

基于上游波形壁面的激波串振荡抑制研究

高文智¹, 杨羲成¹, 裴崇志², 王 深¹, 常怡然¹

(1. 合肥工业大学 机械工程学院, 合肥 230009;

2. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了研究波形壁面对激波串振荡的抑制效果, 在来流马赫数为 3、高度为 32 mm 的矩形隔离段内通过定节流和 50~250 Hz 周期节流产生激波串振荡流动, 采用高速纹影和瞬态测压记录平直壁面和幅度为 0.25~1 mm 正弦波形壁面的流动振荡过程。结果表明: 定节流工况出现激波串小范围自激振荡, 波形壁面会改变压强信号频谱、降低压强均方差, 其中幅度为 1 mm 波形壁面可减小激波串振荡范围。周期节流工况出现激波串受迫振荡, 波形壁面可减小振荡区域的壁面压强均方差。随节流频率增加, 幅度为 0.25 mm 和 0.5 mm 的正弦波形壁面对振荡范围的影响从增强转为抑制, 幅度为 1 mm 的正弦波形壁面均导致振荡范围增大。针对所用构型, 幅度为 0.25 mm 正弦波形壁面对激波串受迫振荡的抑制效果最优, 250 Hz 工况振荡范围可减小 32.2%。分析表明: 波形壁面诱导的干扰波系和尾流涡效应会降低下游流场马赫数与总压恢复系数、在壁面处产生顺压与逆压梯度区域。较小幅度(如 0.25 mm)的正弦波形壁面可在流动总压微小降低前提下, 通过尾流涡效应和壁面压强梯度变化实现激波串振荡抑制。工程应用时需考虑波形壁面构型参数和激波串振荡参数的匹配。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 隔离段; 激波串振荡; 波形壁面; 振荡抑制

中图分类号: V211.5

文献标志码: A

Suppression of shock train oscillation based on upstream wavy wall

Gao Wenzhi¹, Yang Xicheng¹, Pei Chongzhi², Wang Shen¹, Chang Yiran¹

(1. School of Mechanical Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China;

2. Institute of Space Technology,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The effects of wavy walls on the suppression of shock train oscillations were investigated in a 32 mm high rectangular isolator under Mach 3 freestream flow. High-speed schlieren imaging and transient pressure measurements were employed to capture the shock train oscillation flow, which was induced with flat wall and sinusoidal wavy wall (with amplitudes from 0.25 mm to 1 mm) through steady throttle and 50 Hz to 250 Hz periodic throttle. For steady throttle flow, the shock train exhibited self-excited oscillation within small range. Wavy walls significantly altered the pressure signal spectrum and reduced the root mean square of wall pressure. 1 mm-wavy wall reduced the oscillation range of the leading-edge-shock. For periodic throttle flow, forced shock train oscillation emerged and wavy walls reduced the root mean square of pressure within the oscillation region. As the throttle frequency increased, the effects of 0.25 mm and 0.5 mm-wavy walls on the oscillation transferred from enhancement to suppression. Meanwhile, the 1 mm-wavy wall consistently led to an increase in the oscillation range.

收稿日期: 2025-08-06

基金项目: 冲压发动机技术全国重点实验室基金(WDZC6142703202406); 国家自然科学基金(12102116)

作者简介: 高文智(1990—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事超燃冲压发动机研究。E-mail: wzgao@hfut.edu.cn

引用格式: 高文智, 杨羲成, 裴崇志, 等. 基于上游波形壁面的激波串振荡抑制研究[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250370. Gao Wenzhi, Yang Xicheng, Pei Chongzhi, et al. Suppression of shock train oscillation based on upstream wavy wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250370.

Overall, 0.25 mm-wavy wall exhibited the optimal suppression effects. Specifically, 0.25 mm-wavy wall reduced the oscillation range of 250 Hz condition by 32.2%. The analyses showed that the interference wave system and wake vortex effects induced by the wavy wall reduced the Mach number and total pressure recovery coefficient of the downstream flow, and generated regions of positive and negative pressure gradients on the downstream wall surface. For the present configuration, a small amplitude (0.25 mm) wavy wall can suppress shock train oscillation with a minimal drop of flow total pressure through vortex effects and variations of pressure gradient. It is necessary to consider the parameter matching between the wavy wall configuration and shock train oscillation flow in the practical application.

Keywords: scramjet engine; isolator; shock train oscillation; wavy wall; oscillation suppression

超燃冲压发动机及其组合动力发动机是当前高超声速飞行器的主流推进系统^[1]。作为连接发动机进气道和燃烧室的部件,隔离段起到匹配进气道/燃烧室流动、隔离燃烧室反压扰动的作用。在燃烧室反压作用下,隔离段内会形成激波串,并且可能伴随着激波串振荡问题^[2-4]。激波串振荡会造成燃烧不稳定^[5-7]、非定常气动载荷^[8],甚至是进气道不起动^[9-11]等不利影响。因此,研究激波串振荡、发展振荡抑制方法具有重要意义。

前期研究将激波串振荡分为两类:一类是定常/准定常来流和反压下激波串流动本身诱导的自激振荡^[12];另一类是来流或反压动态变化引起的受迫振荡^[13-14]。其中,自激振荡的研究主要关注振荡流动形态^[15]、振荡参数频谱特征^[16]以及诱导振荡的流动机理^[17-18]。Hunt 等^[17]研究表明,矩形隔离段内激波串自激振荡受分离区不稳定性、分离区向下游运动的脱涡以及反压段扰动的耦合作用。Chen 等^[18]针对单侧扩张流道研究发现,激波串自激振荡能量主要集中在前缘激波运动区和反压区,但反压区是诱导振荡的主要源头。

在受迫振荡方面,已有振荡特征和参数影响规律^[19-23]、振荡机理^[18, 24]和振荡模型^[25-26]等系列成果。Xiong 等^[19]和 Wang 等^[20]的研究结果发现,矩形隔离段内激波串振荡范围随频率增大而减小。高文智等^[21]在带凹腔的进气道/隔离段构型研究中也发现在流场外类似的振荡规律。Tan 等^[22]、Wang 等^[23]实验研究了激波串与上游来流背景波系的相互作用、分析了局部振荡机理。Xiong 等^[19]指出正激波串通过流向运动改变前缘激波与来流的相对马赫数,进而匹配动态反压。Li 等^[24]通过线性稳定性理论阐述激波串向上游运动时的局部振荡机理。Cheng 等^[25]提出动态节流下斜激波串振荡的预测模型。孙斐等^[26]基于

本征正交分解和动力学模态分解构建了振荡预测模型。

在上述研究基础上,借鉴激波/边界层干扰的分离流控制方法,已有丰富的激波串振荡控制研究。一类是通过等离子体射流^[27]、气体射流^[28]等主动控制方法来控制振荡。这类方法控制参数可调,但需要复杂的能量和控制系统。另一类是边界层抽吸和壁面扰动等被动控制方法。该类方法结构简单、鲁棒性好。在边界层抽吸方面,Weiss 等^[29]实验发现抽吸孔可稳定动态反压作用下正激波串向上游传播的趋势。黄蓉等^[30]实验发现在抽吸缝的泄流作用下,小幅度激波串振荡的前缘激波仅在抽吸缝附近运动。在壁面扰动方面,Wang 等^[31]实验发现微型涡流发生器可限制激波串向上游运动,并且对于正激波串和斜激波串的影响机制存在差异。Meng 等^[32]数值模拟考查了壁面波形振荡对隔离段流动的影响。

已有研究表明,壁面扰动能够实现较好的振荡抑制效果,但壁面扰动形式多样,微型涡流发生器、波形壁面、鼓包等都可产生扰动。前期研究也发现,放置在激波入射区域的波形壁面^[33]、曲面变形^[34]可较好地控制激波/边界层干扰流动。但目前这些构型在激波串振荡抑制的研究鲜见发表,尤其是不同频率的周期性振荡研究。全面考察这些构型对激波串振荡的影响,评估其对激波串振荡抑制的可行性能为工程应用提供技术参考。因此,本文选择波形壁面构型,并借鉴微型涡流发生器的尾流涡效应^[31],研究上游波形壁面对振荡流动的抑制效果,以期工程应用提供参考。

1 模型与方法

1.1 研究模型

采用图 1 所示的小型超声速风洞实验台开展

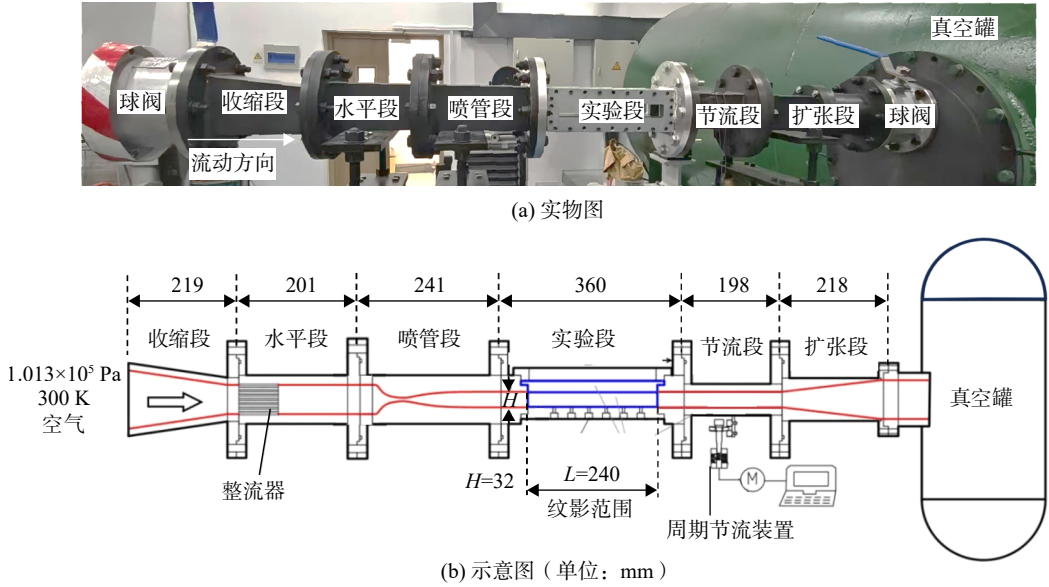


图 1 直连式小型风洞实验台
Fig. 1 Small-scale direct-connect wind tunnel test rig

激波串振荡研究。沿气流方向,实验台依次由收缩段、水平段、喷管段、实验段、节流段以及扩张段组成。风洞采用上游供气、下游抽吸的直连运行方式,其中收缩段通过球阀连通大气环境,扩张段下游与真空罐(体积为 10 m³)连通,并通过球阀控制开闭。实际运行时,首先通过真空罐产生真空环境,达到预定压强后开启扩张段下游球阀,随后开启收缩段上游球阀并产生超声速气流。实验中喷管段是采用拉瓦尔喷管方法设计的型面喷管,出口截面宽为 60 mm、高为 32 mm,经过边界层修正,可产生核心区马赫数为 3 的气流。典型主流区来流参数如表 1 所示。

在实验段中观测矩形隔离段激波串振荡流动,实验段长为 360 mm、宽为 60 mm、高为 32 mm,两侧安装光学玻璃,流向观测区域长为 240 mm。通过节流段椭圆轴的节流效应产生隔离段内的激波串流动。图 2 展示了隔离段实验模型示意图,图中 T1~T8 和 B1~B7 为压力传感器。实验时,通过电动机驱动节流段内椭圆轴旋转,使得节流

表 1 主流区来流参数	
Table 1 Freestream parameters in the main flow region	
参数	数值
马赫数	2.93
压强/Pa	2 887
温度/K	110.0
边界层厚度/mm	4.0
位移边界层厚度/mm	1.5

周期性变化,产生激波串振荡流动。节流扰动的激励频率(简称节流频率)为:

$$f = \frac{2 \times k \times n}{60} \quad (1)$$

其中 k 为电动机与椭圆轴之间的增速器传动比, n 为电动机转速,单位为 r/min。随着椭圆轴旋转,流道节流面积周期性改变,从而产生周期性的扰动反压。参考文献 [13] 中的计算方法,实验实际节流 T_r 可通过椭圆轴产生的节流面积与隔离段通流面积的比值得到,计算公式为:

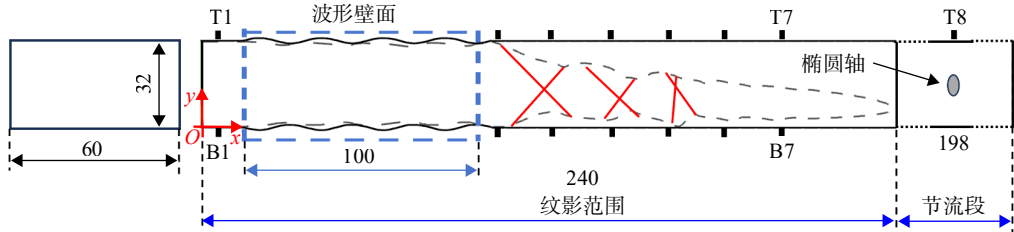


图 2 隔离段模型示意图(单位: mm)
Fig. 2 Schematic diagram of the isolator model (unit: mm)

$$T_r = \frac{2\sqrt{a^2 \sin^2(2f \cdot \pi \cdot t) + b^2 \cos^2(2f \cdot \pi \cdot t)}}{H} \quad (2)$$

其中 a 、 b 分别为椭圆轴长、短半轴, H 为隔离段流道高度, t 为时间。本文研究中 a 、 b 分别为 3.6 mm 和 2.4 mm, 流道高度 H 为 32 mm, 可实现图 3 中节流为 0.15~0.225 范围内周期性节流扰动, 图中 T 为节流周期。表 2 进一步列出本文实验研究工况, 包含定节流和 50~250 Hz 频率内的周期节流实验, 表中 A_w 为波形壁面幅度。节流频率选择主要考虑燃烧室不稳定燃烧反压频谱范围^[35]以及实验电动机的有效转速。

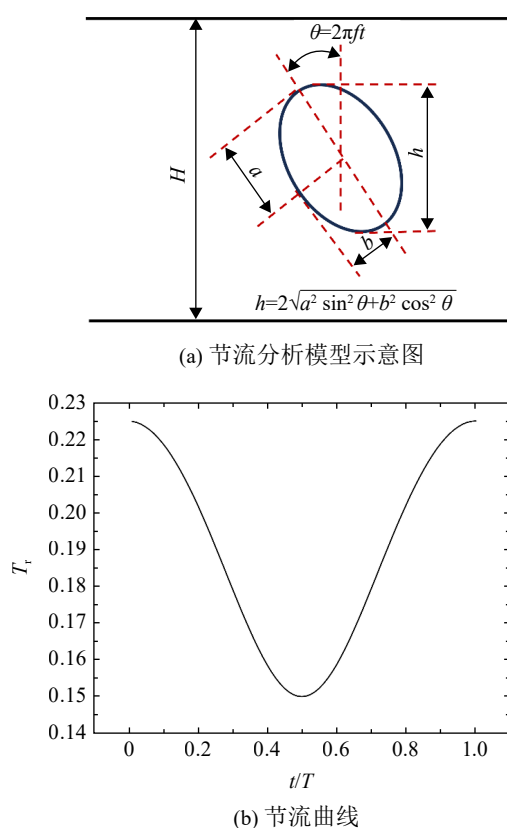


图 3 节流分析模型示意图和节流曲线

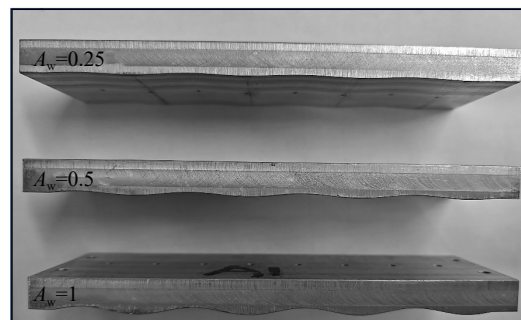
Fig. 3 Schematic diagram of the throttling ratio analytical model and throttling ratio characteristic curve

表 2 实验工况

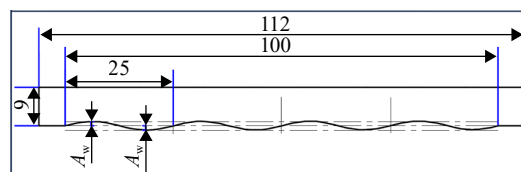
Table 2 Experimental conditions

节流	f/Hz	A_w/mm	T_r
定节流	0	0, 0.25, 0.5, 1	0.15
周期节流	50, 100, 200, 250	0, 0.25, 0.5, 1	0.15~0.225

为了考察波形壁面对激波串振荡的抑制效果, 设计了几种幅度的波形壁面模型, 具体如图 4 所示。



(a) 实物图



(b) 尺寸图

图 4 波形壁面实物图和尺寸图(单位: mm)

Fig. 4 Photographs and dimensions of the wavy wall (unit: mm)

波形壁面采用正弦波动曲线, 曲线公式为:

$$y = A_w \sin\left(\frac{2\pi}{25}x\right) \quad (3)$$

其中 x 、 y 分别为壁面型线坐标。

本文中, 壁面波数为 4, 单个波形长为 25 mm, 幅度 A_w 如表 2 所示, 包含 0.25、0.5、1 mm 这 3 种构型。此外, 选择平直壁面(0 mm)构型对比研究。

1.2 研究方法

采用高速纹影拍摄和壁面瞬态压强测量记录激波串振荡过程的流场结构。其中纹影设备观测范围如图 1 所示。采用中科君达千眼狼 X213 系列高速相机进行拍摄, 拍摄帧率为 8 000 帧/s, 曝光时间为 5 μs 。分别在隔离段上、下壁面展向中心线位置沿流向布置 8 个和 7 个压力传感器(编号为 T1-T8 和 B1-B7, 昆山双桥 CYG503, 量程为 100 kPa, 精度为 0.1%FS(full scale)), 壁面压强测点的流向坐标如表 3 所示, 其中 T1-T7、B1-B7 布置在隔离段, T8 布置在节流段。压力传感器动态响应频率在 20 kHz 以上, 压强信号的采样率为 1 MHz。实验时, 采用数字延时器(DG645, 斯坦福研究中心)对纹影拍摄和压强测量进行同步触发。

图 5 展示了平直壁面定节流和周期节流典型测点压强信号, 其中 $t=0$ s 对应纹影和压强同步测量的开始时刻, p 为测点压强, p_∞ 为来流静压。图 5(a)中定节流工况下 T1、T7 和 T8 测点压强信号数据在 0~ t_1 内整体平稳, 说明此时间段内上游来

表 3 壁面压强测点的流向坐标
Table 3 Streamwise coordinate of the wall pressure measurement points

测点编号	流向坐标/mm
T1/B1	2
T2/B2	112
T3/B3	132
T4/B4	152
T5/B5	172
T6/B6	192
T7/B7	212
T8	386

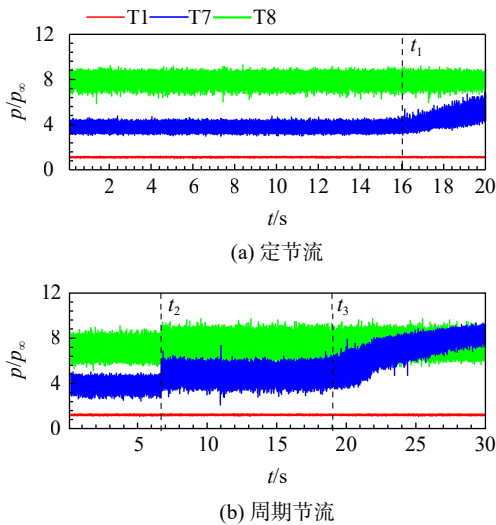


图 5 定节流和周期节流工况典型测点的压强信号
Fig. 5 Pressure signal of typical measurement points under steady throttle and periodic throttle conditions

流和反压保持稳定, 至少有 15 s 实验时间。图 5(b) 中 t_2 时刻对应电动机开启时刻, T7 和 T8 数据在次时刻发生跳跃, 这是由于下游周期性节流导致压强上升。整体而言, 可认为 $t_2 \sim t_3$ 间隔内隔离段流动稳定, 实验时间在 10 s 以上。

在实验研究外, 通过商业软件 ANSYS Fluent (Version 22.0) [36] 求解三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程开展流动模拟, 辅助实验分析。选择密度基求解器, $\kappa-\omega$ SST (shear stress transfer) 湍流模型, 空间离散格式采用二阶迎风计算方法, 通量格式选择 Roe-FDS (flux-difference splitting) 格式。选择不同波形壁面构型的通流与定节流工况开展计算。图 6 展示了计算域和边界条件示意图, 采用实验构型进行建模绘制。计算域流向 (x 方向) 长度为 600 mm, 横向 (y 方向) 高为 32 mm, 展向 (z 方向) 采用对称边界设置、宽为 30 mm。流道入口为压

力远场条件, 根据表 1 参数通过自定义函数设置; 出口为压强出口, 根据实验压强进行设置。网格绘制采用六面体结构网格, 边界层首层高度为 $5 \mu\text{m}$, x 、 y 和 z 方向节点数目约为 747、110 和 80, 总网格数目约为 657 万。

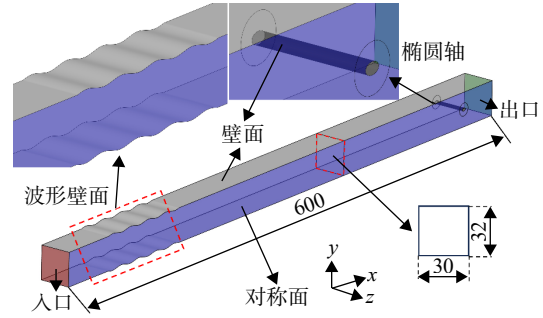


图 6 隔离段计算域示意图 (单位: mm)
Fig. 6 Schematic diagram of isolator computational region (unit: mm)

图 7 展示了定节流工况 $A_w=1 \text{ mm}$ 波形壁面实验和 CFD 结果对比。实验时激波串存在小范围自激振荡, 但采用的雷诺时均模拟难以刻画自激振荡现象。因此, 选择与 CFD 模拟相近的激波串前缘时刻实验数据进行对比分析。图 7(a) 中 CFD 模拟的波形壁面的波系结构、激波串前缘和内部流动结构与纹影照片基本吻合。图 7(b) 表明 CFD 模拟的壁面压强分布与实验压强时均值吻合性较好。整体而言, 本文 CFD 模拟方法能较为准确地模拟隔离段内激波串流动。

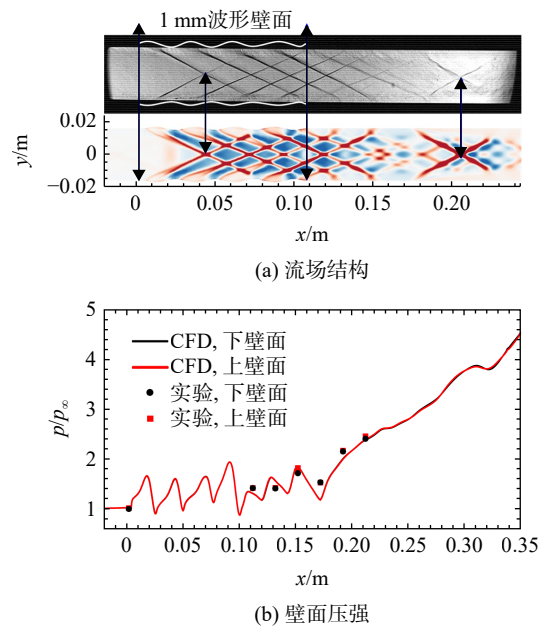


图 7 实验与 CFD 模拟结果对比
Fig. 7 Comparison between experimental and CFD results

2 结果与分析

2.1 定节流流动

2.1.1 典型工况流动特性

首先以平直壁面与 0.25 mm 波形壁面为例介绍定节流激波串流动。图 8 对比了典型时间段内两种壁面条件的压强信号。从图中可以看出,平

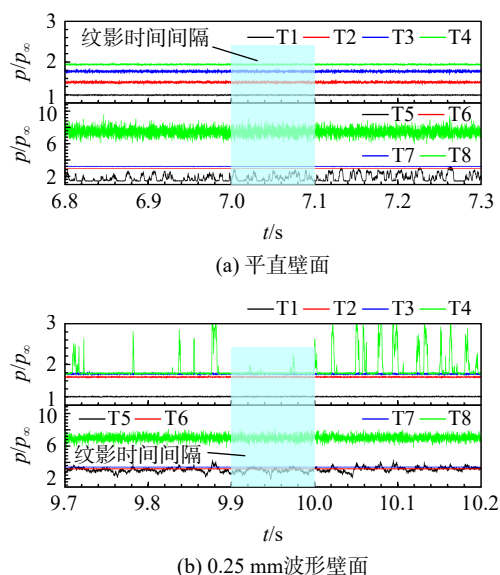


图 8 定节流工况典型时间段压强信号

Fig. 8 Pressure signals during typical time intervals under steady throttle conditions

直壁面定节流工况下 T5 和 T8 测点压强信号明显波动,其他测点压强仅略有波动;0.25 mm 波形壁面 T4、T5 和 T8 测点压强信号明显波动,其他测点压强略有波动。结合图 9 纹影照片,定节流工况激波串存在小范围振荡,其中激波串前缘振荡范围(T4、T5)和反压区域(T8)压强存在波动,并且周期性不强。

对于波形壁面与平直壁面的流动差异,分别从激波串振荡范围与压强信号的频谱特征进行分析。其中振荡范围指激波串下壁面前缘激波(图 9 中标号①)波脚坐标的变化范围。图 9 展示了两种壁面条件下激波串最上游和最下游时刻的流场纹影照片,以及连续纹影照片提取的近壁面流向灰度值 $x-t$ 图。相比平直壁面,波形壁面在激波串上游产生了一系列压缩/膨胀波系,上、下壁面波系相互作用并影响下游激波串流动。根据图 9 中的 $x-t$ 云图,平直壁面和 0.25 mm 波形壁面激波串振荡范围分别是 24.0 mm 和 28.4 mm。0.25 mm 波形壁面会诱导振荡范围增大。

图 10 展示了 T5、T7 和 T8 测点压强信号的短时傅里叶(fast Fourier transform, FFT)分析结果,图中 A_p 为压强幅度,分析时选择 1 s 时长的压强信号。从图 10(a)中可知, T5 信号第一主频为 13.99 Hz,与 T8 信号存在差异,说明振荡受当地

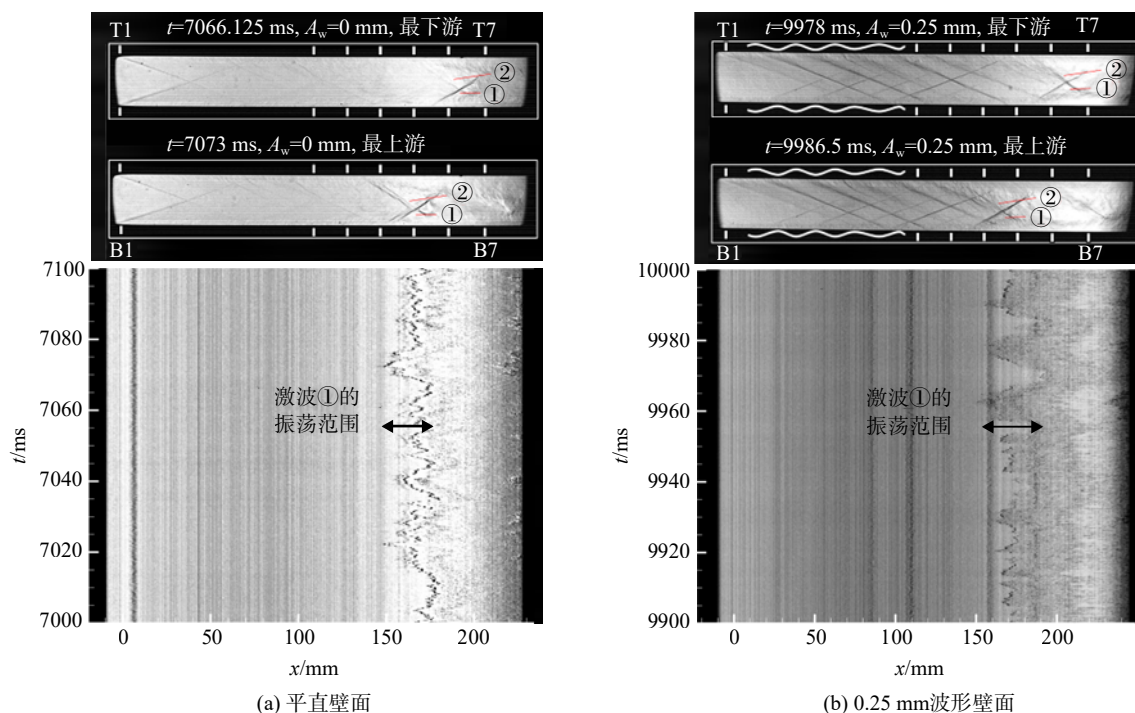


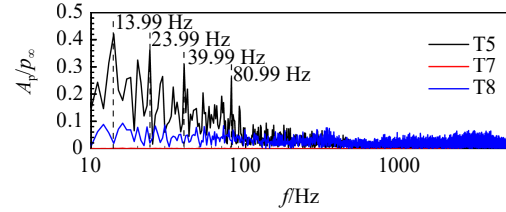
图 9 平直壁面和 0.25 mm 波形壁面激波串最上游、最下游时刻定节流工况纹影照片与近壁面 $x-t$ 云图

Fig. 9 Schlieren images of straight-wall and 0.25 mm-wavy wall at the time instant of most upstream position, most downstream position under steady throttle conditions, and near wall $x-t$ contours

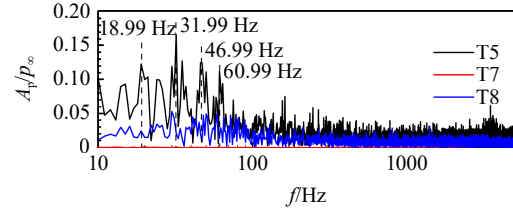
参数影响,为自激振荡。对比图 9(a)和图 9(b),平直壁面与 0.25 mm 波形壁面 T5 信号的振荡主频存在明显差异。平直壁面第一、二主频分别为 13.99 Hz 和 23.99 Hz; 0.25 mm 波形壁面对应主频为 31.99 Hz 和 18.99 Hz。究其原因,波形壁面改变振荡区域近壁面流动参数,进而影响自激振荡的压强信号频谱。

2.1.2 波形壁面影响

对于波形壁面对定节流工况下自激振荡流动的影响规律,通过激波串振荡范围和壁面压强特性两方面进行分析。图 11 展示了不同壁面构型激波串最上游和最下游时刻的纹影照片,表 4 展示了前缘激波最上游($x_{\min}$)、最下游坐标($x_{\max}$)、振荡范围(Δx)和相对平直壁面振荡范围变化率($r_{\Delta x0}$)。根据图 11 和表 4 中数据,相比平直壁面,0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面激波串向上游运动、振荡范围增大。1 mm 波形壁面激波串向下游



(a) 平直壁面

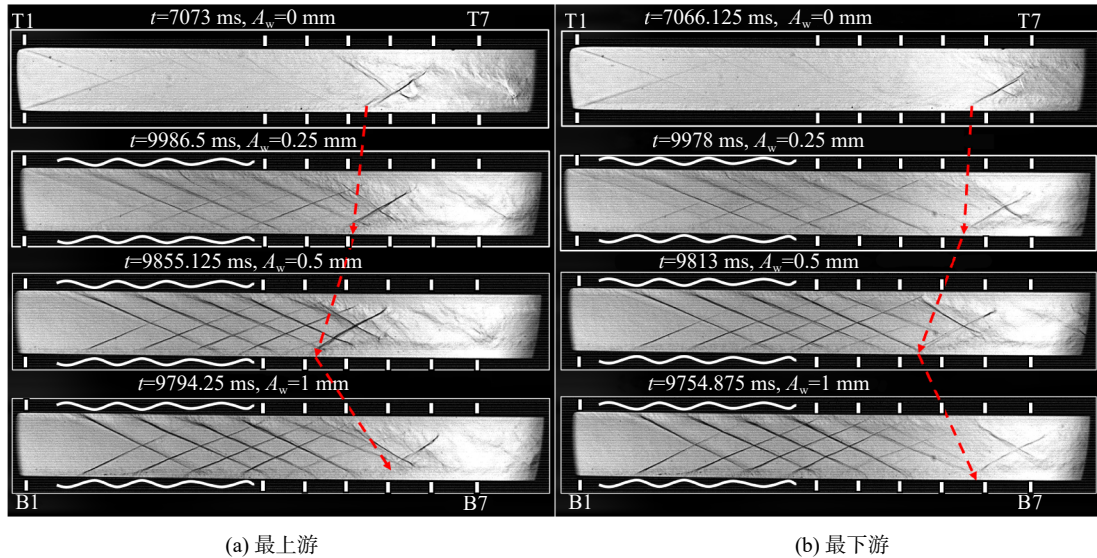


(b) 0.25 mm 波形壁面

图 10 定节流工况压强信号 FFT 结果

Fig. 10 FFT results of pressure signals under steady throttle conditions

移动,振荡范围从平直壁面的 24.0 mm 减小为 18.0 mm,降低约为 25.0%。



(a) 最上游

(b) 最下游

图 11 定节流工况激波串最上游和最下游时刻的流场纹影图

Fig. 11 Schlieren images of the shock train at time instants of the most upstream and downstream locations under steady throttle conditions

表 4 定节流工况不同波形壁面构型的激波串运动范围参数
Table 4 Parameters of shock train motion of various wall configurations under steady throttle conditions

A_w/mm	$x_{\min}/\text{mm}$	$x_{\max}/\text{mm}$	$\Delta x/\text{mm}$	$r_{\Delta x0}/\%$
0	160.3	184.3	24.0	0
0.25	152.5	180.9	28.4	18.3
0.5	134.9	161.4	26.5	10.4
1	170.4	188.4	18.0	-25.0

在壁面压强方面,表 5 列出 FFT 分析得到的前缘激波附近(0.5 mm 波形壁面为 T4 测点,其他为 T5 测点)压强信号主频与对应幅度,表中 f_i 和 A_{pi} ($i=1, 2, 3$) 分别代表第 i 主频和对应压强幅度。随壁面压强幅度增加,波形壁面第一主频频率升高,从平直壁面的 13.99 Hz 上升到 1 mm 波形壁面的 62.29 Hz。此外,0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面构型振荡范围增加,第一主频对应压强幅度降

表 5 定节流工况前缘激波区域压强信号主频及幅度

Table 5 Dominant frequency and amplitude of pressure signal in leading-edge shock region under steady throttle conditions						
A_w/mm	f_1/Hz	A_{p1}/p_∞	f_2/Hz	A_{p2}/p_∞	f_3/Hz	A_{p3}/p_∞
0	13.99	0.42	23.99	0.36	39.99	0.31
0.25	31.99	0.16	18.99	0.12	46.99	0.12
0.5	44.49	0.13	18.49	0.12	63.99	0.10
1	62.29	0.40	48.99	0.19	16.99	0.14

低。1 mm 波形壁面构型振荡范围减小,第一主频对应压强幅度与平直壁面构型相近。

图 12 展示了 T1~T8 测点压强时均值与均方差。图 12(a)中不同壁面构型的压强时均值 p_{ave} 沿流向整体呈上升趋势,反压处压强(T8)约为 7.4 倍来流静压(p_∞)。对比不同壁面构型结果,来流 T1 测点压强不变,反压 T8 测点压强主要受椭圆轴附近的脉动反压影响,其他测点压强时均值整体随波形幅度增加而升高。图 12(b)中压强均方差 σ 在前缘激波振荡区域(T4、T5)和反压区域(T8)较显著,其他测点接近于 0。不考虑反压 T8 测点,随着壁面幅度增加,均方差峰值位置发生变化,其中平直壁面和 1 mm 波形壁面构型为 T5 测点,0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面构型峰值为 T4 测点。对比平直壁面 T5 测点为 $0.42p_\infty$ 均方差,1 mm 波形壁面为 $0.16p_\infty$ 。

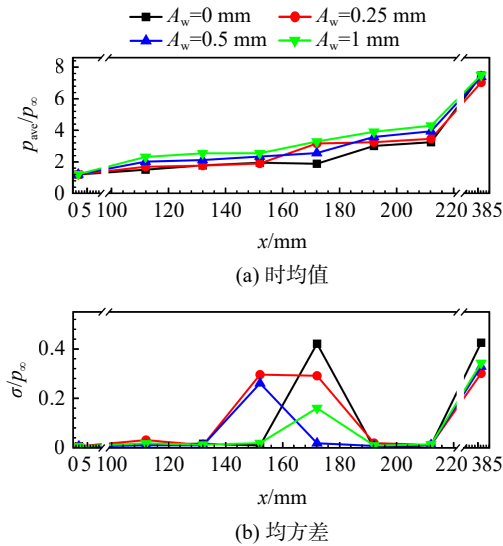


图 12 定节流工况上壁面压强时均值和均方差
Fig. 12 Time-averaged values and standard deviations of upper wall pressure under steady throttle conditions

综上,1 mm 波形壁面可抑制激波串自激振荡,前缘激波运动范围减小。0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面振荡范围相比 1 mm 波形壁面结果增大。

在波形壁面作用下,壁面压强时均值上升、均方差降低。

2.2 周期节流流动

2.2.1 $f=100\text{ Hz}$, 波形壁面影响规律

以 $f=100\text{ Hz}$ 、节流为 0.15~0.225 周期变化工况为例,通过平直壁面与 0.25 mm 波形壁面结果对比,分析激波串振荡流动。图 13 对比了典型时间段平直壁面与 0.25 mm 波形壁面的压强信号。从图中可以看出,除 T1 测点外,其他测点的压强信号均存在较明显的波动,说明在 T2 及下游流场均存在流动振荡。

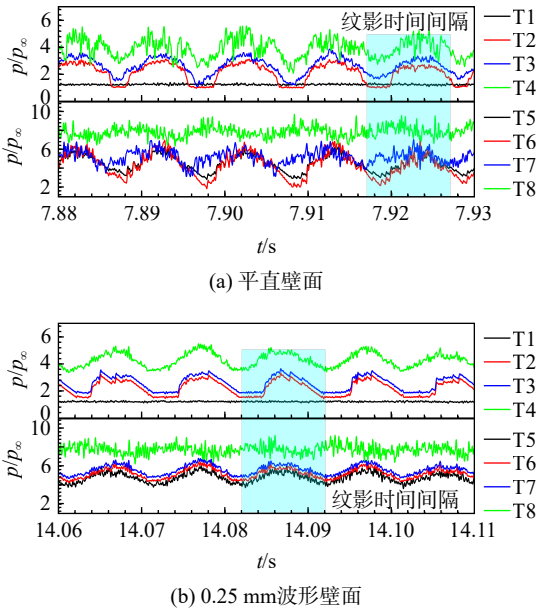
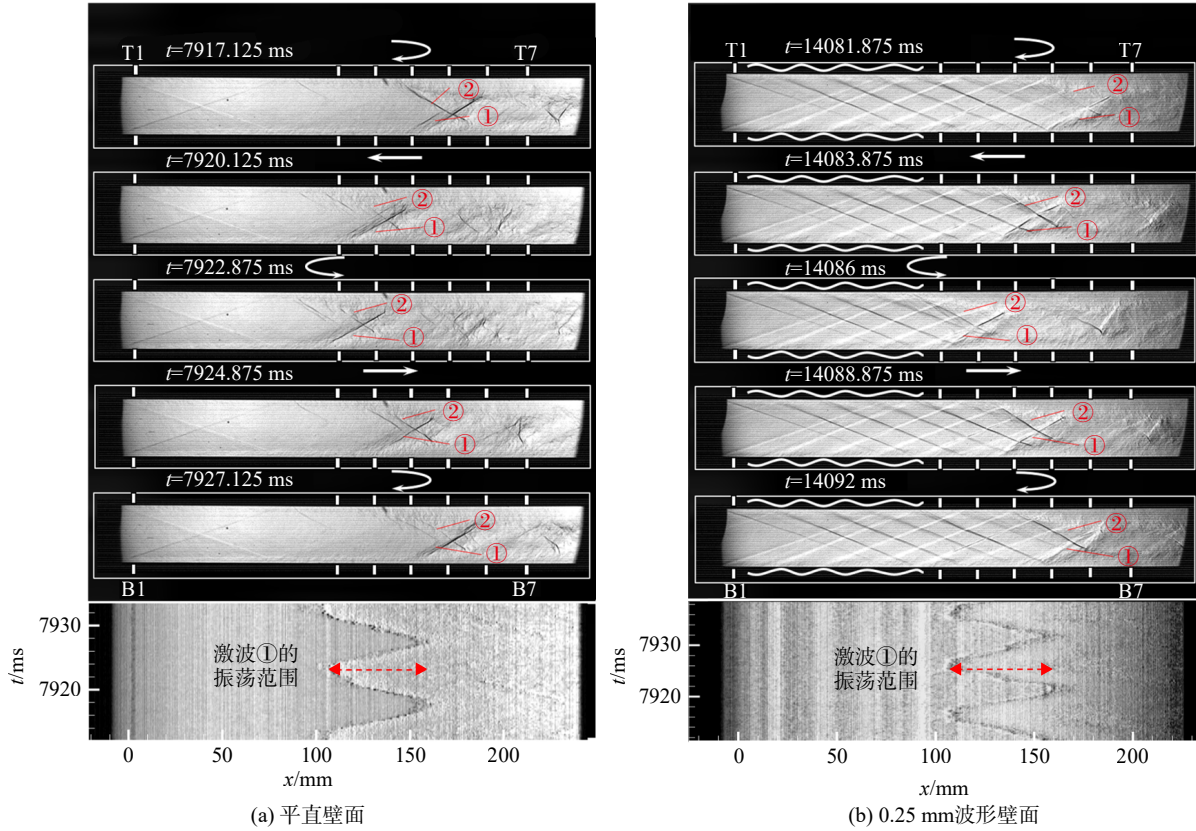


图 13 $f=100\text{ Hz}$ 周期节流工况典型时间段压强信号
Fig. 13 Pressure signals of typical time intervals under $f=100\text{ Hz}$ periodic throttle conditions

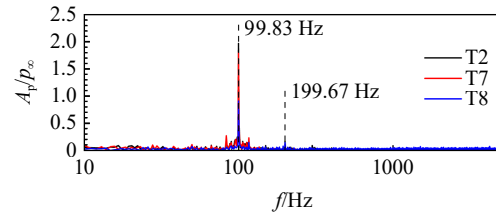
图 14 展示了两类构型在典型振荡周期内的纹影照片和近壁面灰度值 $x-t$ 云图。图 14 表明,周期节流扰动下激波串在隔离段内发生振荡,前缘激波随时间发生周期性运动。根据图 13 和图 14 可知,平直壁面和 0.25 mm 波形壁面流场振荡周期约为 10 ms,与扰动周期一致。进一步对比平直壁面与 0.25 mm 波形壁面的差异。图 13 中,对

图 14 $f=100$ Hz 周期节流工况平直壁面与 0.25 mm 波形壁面的典型纹影照片与下壁面 x - t 云图Fig. 14 Typical schlieren images and x - t contour near lower surface of straight wall and 0.25 mm-wavy wall under $f=100$ Hz periodic throttle conditions

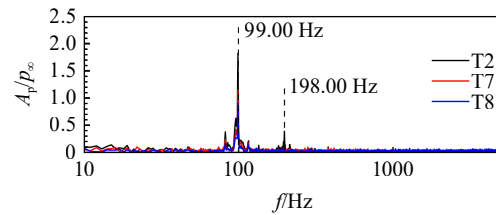
于 T8 测点压强信号, 平直壁面与 0.25 mm 波形壁面的波动幅度相近, 其他测点 0.25 mm 波形壁面的波动幅度明显减小。对于激波串振荡范围, 图 14(b) 波形壁面产生的扰动波与激波串前缘激波 (图 14 中①、②) 相互作用, 并影响激波运动范围。图 14 中, 平直壁面前缘激波最上游位于 B2 和 T2 传感器上游, 最下游位置位于 B4 与 T4 附近。0.25 mm 波形壁面最上游位置在 B2 和 T2 传感器下游, 最下游位置在 B5 和 T5 传感器附近。以前缘激波①运动范围判断, 平直壁面与 0.25 mm 波形壁面振荡范围分别为 54.27 mm 和 51.48 mm。

此外, 图 15 展示了两种壁面条件下典型测点压强信号 FFT 分析结果。平直壁面和 0.25 mm 波形壁面不同测点的压强信号第一主频分别为 99.83 Hz 与 99.00 Hz, 与节流频率 100 Hz 相近。结合图 14 流场振荡周期, 流场振荡频率与节流扰动频率一致。此外, 压强信号主频受测点位置和当地流动参数影响较弱。综合判断, 周期节流下隔离段内出现激波串受迫振荡流动。

为了分析波形壁面对激波串受迫振荡影响, 图 16 展示了 $f=100$ Hz 周期节流工况, 不同幅度波



(a) 平直壁面



(b) 0.25 mm 波形壁面

图 15 $f=100$ Hz 周期节流工况压强信号的 FFT 结果Fig. 15 FFT results of pressure signals under $f=100$ Hz periodic throttle conditions

形壁面的 T2、T7 和 T8 测点压强信号。结合图 14 中纹影照片, T2、T7 和 T8 测点分别位于激波串前缘附近、激波串内部和反压区。图 16 中压强信号均存在明显的波动, 波形壁面对 T2 和 T7 压强信号有着较显著的影响。随着波形壁面幅度增

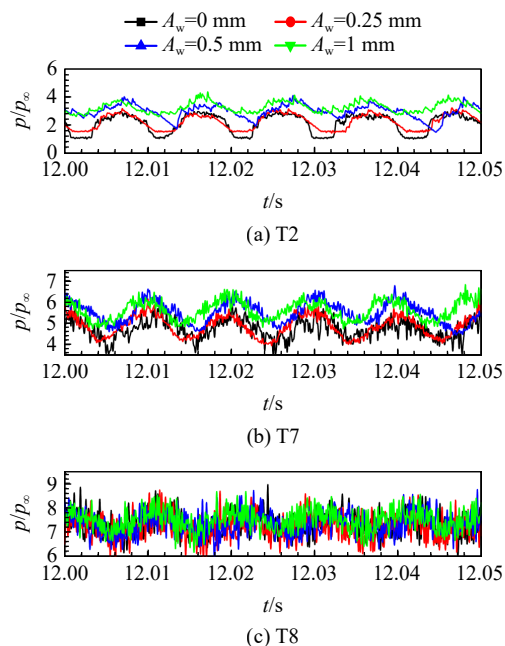


图 16 典型时间段内 $f=100$ Hz 周期节流工况的压强信号对比
Fig. 16 Comparison of pressure signals during typical time intervals under $f=100$ Hz periodic throttle conditions

加, T2 和 T7 压强信号整体数值增大, 但振荡幅度减小。但对于 T8 测点, 波形壁面对压强信号的数值和振荡幅度影响较小。

图 17 进一步从压强时均值和均方差评价波形壁面影响。图 17(a)中, 来流 T1 测点压强不变, 反压 T8 测点压强主要受反压段椭圆轴附近的脉动反压影响, 其他测点压强时均值随壁面幅度增加而增大。分析其原因, 可能是由于壁面扰动波

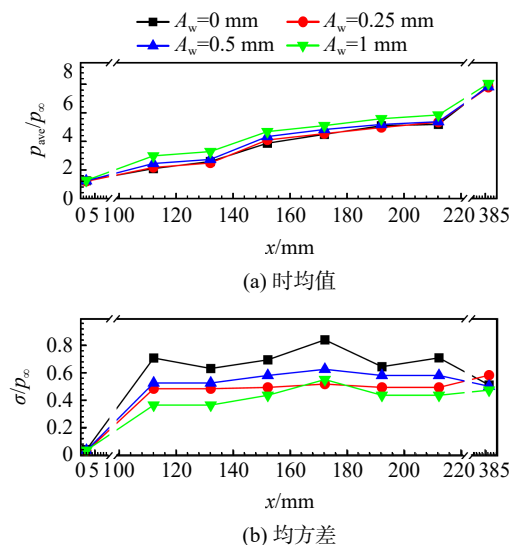


图 17 $f=100$ Hz 周期节流工况上壁面压强时均值和均方差
Fig. 17 Time-averaged values and standard deviations of upper wall pressure under $f=100$ Hz periodic throttle conditions

系引起的气流压缩。图 17(b)中, 对于 T2~T7 测点, 除个别测点(1 mm 波形壁面 T5 测点), 压强均方差整体随波形幅度增加而降低。这些规律与图 16 中压强信号变化规律一致, 表明波形壁面抑制了 $f=100$ Hz 激波串振荡的压强波动。

图 18 展示了 $f=100$ Hz 周期节流工况, 不同壁面构型激波串最上游和最下游时刻的流场纹影图。表 6 展示了 $f=100$ Hz 周期节流工况激波串的最上游/最下游位置、振荡范围及其百分比变化。图 18 和表 6 的结果表明, 在较小幅度 ($A_w=0.25$ mm) 波形壁面作用下, 激波串整体向下游移

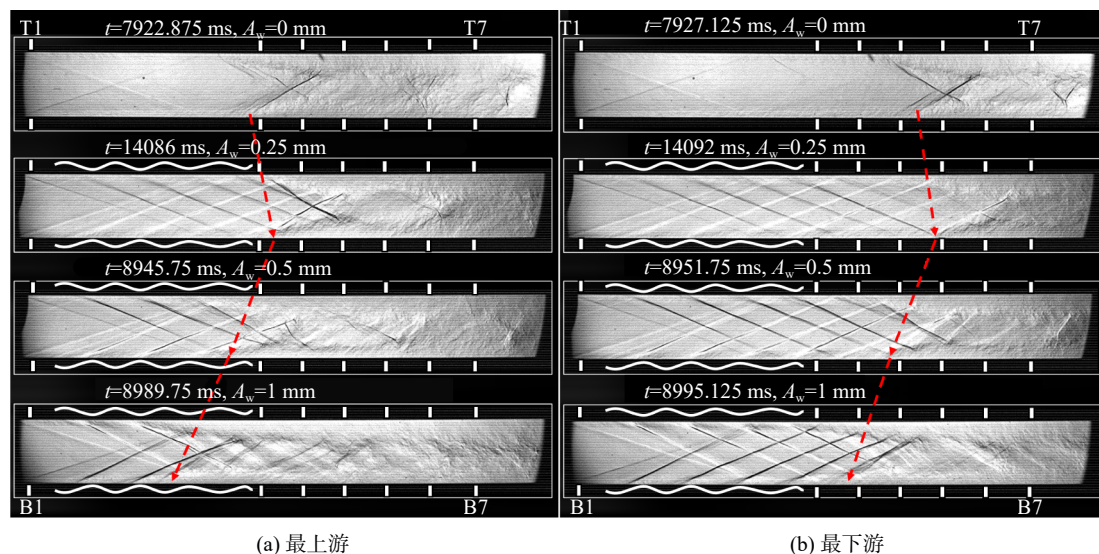


图 18 $f=100$ Hz 周期节流工况激波串最上游和最下游时刻的流场纹影图

Fig. 18 Schlieren images of the shock train at time instants of the most upstream and downstream locations under $f=100$ Hz periodic throttle conditions

动; 较大幅度 ($A_w=0.5$ mm 和 1 mm) 波形壁面会诱导激波串整体向上游移动。随着波形壁面幅度的增加, 激波串振荡范围先减小后增大。其中 0.25 mm 波动壁面构型的激波串振荡范围为 51.48 mm, 相比平直壁面的 54.27 mm 降低了 5.14%。0.5 mm 和 1 mm 波动壁面构型的激波串振荡范围为 55.23 mm 和 62.30 mm, 相比平直壁面增加 1.77% 和 14.80%。

表 6 $f=100$ Hz 周期节流工况不同波形壁构型的
激波串运动范围参数

Table 6 Parameters of shock train motion of various wall configurations under $f=100$ Hz periodic throttle conditions

A_w/mm	$x_{\min}/\text{mm}$	$x_{\max}/\text{mm}$	$\Delta x/\text{mm}$	$r_{\Delta x}/\%$
0	109.23	163.50	54.27	0
0.25	117.01	168.49	51.48	-5.14
0.5	95.87	151.10	55.23	1.77
1	73.59	135.89	62.30	14.80

2.2.2 波形壁面对受迫振荡流动的影响

进一步针对 f 为 50~250 Hz 节流工况, 分析波形壁面对激波串受迫振荡流动的前缘激波运动范围和壁面压强统计参数的影响规律。图 19 展示了前缘激波①的流向参数坐标和运动范围规律。从图中可以看出, 对于同一幅度波形壁面构

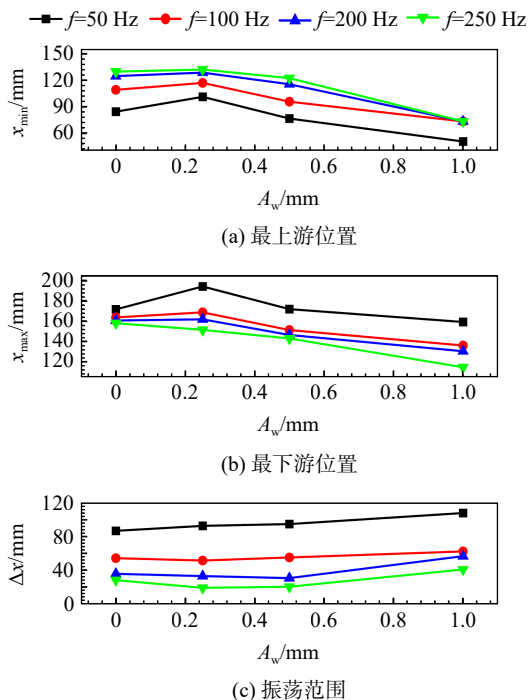


图 19 前缘激波最上游位置、最下游位置和振荡范围

Fig. 19 The most upstream location, most downstream location and oscillation range of the leading-edge shock

型, 随着节流频率的增加, 激波串整体向下游移动、激波串振荡幅度减小。这与文献 [19-20] 规律是一致的。根据图 19(a) 和图 19(b), 相同节流频率下, 较小幅度 ($A_w=0.25$ mm) 波形壁面会诱导激波串整体向下游移动; 较大幅度 ($A_w=0.5$ mm 和 1 mm) 波形壁面会诱导激波串整体向上游移动。

表 7 展示了波形壁面振荡范围相对平直壁面的变化率 ($r_{\Delta x}$)。图 19(c) 和表 7 的结果表明, 波形壁面对振荡范围的影响与节流频率相关。对于 $f=50$ Hz 工况, 振荡范围随波形壁面幅度增加而增大, 其中 1 mm 波形壁面振荡范围为 107.99 mm, 相比平直壁面的 86.80 mm 增加了 24.41%。对于 $f=100$ Hz 工况, 仅 0.25 mm 波形壁面振荡范围减小, 更大幅度波形壁面的振荡范围增加。随着节流频率增加, $f=200$ Hz 和 250 Hz 节流工况, 0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面构型振荡范围减小、1 mm 波形壁面构型振荡范围增加。 $f=250$ Hz 工况下, 0.25 mm 波形壁面可将振荡范围从 28.18 mm 缩小为 19.11 mm, 降低率为 32.19%。

表 7 周期节流工况激波串的振荡范围百分比变化率

Table 7 The oscillation range percentage variations of the shock train under periodic throttle conditions %

A_w/mm	$r_{\Delta x}$			
	50 Hz	100 Hz	200 Hz	250 Hz
0.25	6.75	-5.14	-7.66	-32.19
0.5	9.24	1.77	-14.32	-27.71
1	24.41	14.80	58.49	44.93

在前缘激波运动范围外, 图 20 和图 21 分别展示了周期节流工况壁面测点的压强时均值和均方差。图 20 中压强时均值沿流向逐渐上升, 展示了典型的激波串压升特征。在不同节流频率下, 0.5 mm 和 1 mm 波形壁面压强时均值要高于平直壁面构型结果, 且随着幅度增加, 压强时均值增大。0.25 mm 波形壁面对压强时均值的影响效果与节流频率相关。对于低频 (50 Hz 和 100 Hz) 工况, 除 T3 测点外, 0.25 mm 波形壁面压强时均值整体高于或与平直壁面结果相近。但对于较高频 (200 Hz 和 250 Hz) 工况, 0.25 mm 波形壁面局部区域压强时均值低于平直壁面结果。

图 21 波形壁面对壁面压强均方差的影响规律较时均值更加复杂。整体而言, 相比平直壁面构型, 波形壁面构型会降低壁面压强均方差。但在不同幅度的波形壁面之间, 压强均方差无明显

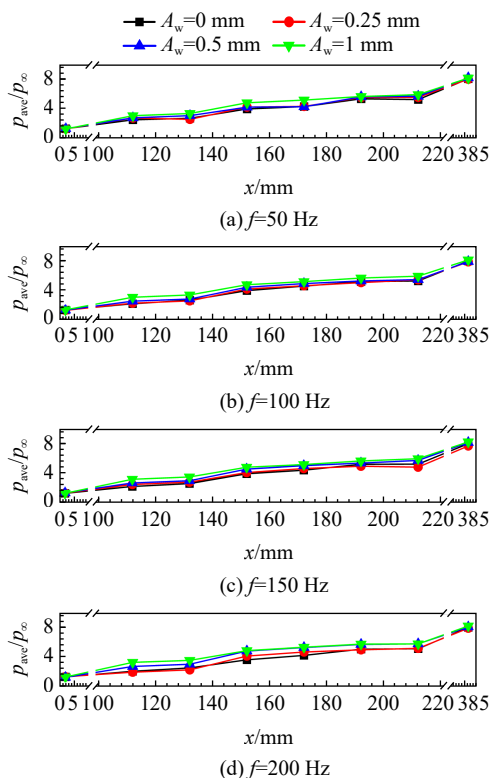


图 20 上壁面压强时均值

Fig. 20 Time-averaged pressure of upper wall

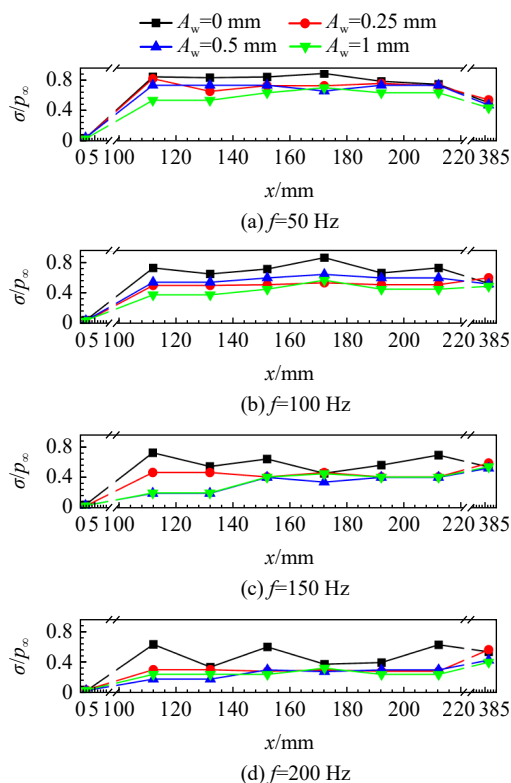


图 21 上壁面压强均方差

Fig. 21 Stand deviations of upper wall pressure

规律。其中 1 mm 波形壁面压强均方差整体低于其他波形壁面结果, 0.25 mm 与 0.5 mm 波形壁面

的差异随节流频率变化。

根据上述分析, 波形壁面对周期节流扰动下的激波串受迫振荡的作用效果与节流频率相关。整体而言, 较小幅度 (0.25 mm 或 0.5 mm) 的波形壁面对激波串振荡范围具有抑制效果。0.25 mm 波形壁面可驱使激波串整体向下游移动, 其他波形壁面会导致激波串整体向上游移动。

2.3 激波串振荡抑制分析

考虑激波串自激振荡机理复杂, 受来流、反压和当地参数的耦合影响。选择受迫振荡流动分析波形壁面的抑制效果。根据图 19 和表 7 激波串振荡范围, 波形壁面的抑制效果与节流频率、波形壁面幅度相关。在 50~250 Hz 范围内随着节流频率增加, 0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面对振荡范围的影响从增强转为抑制。1 mm 波形壁面始终造成振荡范围增大、激波串向上游运动。对于相同节流频率工况, 0.25~1 mm 范围内随幅度增加, 波形壁面的振荡抑制效果减弱。

图 22 对比了 50 Hz 和 250 Hz 节流工况, 不同壁面构型激波串最上游时刻的流场纹影图, 图中随着波形壁面幅度从 0.25 mm 增加到 1 mm, 激波串最上游位置经历了先向下游再向上游的变化过程。对比图 22 左右两侧图片, $f=50$ Hz 工况激波串位置更靠近上游, 前缘激波与波形壁面直接相互作用; $f=250$ Hz 工况激波串靠近下游, 前缘激波与 1 mm 波形壁面直接作用。结合表 7 激波串范围变化规律, 图 22 中前缘激波运动到波形壁面区域的工况, 激波串振荡范围增大; 激波串在波形壁面下游的工况, 激波串振荡范围减小。

图 23 展示了全部周期节流工况的激波串前缘激波最上游坐标与波形壁面 ($6 \text{ mm} < x < 106 \text{ mm}$) 相对位置。图 23 表明, 当最上游位置处于波形壁面下游时, 波形壁面抑制振荡、激波串振荡范围减小 (例如 $f=100$ Hz 工况的 0.25 mm 波形壁面、 $f=200$ Hz 和 250 Hz 工况的 0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面)。随着节流频率增加, 激波串向下游移动, 波形壁面的抑制效果更优。0.25 mm 波形壁面在 $f=250$ Hz 工况可将振荡范围减小 32.2%, $f=100$ Hz 工况仅减小 5.14%。对于其他工况, 前缘激波运动到波形壁面区域内, 激波串振荡范围增大。

上述分析表明, 对于本文构型, 波形壁面可抑制运动范围在其下游的激波串振荡流动; 对于激波串运动到波形壁面位置工况, 振荡范围反而增

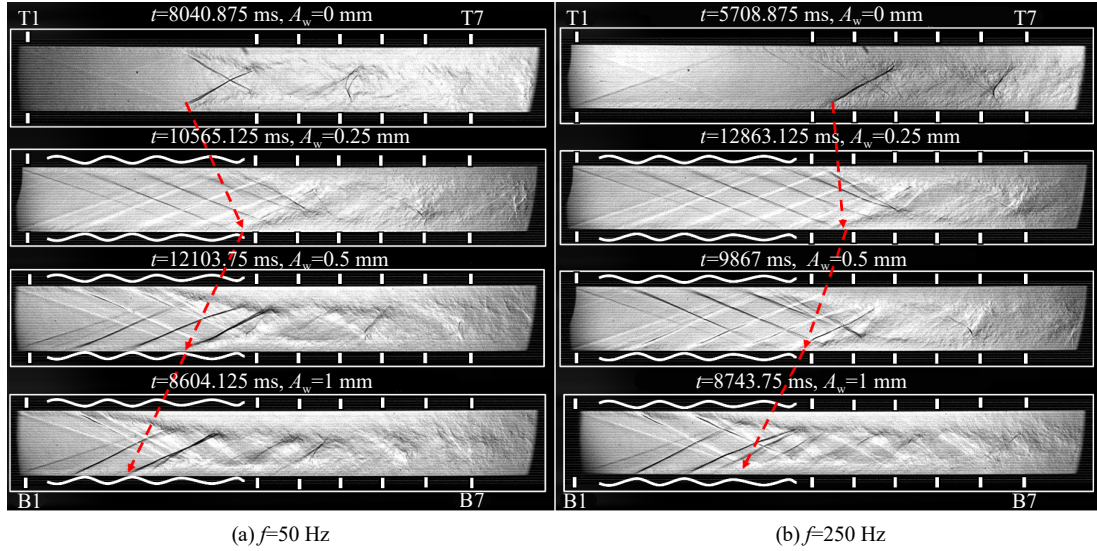


图 22 50 Hz 和 250 Hz 工况激波串最上游时刻的流场纹影图

Fig. 22 Schlieren images as the shock train moves to the most upstream location under 50 Hz and 250 Hz conditions

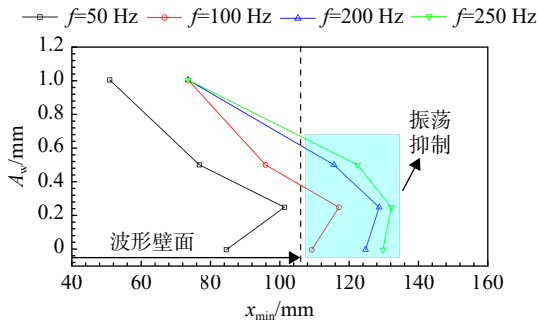
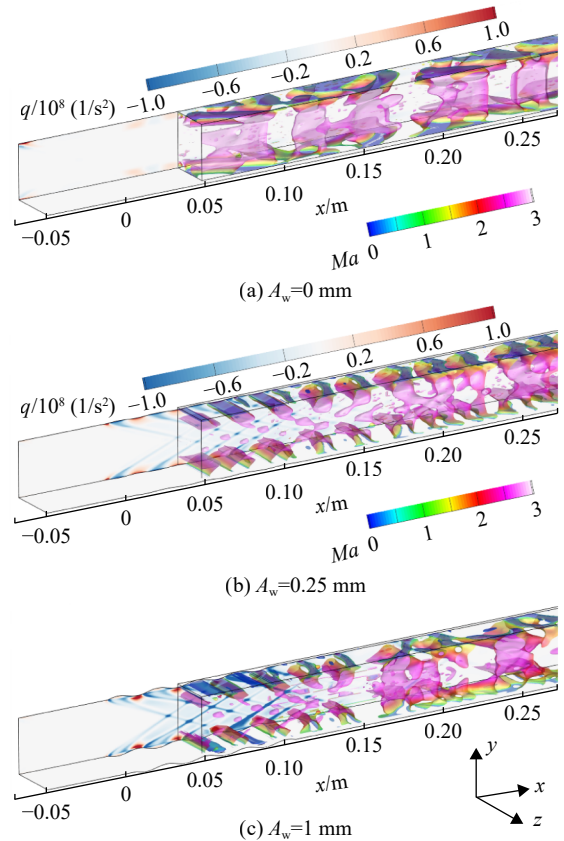


图 23 周期节流工况激波串前缘激波最上游坐标

Fig. 23 The most upstream locations of the shock train under periodic throttle conditions

大。对于其中的流动机理, 这里结合实验和通流条件的 CFD 结果进行分析。

根据图 22 中纹影照片, 波形壁面可在流场中形成相互交叉作用的干扰波系。并且随着波形壁面幅度增加, 波形壁面干扰波系强度增加, 对下游的影响更加剧烈。此外, 波形壁面也会改变近壁面流动结构、产生涡流效应。在干扰波系和涡流效应作用下, 波形壁面下游近壁面流与主流的动量交换增强、流场参数和壁面压强梯度发生改变。这些因素均可能影响激波串流动。图 24 展示了通流条件下展向对称面 ($z=0$ m) 的 Q 准则参数(记作 q) [37] 云图以及波形壁面中下游三维流场 $q=1$ 的等值面(采用马赫数 Ma 云图染色)。从图中可以看出, 相比图 24(a) 的平直壁面结果, 波形壁面构型的对称面 Q 准则参数明显增强, 并且随波形壁面幅度增加强度增大(图 24(a) 中 q 参数范围小一个数量级)。图 24(b) 和图 24(c) 在波形

图 24 展向对称面 Q 准则云图和流场 $q=1$ 等值面(Ma 染色)
Fig. 24 Q -criterion contour of spanwise symmetry plane and isosurface as $q=1$ (colored with Ma)

壁面附近出现较高的 q 值, 表明该处涡流效应较强。此外, 根据图 24 中 $q=1$ 等值面特征, 波形壁面构型等值面集中在近壁面附近区域, 并且形成上下对称的、相对有序的结构, 说明涡流集中、强度较大。平直壁面构型等值面范围大、相对无序,

表明涡流效应弱。

图 25 进一步列出通流条件截面质量流量平均马赫数、总压恢复系数 (total pressure recovery, TPR), 以及壁面压强梯度沿流动方向的分布规律。图 25(a) 表明, 波形壁面会造成展向截面的马赫数与总压恢复系数下降, 并且下降幅度随波形壁面幅度增加而增大。这主要由于波形壁面产生的干扰波系会产生额外的气流压缩以及总压损失。从图 25(a) 中可以看出, 相比平直壁面, 马赫数与总压恢复系数的降低从波形壁面开始, 沿流向逐渐发展, 到 $x > 200$ mm 后差异逐渐稳定。稳定后, 对比平直壁面, 0.25 mm 波形壁面马赫数降低约为 0.02、降低率在 1% 以内, 总压恢复系数降低约为 0.02, 降低率在 3% 以内; 但 1 mm 波形壁面马赫数和总压恢复系数降低率可达 6% 和 13%。1 mm 波形壁面会引起下游截面马赫数与总压恢复系数的明显降低, 会导致气流抗反压能力下降、激波串向上游移动。这与文中第 3.2.2 节受迫振荡的结论是一致的。

图 25(b) 对比了不同构型展向对称截面的下部壁面压强流向梯度。从图中可以看出, 波形壁面会在流场中产生波动变化的顺压 ($dp/dx < 0$) 与

逆压 ($dp/dx > 0$) 梯度区域。在波形壁面区域 ($x < 0.106$ m), 逆压梯度的极大值随波形壁面幅度增加基本不变, 顺压梯度极大值随波形壁面幅度增加明显上升。下游区域规律与之相反, 随波形壁面幅度增加逆压梯度极大值增加、顺压梯度极大值基本不变。实际上, 顺压梯度区有利于抵抗边界层分离、阻止激波串前移, 逆压梯度区不利于阻止激波串前移。根据壁面压强梯度分布规律, 较大幅度 (如 1 mm) 波形壁面不利于激波串振荡控制。

3 结 论

综上所述, 本文结论如下:

1) 对于本文研究构型, 马赫数为 3 的来流定节流工况隔离段内出现激波串自激振荡。波形壁面会改变前缘激波运动区域的压强信号频谱, 降低压强均方差, 但会导致压强时均值上升。幅度为 0.25 mm 和 0.5 mm 的波形壁面会导致振荡范围增大。幅度为 1 mm 的波形壁面驱使激波串整体向下游移动、抑制自激振荡; 其中振荡范围从 24.0 mm 降低至 18.0 mm, 壁面压强均方差从 0.42 倍来流静压降低至 0.16 倍来流静压。

2) 50~250 Hz 周期节流工况下, 隔离段内出现激波串受迫振荡, 振荡主频与节流频率一致, 振荡范围随节流频率增加而减小。幅度为 0.25~1 mm 波形壁面会降低受迫振荡区域壁面压强均方差, 但 0.5 mm 和 1 mm 波形壁面会导致压强时均值增大。波形壁面对振荡范围的抑制效果与节流频率相关。本文参数内, 随节流频率增加, 0.25 mm 和 0.5 mm 波形壁面的影响效果从增强转为抑制, 1 mm 波形壁面均导致振荡范围增大。整体而言, 0.25 mm 波形壁面构型抑制效果最优, 250 Hz 周期节流工况激波串振荡范围可降低 32.19%。

3) 波形壁面诱导的干扰波系和涡流效应降低下游流场马赫数与总压恢复系数、在壁面处产生顺压与逆压梯度区域, 改变激波串来流条件。较小幅度 (如 0.25 mm) 波形壁面对下游马赫数与总压恢复系数的影响很小、壁面顺压梯度与逆压梯度数值相对接近, 产生的涡流会促进主流/边界层动量交换, 从而实现激波串振荡抑制。较大幅度 (如 1 mm) 波形壁面会显著降低下游流场马赫数与总压恢复系数、壁面逆压梯度数值更高, 不利于流动抗反压能力和激波串振荡抑制。此外, 不同节流频率工况, 波形壁面与激波串前缘相对位

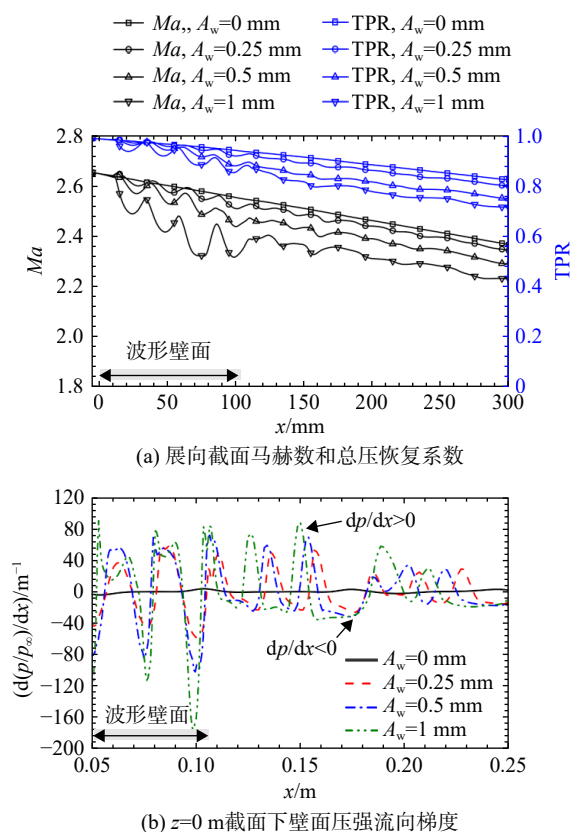


图 25 流动参数沿流向分布

Fig. 25 Streamwise distribution of flow parameters

置改变、控制效果发生变化。对于本文构型, 当前缘激波运动范围在波形壁面下游时, 抑制振荡效果较好。从工程应用角度, 波形壁面结构简单、可调参数多、便于与机体整体加工, 具备较好的应用潜力。下一步计划开展深入的机理分析和波形壁面的工程应用拓展。

参考文献:

- [1] 王在铎, 王惠, 丁楠, 等. 高超声速飞行器技术研究进展[J]. 科技导报, 2021, 39(11): 59-67.
Wang Zaiduo, Wang Hui, Ding Nan, et al. Research progress on hypersonic vehicle technology[J]. Science & Technology Review, 2021, 39(11): 59-67. (in Chinese)
- [2] Clemens N T, Narayanaswamy V. Low-frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46: 469-492.
- [3] Lin Kuocheng, Jackson K, Behdadnia R, et al. Acoustic characterization of an ethylene-fueled scramjet combustor with a cavity flameholder[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(6): 1161-1170.
- [4] 黄河峡, 谭慧俊, 庄逸, 等. 高超声速进气道/隔离段内流特性研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2252-2273.
Huang Hexia, Tan Huijun, Zhuang Yi, et al. Progress in internal flow characteristics of hypersonic inlet/isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2252-2273. (in Chinese)
- [5] Li Weixuan, Zhao Dan, Chen Xiong, et al. Numerical investigations on solid-fueled ramjet inlet thermodynamic properties effects on generating self-sustained combustion instability[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107097.
- [6] Li Weixuan, Chen Xiong, Zhao Dan, et al. Swirling effect on thermodynamic performance in a solid fueled ramjet with paraffin-polyethylene[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106341.
- [7] Zhao Dan, Lu Zhengli, Zhao He, et al. A review of active control approaches in stabilizing combustion systems in aerospace industry[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 97: 35-60.
- [8] Liu Weijia, Wu Yan, Li Yingkun, et al. Effect of cavity pressure on shock train behavior and panel aeroelasticity in an isolator[J]. Physics of Fluids, 2022, 34(12): 126101.
- [9] Liu Junbing, Fan Xiaoqiang, Tao Yuan, et al. Experimental and numerical study on the local unstart mechanism of hypersonic inlet[J]. Acta Astronautica, 2019, 160: 216-221.
- [10] Chang Juntao, Hu Qinghua, Yu Daren, et al. Classifier utility modeling and analysis of hypersonic inlet start/unstart considering training data costs[J]. Acta Astronautica, 2011, 69(9/10): 841-847.
- [11] Tan Huijun, Sun Shu, Yin Zhilong. Oscillatory flows of rectangular hypersonic inlet unstart caused by downstream mass-flow choking[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1): 138-147.
- [12] 汪昆, 谢旅荣, 刘雨. 弯曲扩张段内激波串自激振荡特性[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 1955-1964.
Wang Kun, Xie Lürong, Liu Yu. Characteristics of self-excited oscillation in a curved diffuser[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(9): 1955-1964. (in Chinese)
- [13] 高文智, 陶翔宇, 李季, 等. 超声速区动态节流对矩形隔离段流动影响的数值模拟[J]. 空天技术, 2023(5): 41-53.
Gao Wenzhi, Tao Xiangyu, Li Ji, et al. Numerical simulations on the rectangular isolator flows affected by dynamic throttle in supersonic region[J]. Aerospace Technology, 2023(5): 41-53. (in Chinese)
- [14] 高文智, 宋志雄, 田野, 等. 动态节流下激波串运动特性的模拟和分析[J]. 实验流体力学, 2022, 36(4): 10-19.
Gao Wenzhi, Song Zhixiong, Tian Ye, et al. Simulation and analysis on the motion characteristics of shock train under dynamic throttle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(4): 10-19. (in Chinese)
- [15] Ji Yuan, He Miaosheng, Huang Xiaobin, et al. On space-time diversity in shock train self-excited oscillation mode during wide-range evolution in a scramjet isolator[J]. AIP Advances, 2024, 14(11): 115206.
- [16] Dai Chunliang, Sun Bo, Zhao Dan, et al. Mode identification and decomposition analysis of self-excited thermodynamic oscillations in hypersonic inlet/isolator of a scramjet[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 144: 108820.
- [17] Hunt R L, Gamba M. On the origin and propagation of perturbations that cause shock train inherent unsteadiness[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2019, 861: 815-859.
- [18] Chen Chongpei, Gao Tianyun, Liang Jianhan. Separation induced low-frequency unsteadiness in a supersonic combustor with single-side expansion[J]. Physics of Fluids, 2019, 31(5): 056103.
- [19] Xiong Bing, Fan Xiaoqiang, Wang Zhenguo, et al. Analysis and modelling of unsteady shock train motions[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 846: 240-262.
- [20] Wang Chengpeng, Cheng Chuan, Cheng Keming, et al. Unsteady behavior of oblique shock train and boundary layer interactions[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 212-222.
- [21] 高文智, 赵鹏飞, 宁重阳, 等. 周期节流扰动下激波串振荡流动的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 994-1004.
Gao Wenzhi, Zhao Pengfei, Ning Chongyang, et al. Numerical simulation of shock train oscillation flows caused by periodic throttle disturbances[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 994-1004. (in Chinese)
- [22] Tan H J, Sun S, Huang H X. Behavior of shock trains in a hypersonic inlet/isolator model with complex background waves[J]. Experiments in Fluids, 2012, 53(6): 1647-1661.
- [23] Wang Ziao, Huang Renzhe, Li Yiming, et al. Experimental and numerical simulation of shock train characteristics in an isolator with incident shocks[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 138: 108309.
- [24] Li Nan, Chang Juntao, Xu Kejing, et al. Instability of shock train behaviour with incident shocks[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2021, 907: A40.
- [25] Cheng Chuan, Wang Chengpeng, Cheng Keming. Response of an oblique shock train to downstream periodic pressure perturbations[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(1): 57-70.
- [26] 孙斐, 苏伟仪, 侯强, 等. 进气道激波串振荡的模式分解及快速预测[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 1040-1051.
Sun Fei, Su Weiwei, Hou Qiang, et al. Modal decomposition and rapid prediction of shock train oscillation for inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(5): 1040-1051. (in Chinese)
- [27] Chen Fuhao, Tian Zhaoyang, Zhang Chengzhi, et al. Experimental investigation of shock train oscillation suppression by a plasma jet in a supersonic isolator[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2025, 163: 111428.
- [28] Su Weiwei, Chen Yun, Zhang Fengrui, et al. Control of pseudo-shock oscillation in scramjet inlet-isolator using periodical excitation

- tion[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 143: 147-154.
- [29] Weiss A, Olivier H. Behaviour of a shock train under the influence of boundary-layer suction by a normal slot[J]. *Experiments in Fluids*, 2012, 52(2): 273-287.
- [30] 黄蓉, 李祝飞, 聂宝平, 等. 带抽吸二元进气道/隔离段激波串振荡特性[J]. *推进技术*, 2020, 41(4): 767-777.
Huang Rong, Li Zhufei, Nie Baoping, et al. Shock train oscillations in a two-dimensional inlet/isolator with suction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 767-777. (in Chinese)
- [31] Wang Ziao, Chang Juntao, Kong Chen, et al. Experimental investigation of micro-ramp control for shock train under various incoming flow conditions[J]. *Physical Review Fluids*, 2022, 7(10): 103401.
- [32] Meng Xianzong, Ye Zhengyin, Hong Zheng, et al. Influences of wall vibration on shock train structures and performance of two-dimensional rectangular isolators in scramjet engine[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 166: 180-198.
- [33] Hossain Joy M S, Rahman S, Toufique Hasan A B M. Effects of surface waviness on the interaction of oblique shock wave with turbulent boundary layer[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2018, 140(4): 041205.
- [34] Brouwer K R, Gogulapati A, Mcnamara J J. Interplay of surface deformation and shock-induced separation in shock/boundary-layer interactions[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(12): 4258-4273.
- [35] Wang Zhenguo, Sun Mingbo, Wang Hongbo, et al. Mixing-related low frequency oscillation of combustion in an ethylene-fueled supersonic combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(2): 2137-2144.
- [36] ANSYS Inc. ANSYS fluent users guide release 22.0 chapter 10: modeling flows using sliding and dynamic meshes[R]. Canonsburg, US: ANSYS Inc, 2021.
- [37] Jeong J, Hussain F. On the identification of a vortex[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1995, 285: 69-94.

(编辑: 秦理曼)