

导流块深度对圆弧形凹面腔内激波聚焦过程的影响

张威江¹, 陈 鑫^{1,2}, 王 川³, 谭 胜⁴
(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191;
3. 94795 部队, 江苏南通, 226000; 4. 国防科学技术大学空天科学学院, 长沙, 410073)

摘要 为研究导流块深度对圆弧形凹面腔内径向入射激波聚焦过程的影响,对马赫数为 1.4 的径向入射激波在导流块深度分别为 0、5、10、15、17.5、20、25 mm 的凹面腔内反射聚焦过程进行了实验研究。用高速 CCD 拍摄了圆弧形凹面腔中气流流场纹影照片,并用动态压力传感器测量了聚焦过程中流场的压力变化,对径向入射激波在凹面腔内的反射聚焦过程进行了描述。通过对比不同导流块深度下激波反射聚焦过程,发现随着导流块深度的增加,凹面腔出口宽度减少,气流的排出受到限制,导致凹面腔内部的湍流度增强,由于受到湍流的较强影响,内部激波结构减弱,从而对于激波聚焦产生高温高压区产生影响,不利于激波触发爆震。

关键词 激波聚焦; 径向入射; 圆弧形凹面腔; 导流块深度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.03.003

中图分类号 V231.2⁺ **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)03-0014-08

Impact of Depth of Deflector on Shock Wave Focusing Processes in Circular-Shaped Cavity

ZHANG Weijiang¹, CHEN Xin^{1,2}, WANG Chuan³, TAN Sheng⁴
(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Unit 94795, Nantong 226000, Jiangsu, China; 4. College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to study the effects of the depth of the deflector on the focusing process of the circular-shaped cavity in the radial direction of the incident shock wave, experiments are carried out to investigate the radial incident shock focusing with Mach number 1.4 in cavity where the depths of deflectors are 0、5、10、15、17.5、20、25 mm respectively. With the schlieren photos of flow field in cavity captured by high-speed CCD camera, the dynamic pressure sensors is used to measure the pressure variation of the flow field during the focusing process, the behavior of radial incident shock wave reflect and focus in a circular-shaped cavity is described. The shock wave focusing processes of different depth of the deflectors are compared. With the increase of the depth of deflectors, the

收稿日期: 2018-10-21

基金项目: 国家自然科学基金(51106178)

作者简介: 张威江(1995—),男,新疆乌鲁木齐人,硕士生,主要从事飞行器与动力作战使用保障工程和技术研究。E-mail:18149361390@163.com

通信作者: 陈 鑫(1976—),男,河南三门峡人,副教授,主要从事气动热力推进与新概念脉冲爆震发动机研究。E-mail:chenxin7605@aliyun.com

引用格式: 张威江,陈鑫,王川,等. 导流块深度对圆弧形凹面腔内激波聚焦过程的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(3): 14-21. ZHANG Weijiang, CHEN Xin, WANG Chuan, et al. Impact of Depth of Deflector on Shock Wave Focusing Processes in Circular-Shaped Cavity[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(3): 14-21.

outlet width of the cavity is reduced, and the discharge of the airflow is restricted, resulting in the enhancement of turbulence inside the cavity, due to the strong influence of turbulence, the internal shock wave structure is weakened, which has an impact on the high temperature and high pressure area caused by shock focusing, and is disadvantageous to shock detonation.

Key words: shock wave focusing;radial incident;circular-shaped cavity;depth of deflector

脉冲爆震发动机 (Pulse Detonation Engine, PDE)是通过不断触发爆震波来产生脉冲式推力的动力系统^[1-4],具有部件少、循环热效率高^[5]、推重比大、工作范围广等优点。2001 年,Levin^[6]研究小组提出激波聚焦起爆脉冲爆震发动机工作过程的 2 个阶段,并设计了两级脉冲爆震发动机(2-stage PDE)原理样机。该发动机无机械阀门,可连续注入航空煤油,热解为富含活化基与裂解产物在凹面腔内发生超音速射流聚心碰撞形成激波,而后反射聚焦起爆爆震波,它不需要额外的激波产生装置,有望解决燃油喷射和掺混、可靠的点火系统、爆燃转爆震(Deflagration to Detonation Transition,DDT)距离的缩短、多管协调联动并高频工作等^[2-3,7]技术难题。这种新概念脉冲爆震发动机对于减小发动机尺寸、提高推重比,输出高频近似连续的推力具有重要的意义。

俄罗斯和美国等都对 PDE 进行研究,2003 年美国 GE 研究中心的 Leyva 等^[8]对 2-stage PDE 谐振腔内连续射流对撞形成复杂流场的细节进行了研究,其研究表明:凹面腔的几何结构参数对凹面腔内气流流场及激波聚焦的强度有重要影响。2004 年,Taki 等^[9]数值计算了两级 PDE 的工作频率,指出触发爆震的谐振频率极限值在 5 kHz,是非反应气体谐振频率的一半,并没有达到 Levin 所说的实验频率 25 kHz。2005 年,Mcmanus 和 Dean^[10]进行了第二级谐振腔内环形燃气混合射流碰撞并诱导激波聚焦触发

爆震的实验,实验中成功起爆了爆震波。

目前国内也开始对两级 PDE 进行研究。2008 年,南京航空航天大学的周鸿等^[11]实验研究了二维模型中进口压力和凹面腔结构尺寸对激波聚焦特性的影响。2009 年,南京理工大学的姜日红等^[12]以空气为介质,研究了凹面腔结构尺寸及射流参数对腔内无反应激波会聚过程的影响。空军工程大学李海鹏、陈鑫等^[13-17]自 2007 年以来对激波聚焦触发爆震机理的理论概念和实验论证已经研究了数年,对入射激波强度、射流压比、凹面腔结构形式以及排气导出口等气动参数和几何条件进行了实验和数值模拟研究,不仅积累了丰富的经验,还拓展了 2-stage PDE 的理论。

目前对于激波反射聚焦过程中流场演化特点和规律还需要进一步研究。本文利用径向入射激波聚焦实验系统,对 7 种导流块深度条件下激波在圆弧形凹面腔中反射聚焦的过程开展了实验研究,对圆弧形凹面腔中激波反射聚焦的过程进行了较为详细的描述,并对比得出导流块深度对激波聚焦过程的影响。

1 实验系统

径向入射激波聚焦实验系统主要由供气系统、数据采集系统、纹影系统和实验段组成,其原理如图 1 所示。

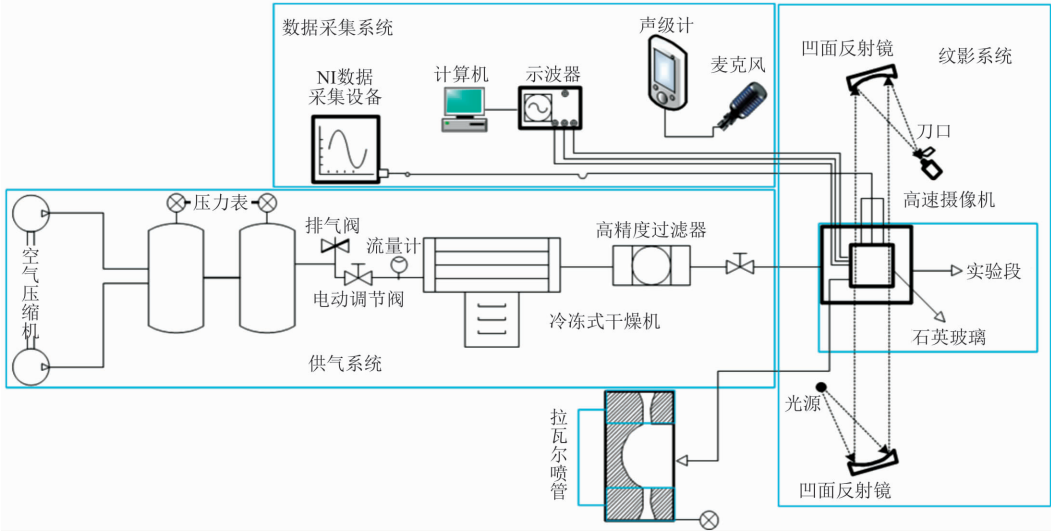


图 1 实验系统示意

1.1 供气系统

供气系统由空气压缩机、储气罐组、供气管路、电动调节蝶阀、涡街式空气流量计、压缩空气后处理系统和旋转阀构成。其中,空气压缩机为 2 台 OGFD-42.8/8B 单螺杆空压机,每台公称容积流量 $42.8 \text{ m}^3/\text{min}$,公称排气压力 0.8 MPa 。储气罐组由 2 台储气容积均为 10 m^3 的储气罐串联而成。电动调节蝶阀用于控制储气罐的排气或向管路进气。压缩空气后处理系统由冷冻式干燥机和高精度过滤器组成,前者去除压缩空气中的部分水分,减少罐中积水;后者除尘、除油、除杂质,提供洁净气源。

实验过程中,环境大气经空压机吸入并压缩,进入储气罐组,储存备用压缩气体。调节电动调节蝶阀,向管路输送一定流量的压缩气体至压缩空气后处理系统,得到洁净干燥的气体,开启旋转阀,得到压力、流量相同的两路气体,经 Laval 喷管向实验装置提供超声速射流。本次实验测得的马赫数为 1.4。

1.2 数据采集系统

数据采集系统为美国 NI 公司的 NI-PXI Express 系统,本文使用 NI PXI-4496 数据采集模块对动态压力信号进行采集,该模块可实现 16 路数据同步采集,每路采样率高达 204.8 kS/s ,具有 24 位分辨率。

1.3 纹影系统

实验采用平行光反射式纹影系统对激波聚焦过程的复杂瞬态流场图像进行记录,系统主要由光源、2 块凹面反射镜、刀口和高速 CCD 摄像机等组成。氙灯为光源,凹面反射镜面为抛物面,焦距 1.5 m ,高速 CCD 摄像机为 Vision Research 公司的 25001 (Phantom v2512),最大分辨率为 1280×800 (对应 2.56×10^4 帧/s),最小分辨率为 128×16 (对应 1×10^6 帧/s),实验设置分辨率为 640×480 ,摄像帧率为 7×10^4 帧/s,曝光时间 $1 \mu\text{s}$,记录长度为 323 556 帧,时长 4.622 s 。

1.4 试验段

实验段由一组稳压罐、Laval 喷管、外壳座、2 块导流块和圆弧形凹面腔等组成,见图 2。Laval 喷管入口端连接稳压罐,出口端连接凹面腔,保证超声速气流顺利进入腔内。凹面腔用沉头螺钉固定在底座上,其深度 $D=23.60 \text{ mm}$,敞口宽度 $W=70.00 \text{ mm}$,厚度 40.00 mm 。导流块用螺钉固定在外壳上,通过改变导流块长度,得到不同凹面腔开口与出口面积的比值。凹面腔两侧可安装石英玻璃侧壁板或金属侧壁板。安装石英玻璃侧壁

板拍摄流场实验纹影照片。金属侧壁板上安装 5 个动态压力传感器 PCB1 #、PCB1' #、PCB2 #、PCB3 #、PCB4 # 来测量侧壁面流场压力振荡的变化;凹面腔底部中心处安装动态压力传感器 PCB5 # 来测量底部激波聚焦点的压力,安装位置见图 3。

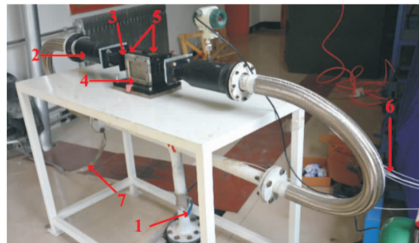


图 2 实验实物

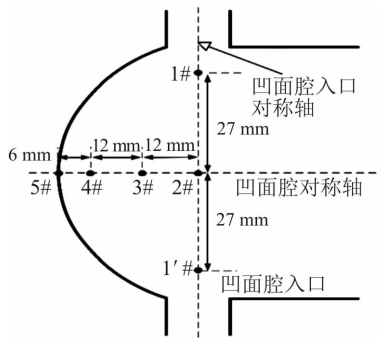


图 3 动态压力传感器示意

2 实验结果分析

2.1 圆弧形凹面腔内激波聚焦过程

前导激波 LS(leading shock)以 $Ma=1.4$ 进入圆弧形凹腔,在空腔中聚焦反射的过程见图 4,为便于辨别分析流场结构演化过程,增强激波结构的可视化效果,流场图中的一些主要激波结构用白色线条描绘,V(vortex)表示旋涡。图 4(a)为开阀后 9.335 s 时刻,为便于分析,设该时刻为 0 时刻,其后纹影照片每加一张,时间增加 $14.29 \mu\text{s}$ 。

前导激波 LS 从左右进入腔内,其阵面尺度较长,根部扫过凹腔底部后,向中心对称面运动。碰撞产生 2 道椭圆形激波 ES(ellipse shock)反向运动,并在中心线两侧形成四波系交叉结构。激波碰撞前后,交叉点压力从 0.548 MPa 骤升至 1.52 MPa ,触发爆震可能性增大。当四波系交叉点角度到达临界值时,椭圆形激波 ES 根部向中心对称面运动,经反射聚焦,形成三波系结构,包括两道椭圆形激波 ES 和一条马赫干 M(mach stem),形成的三波点 TP(three-shock point),又叫做气体动力学焦点,如图 4(d)所示。此时腔底激波聚焦区域压力、密度和温度均达到极值 1.95 MPa 、 15.4 kg/m^3 和 468 K ,是

触发爆震的关键点,表明通过超声速射流碰撞能够形成激波聚焦过程。也证明了非线性波之间与线性波之间的相互作用明显不同,叠加原理只适用于线性波,对于激波等非线性波,其相互作用或反射会导致压力剧增,而不像声波的超压那样只是简单的相加^[18]。之后,腔底形成 2 道反射激波 R(Reflected Shock)并最终形成一道主反射激波 MR(Main Reflected Shock),向凹腔出口运动,如图 4(f)所示。凹腔底部高压气流被排出,标志着—个射流对撞及激波聚焦周期完成,并开始下一个周期,图 4(h)是第 2 个激波聚焦周期末的排气阶段。因此,由实验纹影图,得到一个激波聚焦周期约为 $142\ \mu\text{s}$,频率约为 $7\ 040\ \text{Hz}$ 。

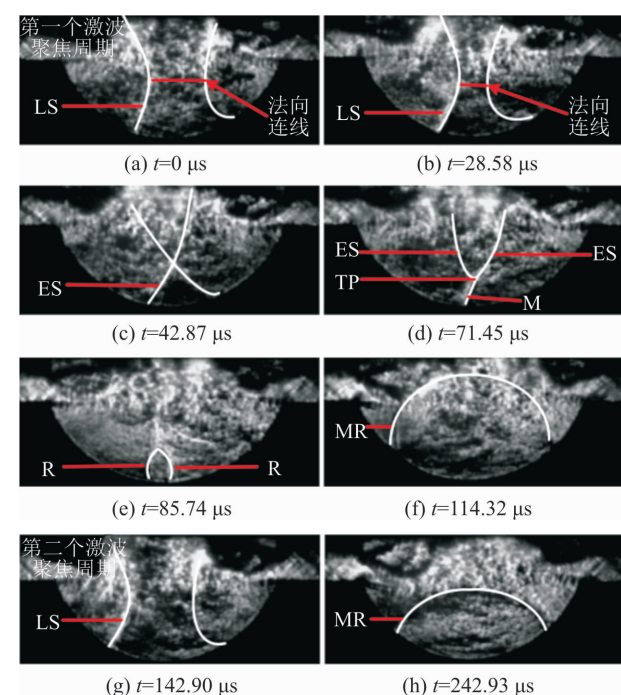


图 4 前导激波完全聚焦周期的实验纹影

把由 2 条前导激波 LS 碰撞形成反射激波 R,以及在凹腔底部反射聚焦形成三波点,形成高温高压区触发爆震的激波聚焦过程称为前导激波“完全聚焦”^[19]。

由于超声速射流对撞的非正常性,在流场演化过程中还出现了单侧入射激波 IS(Incident Shock)“非完全聚焦”过程。

由图 5 可知,右侧喷口斜激波反射形成反射激波 R 向腔内运动,表现为入射激波 IS 根部自右向左运动的演化过程。在其演化过程中,会受到右侧喷口射流挤压推进,和对面持续射流阻挡压缩,在两者作用下,经过 $71.45\ \mu\text{s}$,入射激波 IS 在腔底发生马赫反射,马赫干 M、反射激波 R 清晰可见,这与完全聚焦相似,也形成了“三波系结构”,同样是形成高温高压区的重要原因之一^[20]。

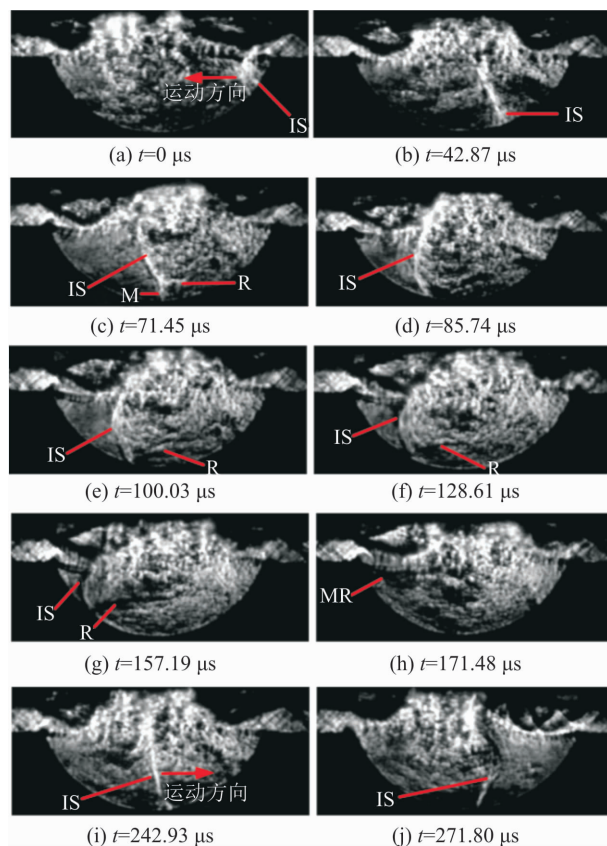


图 5 前导激波非完全聚焦周期的实验纹影

激波继续向前运动,在凹腔左半部分发生规则反射,其前方流场受扰动较弱,其后已出现高强度湍流区。反射激波 R 也向左运动,最终入射激波 IS 淹没在左侧喷口射流区中,同时反射激波 R 形成一道较弱的主反射激波 MR 向出口运动,如图 5(h)所示,其压缩左侧喷口射流区,并携带其后的压缩气流排出凹腔,凹腔右半侧流场压力降低,左侧射流区压力升高,此时,左侧喷口形成的反射激波 R 脱落,并沿腔底向右运动,如图 5(i)、(j)所示,与前述入射激波从右到左过程相似,不再赘述。

非完全聚焦过程具有稳定的周期性,将入射激波 IS 在腔底顶点附近发生一次马赫反射的非完全聚焦过程定为一个周期,由纹影图可知非完全聚焦的周期约为 $190\ \mu\text{s}$,频率约为 $5\ 260\ \text{Hz}$ 。

2.2 动态压力特性分析

2.2.1 动态压力时序曲线分析

图 6 为 6 个通道同时采集动态压力数据的时序曲线。曲线显示,开启高压气流旋转阀后,在射流冲击作用下,动态压力传感器脉动幅值迅速上升,随后趋于平缓。PCB2 # 处的初始振荡幅度最大,趋于平缓后幅度依旧保持最大,PCB1 # 和 PCB1' # 处振荡幅度次之,PCB3 #、PCB4 # 和 PCB5 # 处振荡幅值基本一样,脉动较弱。

选取 $P^* = 0.58 \sim 0.60\ \text{MPa}$,压力曲线基本趋

于稳定的典型数据,便于分析动态压力振荡周期。图 7 为各动态压力传感器所测压力选取时间段内的时序曲线,可知,各测量点处动态压力曲线呈周期性振荡。

在图 7(a)中,对撞中心面处的各峰值对应时刻已标出,可求出 PCB5 # 处压力脉动振荡周期为 192.78 μs ,与非完全聚焦实验纹影中估算的周期 190 μs 基本一致,可认为其脉动主要是由入射激波非完全聚焦导致,振荡频率 5 187 Hz,脉动峰值范围为 0.029~0.037 MPa。

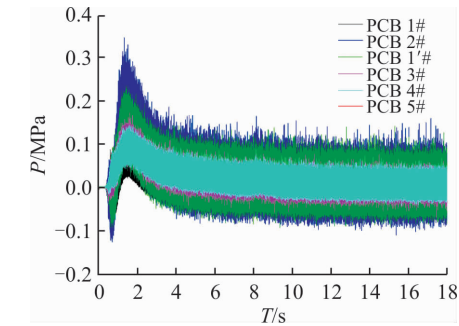
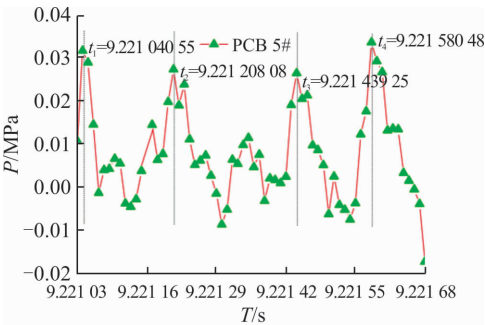
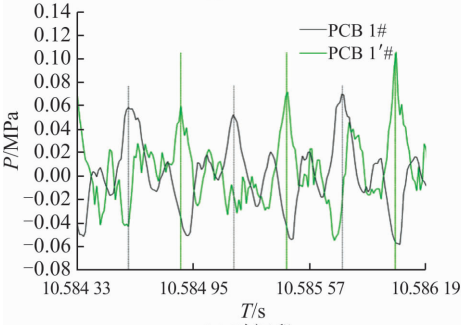


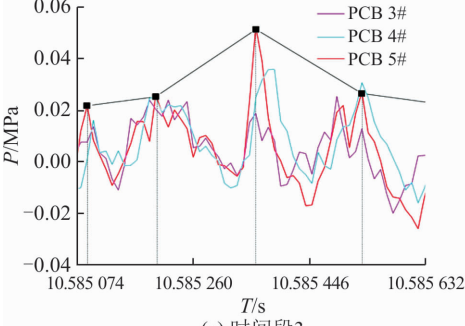
图 6 动态压力时序图



(a) 时间段 1



(b) 时间段 2



(c) 时间段 3

图 7 某时间段动态压力变化时序曲线

同理,PCB1 # 和 PCB1' # 压力脉动振荡周期分别为 572.83 μs 和 569.95 μs ,频率分别为 1 746 Hz 和 1 755 Hz,脉动峰值范围为 0.045~0.111 MPa,其流场压力振荡主要与喷口射流区和对撞面 CS 的振荡有关。由于 PCB2 # 处于凹腔内部中心面上,受多种流场结构影响,其时序曲线周期性不明显。

PCB3 #、4 #、5 # 三处动态压力峰值出现基本同步,压力峰值 PCB5 # > PCB4 # > PCB3 #,周期基本相同。由纹影图 5,可知腔底壁面入射激波 IS 左右运动过程中,其根部强度大于末梢,这是由于激波末梢受到腔内强湍流和旋涡作用,强度被削弱,使得激波阵面尺度越来越短或阵面发生弯曲。另外,由于其与对面喷口射流相向运动,阻挡其前进,若阻力够强,激波也有可能出现反向弓形,所以会出现 PCB3 #、4 #、5 # 3 个动态压力峰值脉动不同步的情况。

2.2.2 动态压力频域特性分析

对 PCB5 # 处的动态压力时序信号进行快速傅里叶变换(FFT),得到频谱图 8,可知,流场振荡基频有 4 个,分别为 1 843 Hz、2 440 Hz、5 390 Hz 和 7 282 Hz,其他频率为相应基频的倍频或分频。

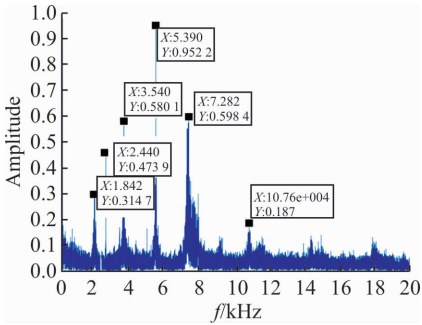


图 8 PCB5 # 处的动态压力频谱曲线

振荡基频 1 843 Hz 和 5 390 Hz 与前文计算 PCB1 # 和 PCB5 # 两测量点处振荡频率吻合较好。基频 7 282 Hz 和前导激波完全聚焦频率 7 040 Hz 相对应,可认为是完全聚焦过程导致的。另外,2 440 Hz 所对应的应是实验段固有振荡频率。在之后的频谱分析中基频 1 800 Hz 和 2 400 Hz 的情况将不再赘述。

3 导流块深度对凹面腔中激波反射聚焦的影响

图 9~14 为保持射流马赫数 1.4,导流块深度分别为 5.00 mm、10.00 mm、15.00 mm、17.50 mm、20.00 mm 和 25.00 mm 时,激波在圆弧形空腔中的流场纹影图。由图可知,入射激波 IS 在不同导流块深度下聚焦时流场结构的发展整体相似,但

在一些细节存在显著差别。

1)随着导流块深度的加深,前导激波 LS 抵达喷口唇口的时间增加,腔内旋涡 V 形成时间稍晚,当导流块深度为 15.00 mm 时,旋涡 V 刚生成就与入射激波作用,导致出口流场紊乱,削弱了靠近腔底的激波强度,影响了激波反射聚焦过程。导流块深度越深,凹面腔出口宽度减少,气流的排出受到限制。

2)导流块深度不同,入射激波 IS 在腔内传播时形态不同。导流块深度为 0 mm 时,入射激波 IS 在运动至腔底或另一侧时才发生反射,如图 5 所示,并最终在喷口射流区淹没;导流块深度为 10.00 mm、15.00 mm 时,入射激波 IS 在凹腔左侧壁面就发生规则反射,其和反射激波 R 在腔底顶点生成马赫干 M,之后,入射激波 IS 和马赫干 M 消失,反射激波 R 向前继续运动,如图 10(e)、(f)。由于入射激波 IS 在初始进入凹腔内部时就发生规则反射,使激波速度减小、流场演化进程减慢,延迟下个周期的开始,此时入射激波非完全聚焦过程不稳定。

3)随着导流块深度的加深,激波碰撞前后,腔底出现较大尺度的旋涡微团,激波强度变弱,腔内湍流度变强,喷管出口的超声速射流对撞形成剧烈振荡流场向腔内与出口运动。导流块深度为 25.00 mm 时,还会在喷口边界层下方形成流动边界,卷起旋涡结构在腔内脱落,其在激波周围,不利于激波聚焦实现。

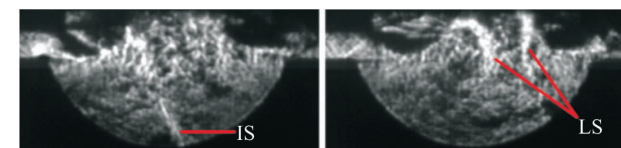


图 9 实验段内不同流场特征纹影($L=5.00$ mm)

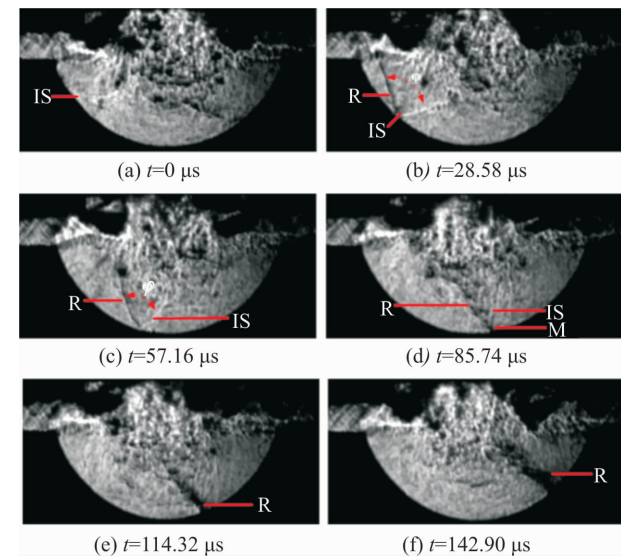


图 10 实验段激波非完全聚焦过程纹影($L=10.00$ mm)

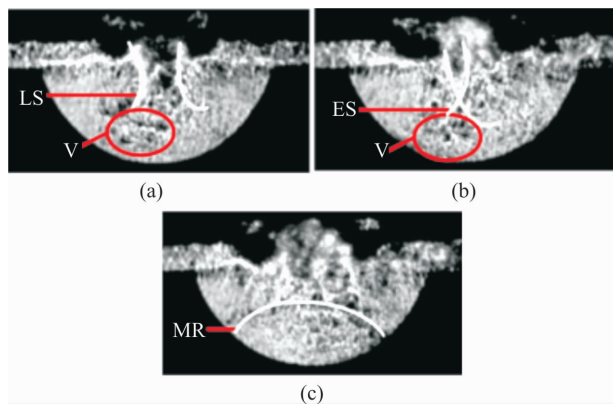


图 11 实验段激波完全聚焦过程纹影($L=15.00$ mm)

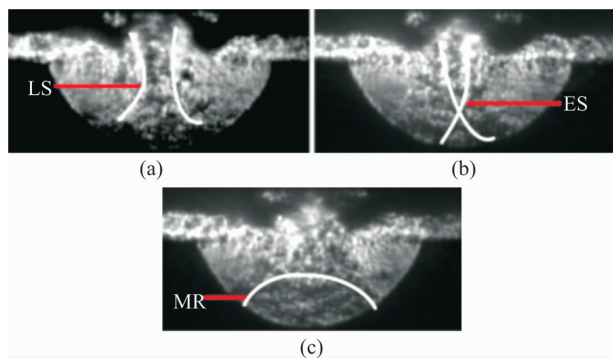


图 12 实验段激波完全聚焦过程纹影($L=17.50$ mm)

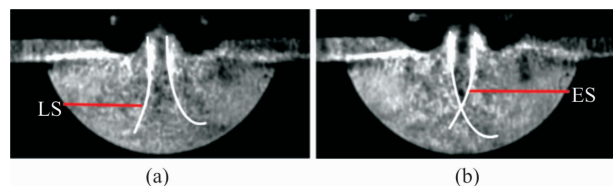


图 13 实验段激波完全聚焦过程纹影($L=20.00$ mm)

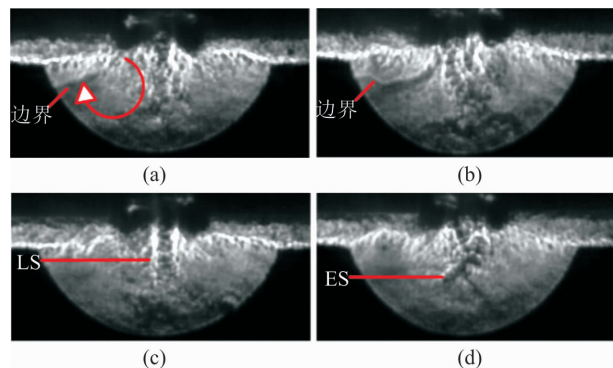


图 14 实验段流场流动边界和激波结构纹影($L=25.00$ mm)

综上所述,改变导流深度能够深刻影响凹面腔内流场演化及激波聚焦过程。随着导流深度的增加,凹面腔出口宽度减少,气流排出受到限制,使腔内湍流度增强,激波受到湍流的较强影响,结构减弱,从而影响激波聚焦高温高压区产生,不利于激波触发爆震。

保持射流马赫数 1.4,选取不同导流深度射流压力 $P^*=0.58\sim 0.60$ MPa 之间的典型数据,图 15

为不同工况下 PCB5 # 的动态压力频谱。由图可知,尽管在某些工况下存在完全聚焦或非完全聚焦过程,但并未形成周期性聚焦过程,不具有多循环特征,其频率强度较低,如 $L=10.00\text{ mm}$,入射激波完成了 1 次循环,但由于经过凹面腔中心对称面之前

便发生反射,导致聚焦频率不稳定,未出现相应聚焦频率峰值; $L=15.00\text{ mm}$,纹影捕捉到前导激波聚焦过程,也未出现对应聚焦频率峰值。随着导流深度增加,凹面腔内流体谐振特性加强,出现谐波,激波聚焦过程难以实现,见图 15(d)~(f)。

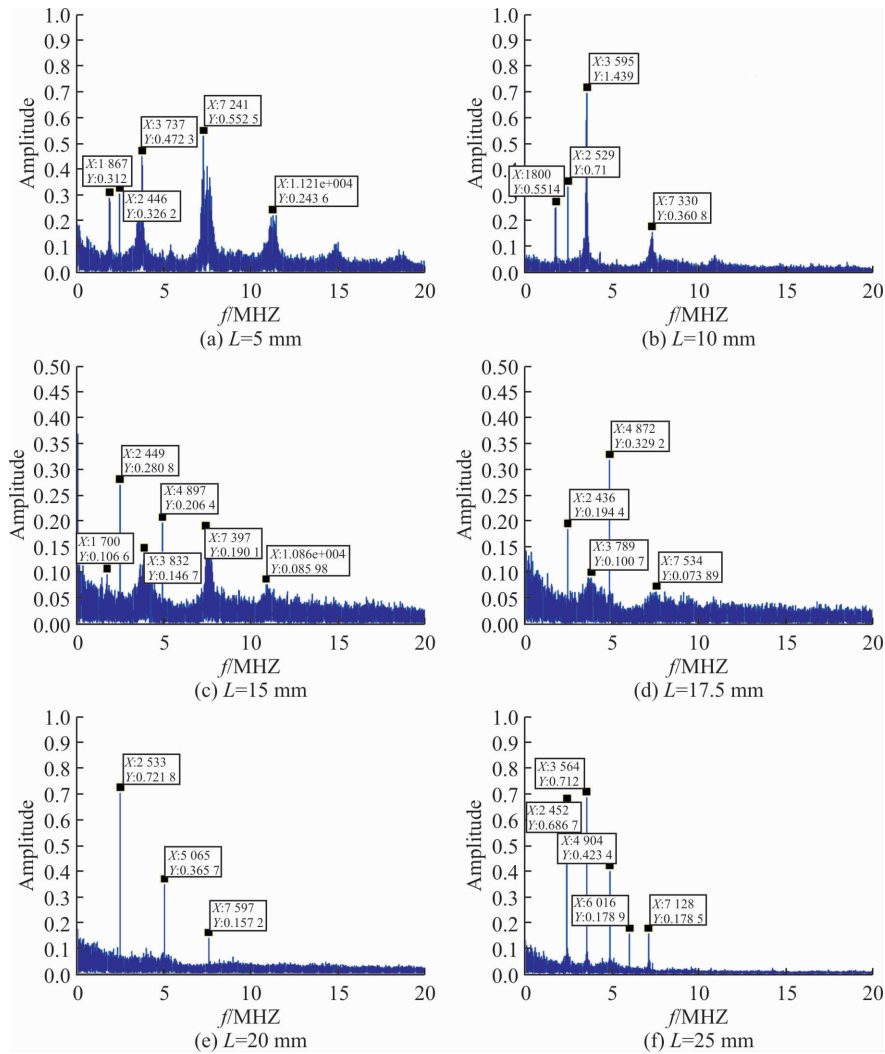


图 15 不同导流深度下,PCB5 # 处的动态压力频谱图($Ma=1.4$)

4 结论

本文结合实验得到的纹影照片和测得聚焦过程中流场动态压力变化,对径向入射激波在圆弧形凹面腔中反射聚焦的过程进行了研究,得到以下结论:

- 1)导流块深度增加,凹面腔出口宽度减少,气流排出受到限制,导致凹面腔内部的湍流度增强,激波受到湍流的较强影响,内部结构减弱,从而影响激波聚焦高温高压区产生,不利于激波触发爆震。导流块深度大于 10.00 mm ,激波聚焦效果明显变差。
- 2)导流块深度增加,形成周期性的聚焦过程难度变大,多循环特征变弱,其频率强度较低,凹面腔内流体谐振特性加强,出现谐波,激波聚焦过程难以

实现。

3)对动态压力测量数据进行时序曲线、频域特性分析,所得频谱分析结果与纹影图聚焦频率符合性较好,证明了实验数据的正确性。

参考文献(References):

[1] KAILASNATH K. Review of Propulsion Applications of Detonation Waves[J]. AIAA Journal, 2000, 38 (9): 1698-1708.

[2] ROY G D, FROLOV S M, BORISOV A A, et al. Pulse Detonation Propulsion: Challenges, Current Status, and Future Perspective[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30(6): 545-672.

[3] 刘大响,金捷. 21 世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学, 2004, 6(9): 1-8.

- LIU D X, JIN J. The Development Trends and Prospect of World Aeropropulsion Technology in the 21st Century [J]. Engineering Science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
- [4] 严传俊, 范玮, 郑龙席, 等. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.
YAN C J, FAN W, ZHENG L X, et al. Principle and Key Technique of Pulse Detonation Engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University Publishing Press, 2005. (in Chinese)
- [5] 严传俊, 刘军, 范玮, 等. 脉冲爆震发动机工作原理与循环分析[J]. 推进技术, 1996, 17(3): 56-63.
YAN C J, LIU J, FAN W, et al. Operating Principle and Cycle Analysis of Pulse Detonation Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(3): 56-63. (in Chinese)
- [6] LEVIN V A, NECHAEV J N, TARASOV A I. A New Approach to Organizing Operation Cycles in Pulsed Detonation Engines[C]//High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control. Moscow: [s. n.], 2001: 223-238.
- [7] 王家骅, 韩启祥. 脉冲爆震发动机技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.
WANG J H, HAN Q X. Pulse Detonation Engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [8] LEYVA I A, TANGIRALA V, DEAN A J. Investigation of Unsteady Flow Field in a 2-Stage PDE Resonator[Z]. AIAA Paper, 2003(2003-0715).
- [9] TAKI S, FUJIWARA T A. Numerical Study of Detonation Resonator[C]//Application of Detonation to Propulsion. Moscow: [s. n.], 2004: 309-320.
- [10] MCMANUS K R, DEAN A J. Experimental Evaluation of a Two-Stage Pulse Detonation Combustor [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona: AIAA, 2005.
- [11] 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 H. Investigation on the Basic Theory and Characteristic of Two-Stage High Frequency Pulse Detonation Engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [12] 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 R H, WU X S, WANG D. Matching Research of Resonant PDE's Resonator and Jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1006-1010. (in Chinese)
- nese)
- [13] 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(S2): 47-51.
LI H P, HE L M, CHEN X, et al. Numerical Simulation of Detonation Initiation at the Convergence of Shock Waves Induced by Annular Centripetal Jets in Different Types of Concave Reflectors[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(S2): 47-51. (in Chinese)
- [14] 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 H P, HE L M, CHEN X, et al. Numerical Investigation of Detonation Initiation by Shock Wave Focusing over Parabolic Reflector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 87-91. (in Chinese)
- [15] 李海鹏, 张强, 陈鑫, 等. 一种组合动力装置爆震点火的三维数值模拟[J]. 推进技术, 2015, 36(3): 399-404.
LI H P, ZHANG Q, CHEN X, et al. Three-Dimensional Simulation of Detonation Ignition for a Combined Propulsion System[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(3): 399-404. (in Chinese)
- [16] 陈鑫, 谭胜, 王育虔, 等. 导流块深度对楔形空腔内激波聚焦过程的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2321-2329.
CHEN X, TAN S, WANG Y Q, et al. Impact of Depth of Deflector on shock Wave Focusing Processes in Wedge Shaped Cavity[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2321-2329. (in Chinese)
- [17] 陈鑫, 王川, 张锋, 等. 轴向入射激波反射聚焦的实验和数值模拟[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2063-2069.
CHEN X, WANG C, ZHANG F, et al. Experiment and Numerical Simulation of Axial Incident Shock Wave Reflection and Focusing Process[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2063-2069. (in Chinese)
- [18] BEN-DOR G. Shock Wave Reflection Phenomena [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2007: 247-306.
- [19] STURDEVANT B, KULKARNY V A. The Focusing of Weak Shock Waves[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1976, 73(4): 651-671.
- [20] BABINSKY H, ONODERA O, TAKAYAMA K, et al. The Influence of Entrance Geometry of Circular Reflectors on Shock Wave Focusing[J]. Computers and Fluids, 1998, 27(5/6): 611-618.

(编辑: 姚树峰)