

带背景激波系的凹腔流动特性研究

郭善广, 付昌钦, 李明啸, 杨恒德

(空军工程大学航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安, 710038)

摘要 凹腔作为超燃冲压发动机的一种火焰稳定器受到广泛关注, 凹腔剪切层与背景激波系的相互作用影响凹腔火焰稳定器的性能。为深入分析背景激波系对凹腔流动的影响, 设计了长深比为 13.3 的闭式凹腔, 将凹腔模型前缘激波和风洞上壁面干扰激波作为背景激波系, 在 $Ma=2$ 的直连式风洞中开展了背景激波系与凹腔剪切层的相互作用的试验, 采用高速纹影系统对瞬态流场进行了捕捉, 重点关注背景激波系和凹腔剪切层的动态变化特性。采用纹影序列的本征正交分解来研究流场中的主要相干结构, 采用快速傅里叶变换和连续小波变换对流场的频率域特征进行了分析。结果表明: 在背景激波与剪切层相互作用下, 激波结构产生大尺度振荡, 凹腔内流动结构产生小尺度脉动。通过对激波位置的傅里叶变换分析, 发现激波振荡的主导频率集中在 90~400 Hz 的范围内。通过对纹影图像的空间傅里叶变换分析, 发现 5 kHz 以下的流场振荡主要由激波振荡引起, 5 kHz 以上的流场脉动主要由凹腔内流动结构引起。

关键词 激波; 凹腔; 剪切层; 流动; 不稳定性

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.05.006

中图分类号 V235.21 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)05-0048-08

Investigation on Flow Characteristics of Cavity with Background Shock Waves

GUO Shanguang, FU Changqin, LI Mingxiao, YANG Hengde

(National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract As a flame stabilizer of scramjet engine, the cavity has attracted much attention. The interaction between cavity shear layer and background waves affects the performance of cavity flame stabilizer. To deeply analyze the influence of background shock wave system on the flow in the cavity, a cavity with an aspect ratio of 13.3 is designed. The leading-edge shock wave of the cavity model and the wall interaction shock wave on the upper wall of the wind tunnel are used as the background waves. The interaction between the background waves and the cavity shear layer is carried out in a $Ma = 2$ direct-connected wind tunnel. The high-speed schlieren system is used to capture the transient flow field, focusing on the dynamic characteristics of the background waves and the cavity shear layer. The main coherent structures in the flow field are studied by the snapshot proper orthogonal decomposition of the schlieren sequences. The frequency characteristics of the flow field are analyzed by fast Fourier transform and continuous wavelet transform. The results show that with the interaction between the background waves and the shear layer, the shock-wave structure produces large-scale oscillation and the flow structure in the cavity produces

收稿日期: 2023-05-15

基金项目: 国家自然科学基金(51907205)

作者简介: 郭善广(1986—), 男, 山东济宁人, 讲师, 博士, 硕士生导师, 研究方向为航空宇航科学与技术。E-mail: shanguang_guo@163.com

引用格式: 郭善广, 付昌钦, 李明啸, 等. 带背景激波系的凹腔流动特性研究[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(5): 48-55. GUO Shanguang, FU Changqin, LI Mingxiao, et al. Investigation on Flow Characteristics of Cavity with Background Shock Waves[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(5): 48-55.

small-scale pulsation. With the Fourier transform analysis of the shock wave position, it is found that the dominant frequency of the shock wave oscillation is mainly concentrated in the range of 100Hz-500Hz. With the spatial Fourier transform analysis of the schlieren image, it is found that the flow field pulsation below 5 kHz is mainly caused by shock-wave oscillation, and the flow field pulsation above 5 kHz is mainly caused by the flow structure in the cavity.

Key words shock wave; cavity; shear layer; flow; instability

超燃冲压发动机作为一种新型高超声速动力装置,已成为未来高超声速飞行器最有潜力的吸气式推进系统之一。凹腔作为超燃冲压发动机燃烧室内重要的火焰稳定装置,具有结构简单、掺混燃烧效率高及总压损失小等特点。在非设计状态下,进气道激波进入内流道,多次反射后与凹腔剪切层相互作用,影响剪切层发展和燃料的扩散混合,进而影响燃烧室的燃烧效率^[1-2],因此受到大量学者的密切关注。关于激波-凹腔流动及其相互作用的试验和分析,请参考文献[3~7]的研究。

文献[8]将凹腔大致分为3种:开口式、闭口式、过渡式,并对超声速凹腔流动结构进行了研究,发现长深比不同的凹腔具有不同的特征,凹腔流动结构主要由前缘激波、前缘剪切层、后壁撞击激波和后缘膨胀波系构成。长深比大的凹腔剪切层发展充分,可能出现严重的失稳并导致剧烈的振荡和起伏^[9]。文献[10]发现凹腔剪切层内旋涡结构具有类似自由剪切层的周期性演化过程。文献[11]研究了凹腔在超声速流场中的涡结构,发现主涡影响剪切层性质。文献[12]对单凹腔燃烧室进行了观测,发现侧壁激波诱导下的凹腔流动主要由剪切层特性驱动。文献[13]采用数值仿真对凹腔自激振荡频率进行了分析,发现凹腔与激波耦合产生压力涡。文献[14]通过分析干扰区内流体速度和质量特征,发现流动分离能量集中于剪切层,表明激波是引起脉动的主要原因。

有许多数学方法可以将超声速流动特征进行量化分析。文献[15~16]将快照本征正交分解应用于分离流动结构的研究。许多学者将激波的振荡(功率、振幅和频率)、能量分布特性作为主要特征,进行超声速非稳态流动的分析。文献[17]将激波的纹影图像特征与能量分布特征作为激波特征分析的重要参考。文献[18]发现基于纹影系统的测量技术在流场可视化监测研究方面具有优越性,并进行了优化研究。文献[19~20]采用高速纹影技术,对激波/边界层干扰进行了研究。文献[21]采用高速纹影技术获得清晰的凹腔流动特征图像。文献[22]采用高速纹影技术捕捉了超燃冲压发动机内部的精确流场结构。

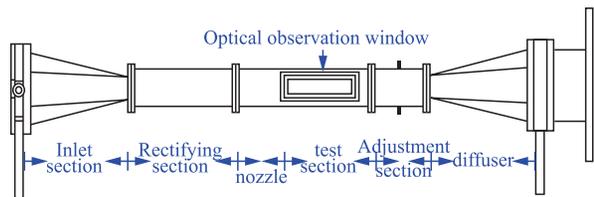
综合以上分析,针对背景激波系与凹腔流动的研究较少,本文采用高速纹影技术,在直连式风洞中试验研究激波与剪切层作用过程中主要结构的变化特性。采用本征正交分解(POD)、快速傅里叶变换(FFT)和连续小波变换(CWT)3种数学分析方法对纹影图像进行处理,得到背景激波和凹腔流动的主要结构和频谱特性,重点关注激波频率特征及凹腔流动变化。

1 实验设备与试验模型

本文采用空军工程大学等离子体动力学实验室的 $Ma=2$ 直连式风洞开展研究,如图1所示。风洞由进气段、整流段、喷管段、试验段、调节段和扩压段组成,通过蝶阀的开启来建立流场。该风洞的洞体由碳钢加工,具有足够的强度和刚度能够承受内流场的压力。实验段内流道宽为100 mm,高为50 mm,在实验段的左侧和右侧都安装了长为220 mm、宽为50 mm的光学观察窗,用于流场观测,喷管的名义马赫数为2。风洞的气源是环境大气,总温和总压分别为300 K和101 kPa,有效运行时间不低于10 s。



(a) 风洞实物图



(b) 风洞示意图

图1 $Ma=2$ 超声速风洞

凹腔模型如图所示,模型长度 L_1 为180 mm,宽度为90 mm,高度 H 为5 mm,前缘坡度 α 为 5° 。凹腔的深度 H_c 为3 mm,凹腔长度 L_c 为40 mm,凹腔长深比13.3。凹腔后壁面与实验模型后缘距离 L_2 为10 mm。采用2个型号为M6的螺母将实验件固定在实验段,2个螺母相距40 mm。

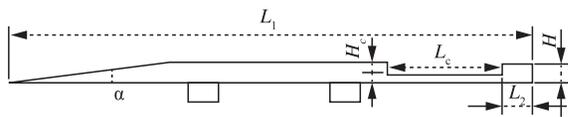


图2 凹腔模型示意图

本文采用经典Z型纹影系统作为主要测量方法,纹影球面镜的焦距为3 000 mm,光源为氙灯,采用Phantom v2 512相机捕捉高速图像序列,分辨率设置为 $1\,280 \times 800$ 像素,采样频率设置为25 kHz。

2 结果和讨论

2.1 纹影图像分析

通过纹影得到流场密度梯度公式^[23-24]为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial x} = \frac{D}{KLf} \quad (1)$$

式中: ρ 表示空气的密度; x 表示坐标; D 表示光线偏转距离; K 表示Gladstone-Dale常数; L 表示沿光路的流场宽度; f 表示透镜的焦距。根据上述公式,可知图像的局部灰度与空气的密度梯度成正比。因此,以下基于纹影图像灰度的分析实际上是对密度梯度的分析。

为了精确捕捉凹腔剪切层结构,将纹影刀口水平放置。图3给出了典型时刻的纹影图像。流动方向从左至右。图中清晰地捕捉到了激波、边界层和凹腔剪切层。从图中可以看出,凹腔模型前缘生成前缘激波,通过在试验段上壁面设置涡流发生器,生成干扰激波1(interference shock wave 1)和干扰激波2(interference shock wave 2)。前缘激波、干扰激波1和干扰激波2组成初始背景激波。初始背景激波在流道内的多次反射形成复杂流道背景波系,与凹腔流动产生相互作用,是本文研究的主题。

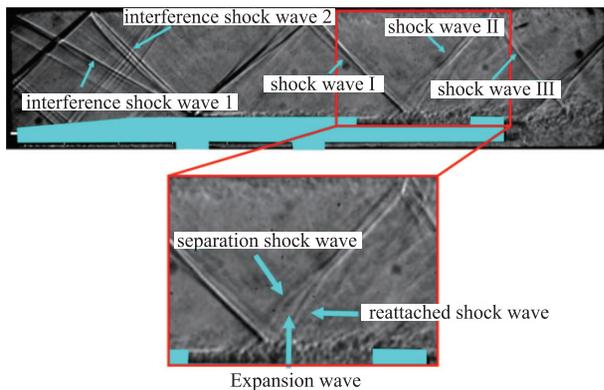


图3 典型时刻的纹影图像

前缘激波在上壁面反射,形成的反射波与干扰激波2相交于凹腔模型肩部下游,2个激波在碰撞后继续反射,进而形成激波I(shock wave I)、激波II(shock wave II)和激波III(shock wave III)。超声速气流经过凹腔模型上壁面形成边界层,由于凹

腔内部的回流特性,凹腔上方形成剪切层。凹腔内部为亚声速流,其内部回流抗外界干扰能力强^[25]。因凹腔深度较浅,激波I与凹腔剪切层相互作用,导致干扰点局部回流区增大,形成分离激波(separation shock wave)、再附激波(reattached shock wave)和扇形膨胀波(expansion wave),形成复杂的激波/边界层干扰的结构^[26]。分离激波和再附激波汇合形成激波II。激波II在上壁面反射,形成激波III。激波III与凹腔模型的尾迹相互作用,产生凹腔尾部斜激波。

干扰激波1打在凹腔模型斜坡上形成一次反射激波,一次反射激波作用在试验段上壁面形成二次反射激波,此时肩部形成的膨胀扇^[27]将二次反射激波弱化,导致二次反射激波几乎消失。

激波I和上壁面湍流边界层的干扰以及激波II与凹腔剪切层的相互作用,加强了流场中的激波振荡和凹腔内部流动的脉动。图4给出了不同时刻的流场纹影图像,以此对流场结构演变过程进行进一步分析。

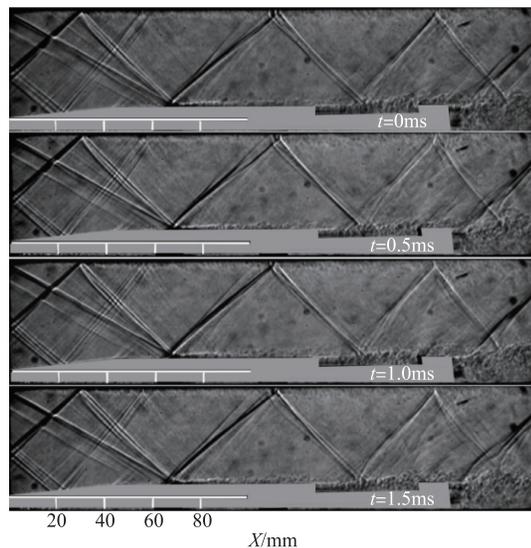


图4 流场纹影图像序列

从图4中可以看出,与0 ms相比,0.5 ms时,干扰激波1、干扰激波2、前缘激波、前缘激波在上壁面的一次反射激波和凹腔模型肩部下游的二次反射激波等流场结构基本不变。前缘激波的第3次反射类型由马赫反射变为规则反射;激波I的厚度变小,三维效应减弱。激波II变模糊,表明激波II强度减弱,这是由于激波I与凹腔剪切层相互作用,导致干扰点附近形成的膨胀波弱化激波II。凹腔模型尾部斜激波条纹变得模糊,强度减弱。与0.5 ms相比,1.0 ms时,激波II在上壁面的反射由规则反射变为马赫反射。与1.0 ms相比,1.5 ms时激波II前段变的弯曲,激波II在上壁面反射形成的马赫杆减小,激波III强度减弱。

2.2 流动结构识别

文献[28]将 POD 应用于超声速射流的时间序列纹影图,得到了机理分析数据。本文采用 POD 方法对背景激波-凹腔流动的流场组织结构的能量关系进行分析。大尺寸相干结构通常会产生较大的密度波动,因此容易被 POD 的高阶模式捕获。密度梯度的自相关矩阵的特征值和特征向量如下^[29-30]。

$$\mathbf{R} = \mathbf{H}^T(\rho', t_k) \mathbf{H}(\rho', t_k) \quad (2)$$

式中: \mathbf{H} 是密度梯度矩阵,由灰度值快照序列的数据组成; t_k 是时间。在本文中,采用了 1 000 个瞬时密度梯度场来构建矩阵 \mathbf{H} 。

特征值由以下公式确定

$$\mathbf{R} \mathbf{A}^n = \lambda^n \mathbf{A}^n \quad (3)$$

式中: \mathbf{A}^n 是从 POD 系数构建的特征向量矩阵; λ^n 表示第 n 个特征值,对应于第 n 个特征模态中包含的能量。

空间 POD 模态可以表示为纹影快照数据的线性组合 Φ^n 。

$$\Phi^n(\rho') = \sum_{k=1}^{N_f} a^n(t_k) \mathbf{H}(\rho', t_k) \quad (4)$$

图 5 给出了 POD 模态的累积能量。一阶模态的能量占比为 96%,表明一阶模态对初始流场的能量贡献最大。这是因为本征正交分解是在整个流场上进行的,而脉动面积与整个流场相比相对较小。随着模态的增加,累积能量趋近于 100%。

图 6 给出了典型 POD 模态下的特征向量。从图中可以看出,模态 6 的能量占比为 73.66%,流场结构

主要由干扰激波 1、干扰激波 2、前缘激波、前缘激波的一次和二次反射激波、激波 I 和激波 II 组成。模态 41 的能量占比为 13.87%, Mode 6 中的流场结构在该模态下弱化了,激波 II 和尾部激波增强了。模态 200 的能量占比为 3.75%,流道内所有的背景激波逐渐弱化,在凹腔下游及尾迹汇总形成大量小尺度流动结构。模态 300 的能量占比为 2.81%,激波宽度变大,凹腔上游及上下壁面附近出现了大量小尺度结构。模态 500 的能量占比为 1.87%,激波结构进一步弱化,小尺度流动结构进一步增强。模态 1 000 的能量占比为 0.74%,所有激波结构几乎全部消失,整个观测区域被大量小尺度流动结构覆盖。基于上述分析,表明激波和小尺度流动结构是流场中的主要流动结构。此外,湍流边界层、凹腔剪切层和尾迹中流动结构的小尺度脉动是流动不稳定的主要动力。

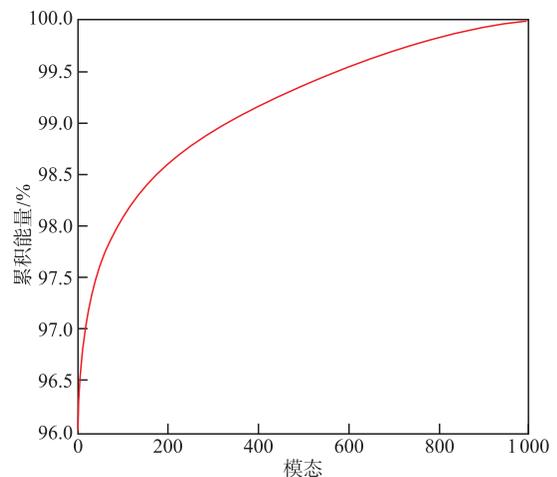


图 5 POD 模态的累积能量

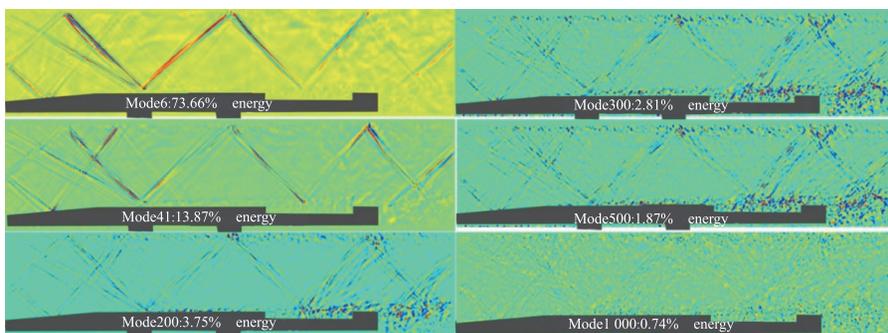


图 6 POD 提取的典型模态

2.3 激波、监测点的振荡特性

为分析激波的运动特性,提取激波位置并对其进行频谱分析。若采样频率太小,离散傅里叶变换误差(如混叠失真和频谱泄漏)会影响分析结果。根据 Nyquist 频率,它必须满足:

$$f_s \geq 2f_h \quad (5)$$

式中: f_s 是采样频率; f_h 是所观测流场的特征频率。高速纹影的采样频率为 25 kfps,因此低于 12.5 kfps 的频率为有效频率。

为分析流动的不稳定性,基于高速纹影图像捕捉激波位置和监测剪切层内固定点的灰度变化,用于表征激波振荡和剪切层脉动的不稳定性。

图 7 给出了激波 I、激波 II 和激波 III 查询区域及凹腔剪切层内 2 个的监测点位置。纹影图像灰度值反映该点流场密度梯度,而激波位于范围中流场密度梯度最大处,因此取灰度值极值处为激波位置。监测点 I、监测点 II 分别位于激波 I/凹腔剪切层干扰点的上游和下游。

为对激波位置进行量化分析,在流场中建立直角坐标系,如图 7 所示。以凹腔模型肩部为原点,水平方向设为 x 轴,垂直方向设为 y 轴,建立平面直角坐标系。

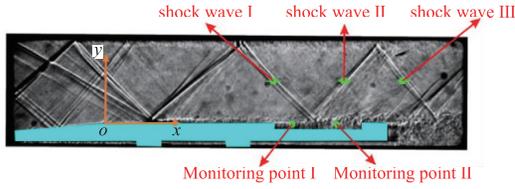
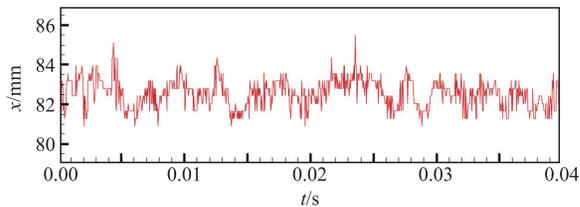


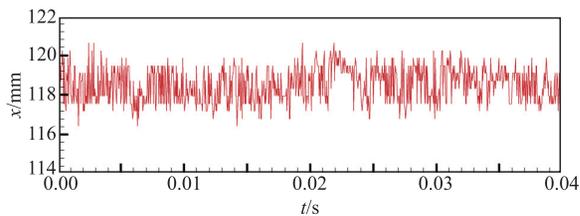
图 7 激波查询区及监测点位置

图 8 给出了 3 个激波位置随时间变化的曲线。激波 I、II 和 III 的位置随时间变化的标准差分别为 1.86 mm、2.25 mm、3.05 mm。这表明激波 I、激波 II、激波 III 的不稳定依次增强。激波 I 与湍流边界层的相互作用,导致激波 I 产生了振荡。激波 II 与凹腔剪切层相互作用,导致激波 II 出现了不稳定性。凹腔下游剪切层的振荡和模型尾迹的振荡,导致激波 III 的不稳定性进一步增强。

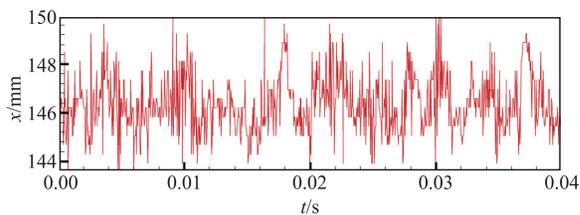
为了分析激波振荡的特征,对激波位置的时间序列进行快速傅里叶变换。分析了 1 000 张纹影图像,纹影的采样时间为 0.04 s,因此 25 Hz 以上为有效频率。图 9 给出了激波 I、激波 II 和激波 III 的振荡的功率谱密度(PSD)。激波 I 的峰值频率为 152 Hz 和 330 Hz,激波 II 的峰值频率为 335 Hz,激波 III 的峰值频率为 92 Hz 和 247 Hz。由以上分析可知,激波振荡频率主要集中在 90~400 Hz 之间。



(a) 激波 I

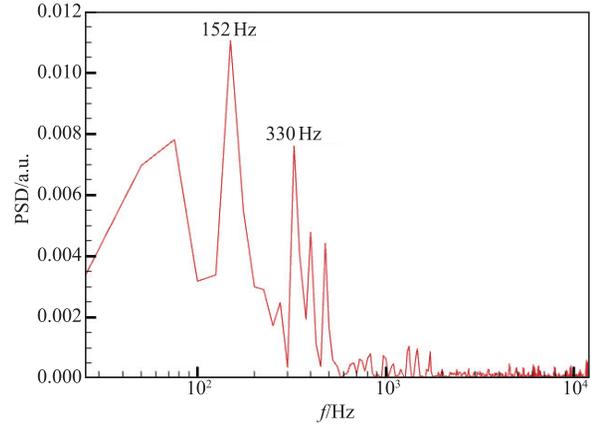


(b) 激波 II

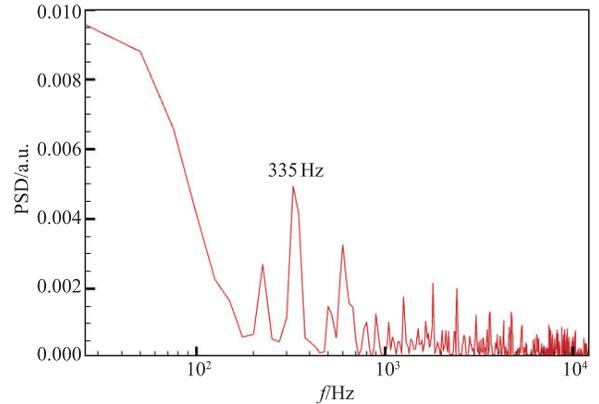


(c) 激波 III

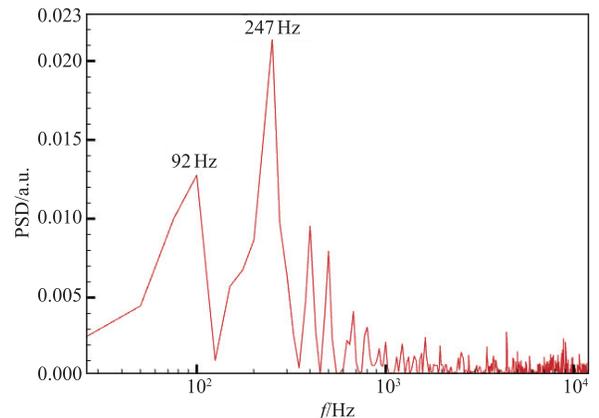
图 8 激波位置随时间的变化



(a) 激波 I



(b) 激波 II



(c) 激波 III

图 9 激波位置的快速傅里叶变换

为了能够直观展现流动频谱的时间特征,对非稳态流场进行连续小波变换分析。连续小波变换用于将信号分解为高度局部化的小波^[31-32]。通过小波变换展示的流动频谱,能够刻画不同时刻激波的振荡差异。采用基于 Morlet 小波的连续小波变化对激波位置的进行时空分析^[33]。Morlet 小波的形状如下:

$$\psi_0(\eta) = \pi^{-1/4} e^{i\eta\tau} e^{-\tau^2/2} \quad (6)$$

式中: η 是无量纲角频率; τ 是时间常数; i 是虚数单位。在本文中, η 取值为 8。

图 10 给出了由连续小波变换得到的激波频谱图。从图 10(a)中可以看出,激波 I 在 0~4 ms 的峰值振荡频率集中在 1 100~1 400 Hz 处,在 4~16

ms、24~32 ms 的峰值振荡频率主要集中在 350 Hz 附近, 其余时刻振荡频率特征不明显。从图 10(b) 可以看出, 激波 II 在 12~14 ms 的峰值振荡频率主要集中在 1 000~1 400 Hz 处, 在 14~20 ms 的峰值振荡频率主要集中在 600 Hz 处, 在 20~30 ms 的峰值振荡频率集中在 300 Hz、600 Hz 和 1 300 Hz 附近, 在 30~40 ms 的振荡频率主要集中在 1 000 Hz 以上, 其余时刻频率特征不明显。从图 10(c) 可以看出, 激波 III 的振荡频率在时间上存在间歇性分布, 在 14~20 ms、26~32 ms、34~40 ms 的振荡频率集中于 200~500 Hz 处, 在 2~6 ms 的峰值振荡频率集中在 1 000 Hz 以上。

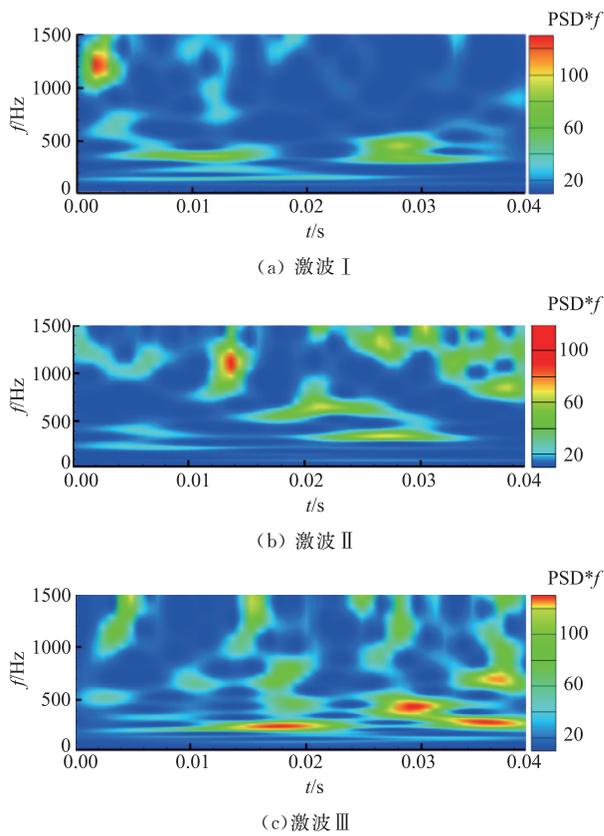
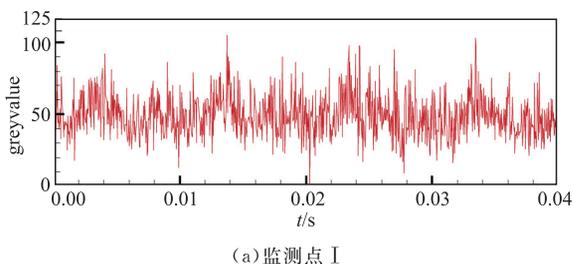
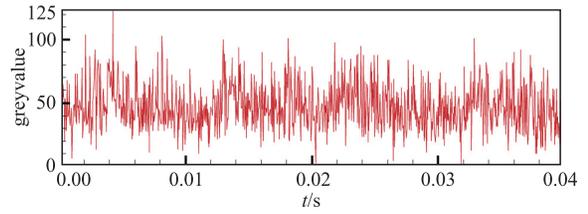


图 10 激波位置的连续小波变换

图 11 给出了监测点 I、监测点 II 的灰度值的时间变化曲线。点 I、点 II 灰度值随时间变化的标准差分别为 14.58、18.13, 这表明点 II 较点 I 不稳定性增强。这是由于剪切层本身的不稳定性以及剪切层与激波干扰后导致剪切层弯曲、紊乱^[34], 进而增强了下游监测点 II 的紊乱程度。



(a) 监测点 I



(b) 监测点 II

图 11 监测点灰度值随时间的变化

对上述监测点灰度值的时间序列进行傅里叶变换, 可得到监测点的功率谱分布, 如图 12 所示。从图 12 中可以看出, 点 I 的峰值频率为 96 Hz 和 198 Hz, 点 II 的峰值频率为 105 Hz 和 204 Hz。两点的峰值频率在低频处集中在 100 Hz 和 200 Hz 处, 具有强相关性。从图中可以看出, 剪切层脉动峰值频率集中于 90~300 Hz 和高频段。

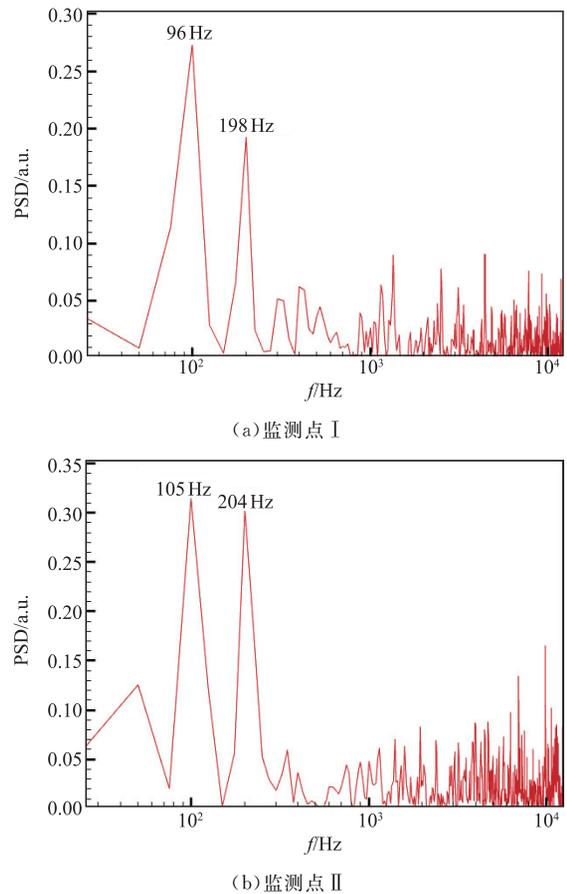


图 12 监测点位置的快速傅里叶变换

图 13 给出了监测点位置小波变换的频谱图。从图 13(a) 中可以看出, 点 I 在 0~12 ms 的峰值脉动频率集中在 100 Hz 和 200 Hz 附近, 脉动频率功率谱密度基本相当, 在 12~40 ms 的脉动频率主要集中在 100 Hz 处。从图 13(b) 可以看出, 点 II 在 2~22 ms 的主要脉动频率集中在 100 Hz 和 200 Hz 附近, 200 Hz 处脉动的功率谱密度较 100 Hz 处弱, 在 22~40 ms 的脉动频率主要集中在 100 Hz 附近。

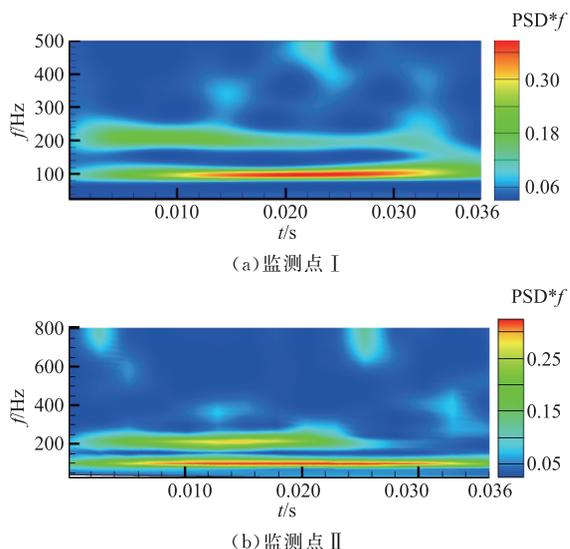


图 13 监测点位置的连续小波变换频谱图

2.4 空间频谱分布

为比较和分析激波和凹腔流动结构的不稳定性,本文对整个流场的纹影序列进行空间傅里叶变换,分析脉动功率在指定频率下的空间分布^[35]。图 14 给出了不同指定频率下的空间频谱分布,对连续

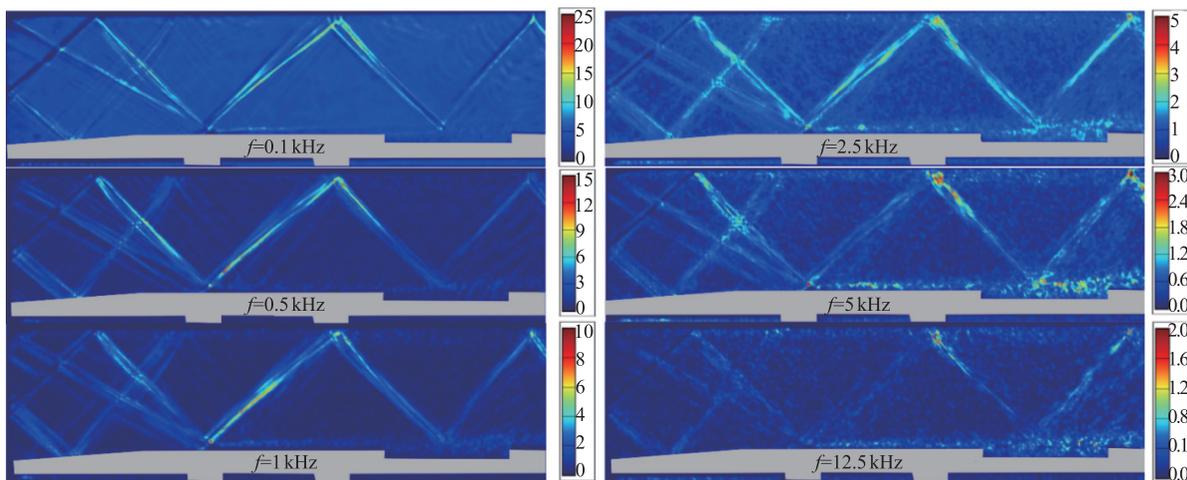


图 14 不同指定频率下的空间频谱分布

3 结语

本文研究了在 $Ma = 2$ 的直连式风洞中,激波与凹腔剪切层相互作用的过程。主要探究此过程背景激波和凹腔流动不稳定特征,并对凹腔内部流场变化进行观测。采用高速纹影系统捕捉流场组织结构,并使用 3 种数学方法进行数据的处理和分析。

从 POD 模态的能量分布来看,激波的大尺度振荡和凹腔、尾迹中涡流的小尺度脉动是流动不稳定的主要动力。从 FFT 和 CWT 结果来看,激波脉动频率主要集中在 $90 \sim 400$ Hz 范围内,剪切层脉动频率主要集中在 $90 \sim 300$ Hz 和高频段范围内。从全流场的 FFT 结果来看,频率低于 5 kHz 时流场不稳定性主要由背景激波引起,频率高于 5 kHz 时的

1 000 张纹影图片的每个像素点进行计算,从而得到空间频谱分布。

从图中可以看出,流场的不稳定性大多发生在激波和剪切层附近,其中激波振荡频率为低频,剪切层中流动结构脉动的频率为高频。从图 14 中 0.1 kHz、0.5 kHz 和 1 kHz 的频率图像可以看出,前缘激波的一次反射激波和二次反射激波和激波 I 功率谱密度较高,凹腔内部流动及激波 II 的功率谱密度较低。在 2.5 kHz 频率下,激波和凹腔流动结构的功率谱密度具有相同的数量级。在 5 kHz 频率下,高功率谱密度值从激波转移到凹腔流动结构。在 12.5 kHz 图中,激波特征结构几乎消失,小尺度脉动是整个图像的主要特征。

基于对瞬时纹影图像的进一步分析,频率低于 5 kHz 时功率谱密度主要与激波结构的脉动有关,频率高于 5 kHz 时的功率谱密度主要与凹腔流动结构中的小尺度脉动有关。从总体上看,随着指定频率增加,功率谱密度值不断下降。

流场不稳定性主要与凹腔内部流动中的小尺度脉动有关。

参考文献

- [1] 潘余. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室燃烧与流动过程研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2007.
- [2] 韩毅, 沈赤兵, 杜兆波, 等. 超声速流动中燃料被动混合增强技术研究进展[J]. 空天技术, 2022, 448(4): 1-18.
- [3] 杜灯明. 后缘突扩凹腔超声速流动模式和燃烧特性研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2017.
- [4] 崔龙泉, 周岩, 谢玮, 等. 等离子体合成射流激波-激波干扰控制数值模拟[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(2): 2-9.
- [5] 刘旭亮. 激波与剪切层相互作用的直接数值模拟研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2012.

- [6] 孙洪宾. 超燃冲压发动机凹腔流动特性研究[D]. 南京:南京理工大学, 2013.
- [7] 孙洪宾,孙波,陈洁,等. 超燃冲压发动机凹腔流动特性[J]. 兵工自动化, 2013, 32(6):36-39.
- [8] 房田文,丁猛,周进. 凹腔超声速流场结构的试验研究[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(3): 5.
- [9] 汪洪波. 超声速燃烧凹腔剪切层非定常特性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2007.
- [10] 王岩,何森生,余彬,等. 高速可压缩来流与凹腔驻涡相互作用及其物质输运特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(6): 276-289.
- [11] 杨揖心. 后缘突扩型凹腔超声速流动模式与稳焰机理研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2018.
- [12] KUNDU A, THANGADURAI M, BISWAS G. Investigation on Shear Layer Instabilities and Generation of Vortices During Shock Wave and Boundary Layer Interaction [J]. *Computers & Fluids*, 2021, 224(30): 104966.
- [13] 孙明波,梁剑寒,王振国. 二维凹腔超声速流动的混合RANS/LES模拟[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 119-123.
- [14] 刘晓东,刘朋欣,李辰,等. 高焓激波/湍流边界层干扰直接数值模拟研究[J]. 航空学报 2022, 43(9):1-15.
- [15] MUSTAFA M A, PARZIALE N J. Proper Orthogonal Decomposition of Streamwise-Velocity Fluctuations in a Compression-corner Shock-Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction [C]//Proceedings of the 32nd International Symposium on Shock Wave. Singapore: ISSW32, 2019: 14-19.
- [16] MUSTAFA M A, PARZIALE N J, SMITH M S, et al. Amplification and Structure of Streamwise-Velocity Fluctuations in Compression Corner Shock-Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 863(2): 1091-1122.
- [17] GAUTIER A, SOCHET I, COURTIAUD S. Analysis of Shock Wave Interaction with an Obstacle by Coupling Pressure Measurements and Visualization [J]. *Sensors*, 2022, 22(9): 3325.
- [18] 聂文兴. 基于背景纹影技术的流场实时可视化研究[D]. 西安:西安电子科技大学, 2021.
- [19] JAYAPRAKASH N, MURUGAN, RAGHURAMAN N. Govardhan. Study of Shock Wave-Boundary Layer Interaction Using High-Speed Schlieren Imaging [J]. *Journal of Flow Visualization and Image Processing*, 2020, 27(2): 185-197.
- [20] SAMEE M, DAG B, OLAMARIUS L. Processing of High-Speed Videos of Shock Wave Boundary Layer Interactions [J]. *Signal Image and Video Processing*, 2020, 15(3): 607-615.
- [21] 王亚男. 高总温条件下的超声速火焰稳定模式研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2018.
- [22] 钟富宇,冉伟,田野,等. 超燃冲压发动机自点火条件下波系演化规律试验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10):1-9.
- [23] MARTINEZ G A, GUERRERO V J A, MORENO H D. Temperature and Velocity Measurement Fields of Fluids Using a Schlieren System [J]. *Applied Optics*, 2012, 51(16): 3519-3525.
- [24] GOLDBAHN E, SEUME J. The Background Oriented Schlieren Technique: Sensitivity, Accuracy, Resolution and Application to a Three-Dimensional Density Field [J]. *Experiments in Fluids*, 2007, 43(2): 241-249.
- [25] 宋希亮. 超声速气流中凹腔稳定火焰的吹熄过程及特性研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2018.
- [26] 范孝华,唐志共,王刚,等. 激波/湍流边界层干扰低频非定常性研究评述[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 9-29.
- [27] 杨树梓. 入射斜激波/边界层干扰特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2021.
- [28] BERRY M G, MAGSTADT A S, GLAUSER M N. Application of POD on Time-Resolved Schlieren in Supersonic Multi-stream Rectangular Jets [J]. *Phys Fluids*, 2017, 29(2): 020706.
- [29] EDGINGTON M D, HONNERY D R, SORIA J. Multimodal Instability in the Weakly Underexpanded Elliptic Jet [J]. *Journal of AIAA*, 2015, 53(9):1-11.
- [30] BERRY M G, MAGSTADT A S, ALI M Y, et al. Time-Resolved Schlieren POD and Aft Deck Pressure Correlations on Complex Supersonic Jet Nozzles [C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine: AIAA, 2017:553.
- [31] BASLEY J, PERRET L, MATHIS R. Spatial Modulations of Kinetic Energy in the Roughness Sublayer [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 850(18): 584-610.
- [32] DUNN W, TAVOULARIS S. Experimental Studies of Vortices Shed from Cylinders with a Step-change in Diameter [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2006, 555(10): 409-437.
- [33] ZHANG H, YU X, LIU B, et al. Using Wavelets to Study Spike-type Compressor Rotating Stall Inception [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2016, 58(11): 467-479.
- [34] 潘余,王振国. 激波对凹腔火焰稳定器流场影响[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 417-421.
- [35] TAMBA T, PHAM H S, SHODA T, et al. Frequency Modulation in Shock Wave-Boundary Layer Interaction by Repetitive-Pulse Laser Energy Deposition [J]. *Phys Fluids*, 2015, 27(9): 1-5.

(编辑:陈斐)