15^\circ$ 导流环的。

3 结 论

本文通过开展两级 PDE 环形射流入口导流角对激波聚焦起爆爆震影响的数值仿真,得出以下结论:

- 1) 导流角小于 11° 时不能起爆爆震,大于 11° 时成功起爆且峰值温度达到时间随导流角增大而提前。
- 2) 凹面腔壁面平均压力随时间的变化曲线在峰值前后两部分随导流角的变化趋势截然相反,在达到峰值之前,导流角越大,壁面压力上升越快;而在壁面压力达到峰值之后,导流角越大,壁面压力越低且下降越快。
- 3) 射流碰撞压力和碰撞温度随导流角的增大,总趋势是升高的;射流碰撞时间随导流角增大而提前,而激波聚焦时间在 $\theta<11^\circ$ 时随 θ 的增大而提前,在 $\theta\geq 11^\circ$ 时,都为 $73\text{ }\mu\text{s}$ 。

通过进行冷态射流聚气碰撞实验研究得出:导流角越大,凹面腔内气流振荡频率越大,凹面腔底部动压幅值越小。

参考文献:

[1] MAWID M A, PARK T W. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner[R]. AIAA-2000-3474, 2000.
[2] ROY G D, FROLOV S M, BORISOV A A, et al. Pulsed detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective[J]. Progress in Energy and Combustion

Science,2004,30(6):545-672.

[3] KHOKHLOV A M,ORAN S. Numerical simulation of deflagration-to-detonation transition; the role of shock-flame interactions in turbulent flames[J]. Combustion and Flame, 1999,117(1/2):323-339.

[4] 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热气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)

[5] 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):124702. 1-124702. 5.

[6] 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.

[7] 周鸿. 两步法高频爆震发动机机理与特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.

[8] 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)

[9] 李海鹏,何立明,陈鑫,等. 凹面腔内激波聚焦起爆爆震过程的数值模拟[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)

[10] YUNGSTER S. Analysis of nozzle effects on pulse detonation engine performance[R]. AIAA-2003-1316,2003.

[11] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 环形射流喷口位置对激波聚焦起爆的影响分析[J]. 推进技术,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):437-774. (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] ACHASOV O V,PENYAZKOV O G. Some gasdynamic method for control of detonation initiation and propagation [R]. AIAA-2001-3614,2001.

[14] 张强,陈鑫,何立明,等. 矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞的实验研究[J]. 物理学报,2013,62(8):360-365.

ZHANG Qiang,CHEN Xin,HE Liming,et al. An experimental study of rectangular under-expanded supersonic jets collision[J]. Acta Physica Sinica,2013,62(8):360-365. (in Chinese)

[15] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 环形射流初始压力对激波聚焦起爆的影响分析[J]. 航空动力学报,2010,25(9):1964-1970.

ZENG Hao,HE Liming,ZHANG Xiongwei,et al. Investigation on the influence of jet pressure on detonation initiation via imploding annular shock waves[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(9):1964-1970. (in Chinese)

[16] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 横向爆震射流起爆爆震过程的数值模拟[J]. 应用力学学报,2010,27(3):543-548.

ZENG Hao,HE Liming,ZHANG Xiongwei,et al. Simulation of transverse detonation jet initiation process[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics,2010,27(3):543-548. (in Chinese)

[17] 曾昊,何立明,章雄伟,等. 入射喷口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)

[18] KONNOV A A. Remaining uncertainties in the kinetic mechanism of hydrogen combustion [J]. Combustion and Flame,2008,152(4):507-528.

(编辑:陈 越)