

带抽吸二元进气道/隔离段激波串振荡特性^{*}

黄 蓉¹, 李祝飞¹, 聂宝平¹, 洪雨婷¹, 杨基明¹, 吴颖川²

(1. 中国科学技术大学 工程科学学院, 安徽 合肥 230027;

2. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速技术研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对抽吸缝作用下激波串非定常振荡的复杂流动问题, 采用高速纹影结合壁面动态压力测量的方法, 在马赫数6的激波风洞中研究了高马赫数二元进气道/隔离段中激波串的自激振荡特性。隔离段出口不同堵塞度的实验结果表明: 在低堵塞度下, 隔离段内的分离激波无明显振荡; 在中等堵塞度25.3%~32.3%和高堵塞度35.3%~38.2%工况下, 隔离段内产生非定常激波串, 受到隔离段内预先存在的背景波系以及抽吸缝泄流作用的影响, 分别出现大幅度低频振荡和小幅度高频振荡; 而当堵塞度超过临界值后, 激波串被推出进气道, 出现不起动。在大幅度振荡模式中, 上壁面大分离区周期性地形成和消失, 下壁面的激波串前沿分离激波在抽吸缝后缘到隔离段出口之间大幅度振荡, 其振荡主频约为280Hz~480Hz, 并且随着堵塞度升高而降低; 在小幅度振荡模式中, 上壁面始终存在大分离区, 下壁面的激波串前沿分离激波在抽吸缝附近小幅振荡, 其振荡主频约为900Hz~1800Hz。两种振荡模式均给隔离段壁面带来严酷的脉动压力载荷。

关键词: 二元进气道; 隔离段; 抽吸缝; 激波串; 振荡特性

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 04-0767-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190121

Shock Train Oscillations in a Two-Dimensional Inlet/Isolator with Suction

HUANG Rong¹, LI Zhu-fei¹, NIE Bao-ping¹, HONG Yu-ting¹, YANG Ji-ming¹, WU Ying-chuan²

(1. School of Engineering Science, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China;

2. Air-Breathing Hypersonic Technology Research Centre, China Aerodynamics Research and Development Centre, Mianyang 621000, China)

Abstract: The characteristics of shock train oscillations in a two-dimensional inlet/isolator were investigated in a Mach 6 shock tunnel to reveal the complicated unsteady flow under the influence of suction slots. High-speed schlieren images and fluctuating wall pressure were acquired synchronously. Various throttling ratios were imposed at the isolator exit to simulate backpressure. The experimental results show that at low throttling ratios, non-oscillatory separation shocks are observed first. At medium throttling ratios of 25.3%~32.3% and high throttling ratios of 35.3%~38.2%, the unsteady shock train forms and presents a large-amplitude low-frequency oscillation mode and a small-amplitude high-frequency oscillation mode, respectively, under the effects of pre-exist background waves and boundary-layer suction in the isolator. When the throttling ratio exceeds a critical value,

* 收稿日期: 2019-02-26; 修订日期: 2019-04-26。

基金项目: 国家自然科学基金 (11772325; 11621202)。

作者简介: 黄 蓉, 博士生, 研究领域为高马赫数进气道。E-mail: rongh@mail.ustc.edu.cn

通讯作者: 李祝飞, 博士, 副研究员, 研究领域为高马赫数进气道。E-mail: lizhufei@ustc.edu.cn

引用格式: 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 Zhu-fei, NIE Bao-ping, et al. Shock Train Oscillations in a Two-Dimensional Inlet/Isolator with Suction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 767-777.)

the shock train is pushed out of the inlet and an unstart occurs. In the large-amplitude oscillation mode, a large separation zone forms and vanishes periodically on the upper wall. As a result, on the lower wall, the leading separation shock of the shock train moves forward and backward repeatedly between the trailing edge of the suction slot and the isolator exit. The dominant frequencies of the large-amplitude oscillation mode are 280Hz~480Hz, which decrease with the increase of the throttling ratio. In the small-amplitude oscillation mode, a large separation zone on the upper wall persists throughout, whereas the leading separation shock of the shock train oscillates near the suction slots at the lower wall. The dominant frequencies of the small-amplitude oscillation mode are 900Hz~1800Hz. Both oscillation modes cause severe fluctuating pressure loads in the isolator.

Key words: Two-dimensional inlet; Isolator; Suction slots; Shock train; Oscillation characteristics

1 引 言

隔离段是双模态超燃冲压发动机的重要组成部分。气流被进气道压缩后,经隔离段进入燃烧室,隔离段起到缓冲和隔离下游扰动的作用^[1-2]。特别地,当下游燃烧室产生较高的反压时,隔离段内产生激波串以匹配燃烧室的入口条件。激波串的结构和流动特性复杂,尤以非定常特性^[3]最为突出。激波串振荡不仅带来脉动压力载荷,更严酷的是其振荡频率往往较低,与飞行器结构的固有频率接近,容易造成结构疲劳或者损坏,影响飞行安全。因此,激波串振荡特性备受关注^[4-5]。

不施加外界激励时,激波串的自激振荡是研究的热点问题^[4]。超声速扩压器和直联台等简单管道中均匀来流下的实验研究获得了不同来流马赫数^[6]、几何参数^[7-8]、反压^[7-11]下激波串自激振荡现象和机制的一些认识。而在高马赫数进气道/隔离段中,受隔离段入口处不均匀来流^[12-13]、反压^[14-16]、激波/膨胀波交替的背景波系^[14,17-21]、以及流动控制如边界层抽吸等^[21-24]的影响,激波串自激振荡现象更为复杂^[5]。文献[15]表明,随着反压升高,激波串长度增加,前沿分离激波逐渐前移。激波串从稳定状态转变为振荡状态,最终推出进气道,发生不起动喘振。而当激波串前沿分离激波位于背景波系中不同位置时,由于当地的压力梯度和边界层的作用,其根部的流动分离模式可能不同^[14,18-19],从而产生不同的激波串振荡状态^[21]。文献[20]实验观察到高马赫数进气道内激波串存在周期性大幅度低频振荡现象,并指出其振荡主频主要与背景波系干扰下的前沿分离激波上游边界层有关,而与传统的声学共振机制无关。

进一步地,在工程实际应用中,进气道内通常会设置抽吸装置,将边界层的低能流排出,从而提高隔离段的抗反压能力。抽吸装置的应用,不仅会改变边界层和背景波系,也会影响流动分离,从而可能对

激波串振荡特性产生作用。文献[24]在带抽吸的超声速进气道实验研究中观察到,较低反压时,激波串被抑制在抽吸装置的下游,并发生振荡;而较高反压时,激波串被限制在抽吸缝附近振荡。可见,在反压、背景波系等因素影响的同时,抽吸装置的引入使进气道/隔离段中激波串振荡特性更为复杂。然而,针对抽吸作用下的高马赫数进气道/隔离段内,不同反压时激波串的自激振荡特性和振荡机制,还鲜有系统性的研究报道,抽吸装置在激波串振荡现象中的作用也尚待进一步探索。

本文在激波风洞中,采用高速纹影拍摄结合壁面动态压力测量的方法,研究了不同反压下,带抽吸缝二元进气道/隔离段内激波串的形态及其振荡特性,以期揭示高马赫数进气道/隔离段内抽吸装置影响下的激波串自激振荡机制。

2 模型和方法

实验在中国科学技术大学的KDJB330反射型激波风洞中进行^[16],喷管出口直径330mm,来流名义马赫数 $Ma_\infty=6$ 。采用平衡接触面运行方式后,稳定气流可持续约30ms,典型来流总温810K,总压1.27MPa。风洞配备了高速纹影系统和压力测量及多通道数据采集系统^[25]。

实验采用的二元进气道模型示意图如图1所示,内流道宽度为120mm,外压缩面采用压缩角为 14° 的一级压缩,压缩面前缘至喉道处长310mm,肩部倒圆半径为100mm。进气道的内收缩比约为1.65,等直隔离段高度为 $h_i=17\text{mm}$ 。进气道肩部附近设置4道抽吸缝,以提高进气道的抗反压能力。抽吸缝间隔4mm,每道抽吸缝宽3mm,深15mm,展向长86mm,通向压缩面下方的腔体内。通过在唇口板一侧靠近隔离段出口处(堵块前缘位于 $x=423\text{mm}$)设置楔形堵块节流(如图1所示),以获得对反压更为敏感的隔离段流动^[26]。不同反压下的节流程度用堵塞度 TR 表示,

公式为

$$TR = \frac{h}{h_1} \quad (1)$$

式中 h 为堵块高度。

本文首先进行了无节流实验 ($TR=0$), 获得进气道/隔离段内的背景波系。然后, 对 $TR=20\%\sim 41.2\%$ (包括 20% , 25.3% , 30% , 32.3% , 35.3% , 38.2% 和 41.2%) 分别进行实验, 观测不同堵塞度下的激波串振荡现象。

实验采用高速摄影拍摄进气道/隔离段内流场纹影, 高速摄影帧频 20000 fps , 曝光时间 $2\mu\text{s}$ 。使用 Kulite 和 NS-2 两种型号的动态压力传感器, 监测压缩面 (下壁面) 和唇口板 (上壁面) 中心线上的压力, 压力数据的采样率为 1MHz 。Kulite 传感器的量程为 100kPa , 固有频率为 200kHz , 测点位置如图 1 中 $K1\sim K8$ 所示。NS-2 传感器的量程为 100kPa (如图 1 中 $N1\sim N5$ 为静态压力传感器测点) 和 300kPa (如图 1 中 $C1\sim C8$ 为动态压力传感器测点), 动态传感器最高响应频率约为 20kHz 。本文中压力信号均经 20kHz 低通滤波, 并采用来流静压 p_∞ 进行无量纲化处理。

此外, 为帮助认识流场, 还利用商业软件 Fluent 对二维流场进行了 Navier-Stokes 方程求解^[27]。湍流模型采用一方程 Spalart-Allmaras (SA) 模型, 粘性系数采用 Sutherland 公式计算。无粘对流通量离散使用 Roe 格式, 对流项采用二阶迎风格式。边界条件采用压强远场条件、压强出口条件和等温无滑移固壁。

3 结果与分析

如图 2 中不同堵塞度工况下测点 $C8$ 的压力信号所示, 在进气道起动状态下, 随着堵塞度升高, 堵块上游压力逐渐上升, 并表现出不同的振荡特性。高速纹影表明, 隔离段内首先出现无明显振荡的分离激波, 然后产生激波串。受壁面抽吸装置影响, 激波串出现两种振荡模式: $TR=25.3\%$, 30% 和 32.3% 时, 激波串在抽吸缝后缘到隔离段出口之间大幅度周期性振荡; $TR=35.3\%$ 和 38.2% 时, 激波串在抽吸缝附近

小幅振荡, 但周期性不明显。当下游堵塞度增大到 41.2% 时, 进气道不起动, 并发生喘振。

本节首先简要介绍低堵塞度下的流动结构和高堵塞度下的不起动流场, 然后再介绍激波串的两种典型振荡模式, 并分析其振荡机制。

3.1 背景波系、低堵塞度和不起动流场结构

当下游不设置堵块, 即 $TR=0$ 时, 进气道处于起动状态, 图 3 和图 4(a) 分别给出了上下壁面沿程压力分布和流场纹影, 数值模拟与实验结果的变化趋势基本吻合。如图 4(a) 所示, 唇口激波 (CS) 与肩部附近的膨胀扇 (EF) 和边界层相互干扰, 在近壁面处唇口激波发生偏折, 入射在第一道抽吸缝的前缘附近, 形成反射激波 (RS1)。在抽吸作用下, 唇口激波入射点处的分离区较小, 但仍有明显的分离激波 (SS1) 产生。分离激波 (SS1)、反射激波 (RS1) 与每道抽吸缝后缘产生的障碍激波 (BSs) 在下游逐渐叠加汇聚, 最终入射到唇口一侧的壁面, 并在隔离段内再次反射, 形成反射激波 (RS2)。这些预先存在的波系结构, 构成了后续激波串振荡过程中遇到的背景波系。

由于背景波系中的膨胀波和激波在上下壁面之间交替反射, 上下壁面交错出现顺压梯度区 (FPG) 和逆压梯度区 (APG)。借助数值模拟结果 (见图 3), 将其对应至流场纹影中, 如图 4(a) 所示。上壁面受肩部膨胀的影响, 测点 $C4\sim C6$ 处于顺压梯度区; 紧接着, 因为分离激波和障碍激波的入射, 测点 $C7$ 附近壁面压力呈现逆压梯度; 最后, 由于反射膨胀波的影响, 壁面压力在测点 $C8$ 附近呈现顺压梯度。下壁面外压缩面上的压力较低, 经分离激波和唇口激波压缩后, 壁面压力升高; 紧接着, 由于气流在每道抽吸缝的前缘膨胀, 并在抽吸缝的后缘产生障碍激波, 使得抽吸缝区域的压力变化剧烈, 但从整体趋势而言, 壁面压力上升。数值结果表明, 抽吸缝下游的逆压梯度一直延续到测点 $K4$ 附近; 随后, 因为膨胀波的影响, 下壁面的压力又逐渐降低, 出现顺压梯度区。直至测点 $K8$ 下游, 激波 RS2 入射下壁面, 引起压力回升。

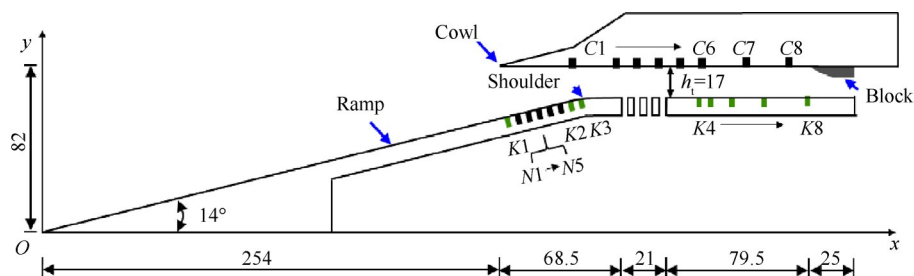


Fig. 1 Model of 2-D inlet with suction (mm)

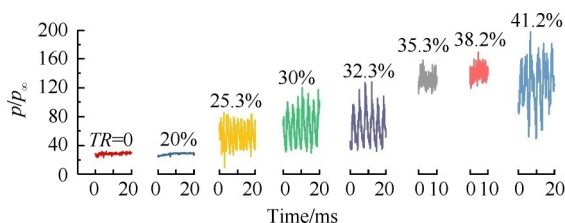


Fig. 2 Schematic of pressure signals for all cases at C8

$TR=20\%$ 时的流场纹影如图 4(b) 所示, 与无堵块 (见图 4(a)) 时相比, 仅堵块附近流场存在明显不同。堵块前缘产生的激波入射在下壁面, 与背景波系在下壁面的入射点相接近, 二者共同作用产生的强逆压梯度导致下壁面出现流动分离, 产生较强的分离激波, 如图 4(b) 中的 ①和②所示。然而, 该分离激波较为稳定, 在隔离段内并未形成激波串。

$TR=41.2\%$ 时, 典型时刻的流场如图 5 所示, 激波串下壁面分离激波被推出唇口, 始终在外压缩面上, 未进入观察范围。唇口处有溢流, 进气道不起动, 并发生喘振。壁面压力大幅度振荡, 如图 5(a) 中隔离段下游测点 C8 的压力信号所示。C8 处压力分别处于谷值和峰值的 t_1 和 t_2 时刻, 瞬时流场纹影如图 5(b), (c) 所示, 隔离段上游局部超声速区的激波结构呈现周期性变化。

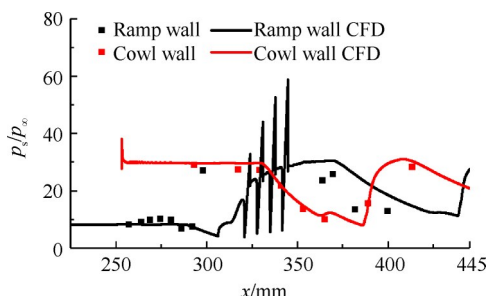


Fig. 3 Mean wall pressure distributions of experimental and numerical results at $TR=0$

3.2 激波串大幅振荡模式

$TR=25.3\%$, 30% 和 32.3% 时, 在隔离段内形成激波串, 并出现明显的周期性大幅度振荡。以 $TR=32.3\%$ 为例, 详细分析这种振荡过程。如图 6(a) 所示, 隔离段内沿程各测点的压力信号具有类似的振荡形式。取其中一个典型振荡周期 (见图 6(a) 中虚线方框), 结合图 7 所示典型时刻 $t_1 \sim t_6$ 的纹影和压力分布进行分析。其中图 7(b), (c) 所示各时刻上下壁面的沿程压力分布, 由相应时刻前后 0.1ms 内的压力信号进行平均得到。此外, 鉴于高速纹影具有较高的时空分辨率, 提取纹影图片中 y 方向特定位置处的沿程灰度值, 并将其沿时间轴展开, 获得上壁面近壁面处分离激波的振荡轨迹^[28], 如图 8 所示。参考压力变化和流场纹影, 可将振荡过程大致分为激波串前移 ($t_1 \sim t_4$) 和后撤 ($t_4 \sim t_6$) 两个阶段。

$t_1 \sim t_4$ 时刻的前移阶段, 各测点压力依次上升 (见图 6(b))。 $t_1=11.37\text{ms}$ 时刻, 如图 7(a) 纹影所示, 隔离段内的背景波系清晰, 将背景波系中的压力梯度分布 (APG 和 FPG) 叠加到流场纹影图片中帮助分析。隔离段出口附近, 堵块产生的斜激波入射到下壁面逆压梯度区域, 导致下壁面产生较大分离区 (见图 7(a) t_1 时刻纹影中虚线所示) 和分离激波 ②。并且, 分离激波 ②入射到堵块斜楔上, 产生高压回流区, 形成上壁面分离区和分离激波 ①。分离激波 ①和②为激波串的前沿分离激波, 图 8 表明此时上壁面分离激波 ①处于振荡过程中的最下游位置。上下壁面沿程压力分布处于较低水平, 与背景波系相比 (见图 3), 仅测点 K8 附近压力有所抬升。

$t_1 \sim t_2$ 时刻, 由于超声速气流撞击到堵块斜楔上, 上壁面分离区内逐渐积蓄气体, 分离区扩大, 上壁面分离激波 ①随之前移。当分离激波 ①进入由背景波

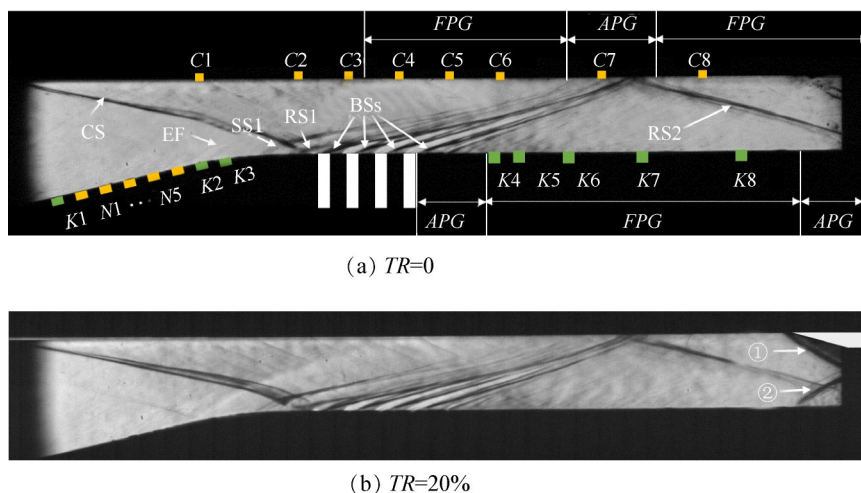


Fig. 4 Schlieren images of inlets with $TR=0$ and $TR=20\%$ (vertical knife edge)

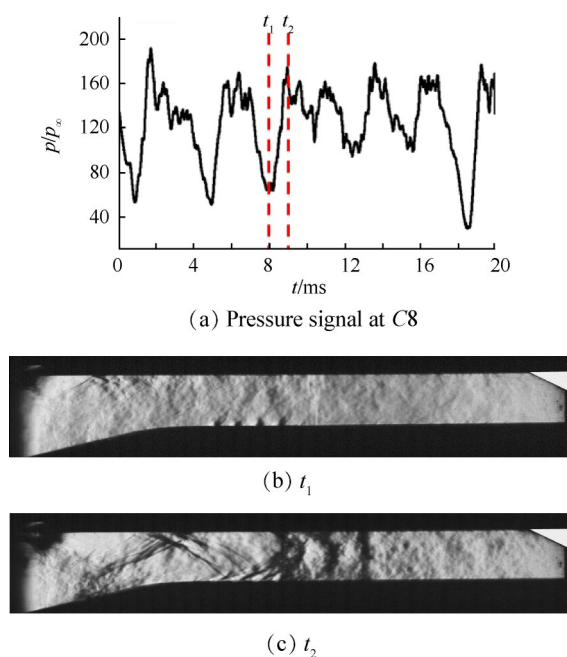


Fig. 5 Unstarted flow structure at $TR=41.2\%$ (vertical knife edge)

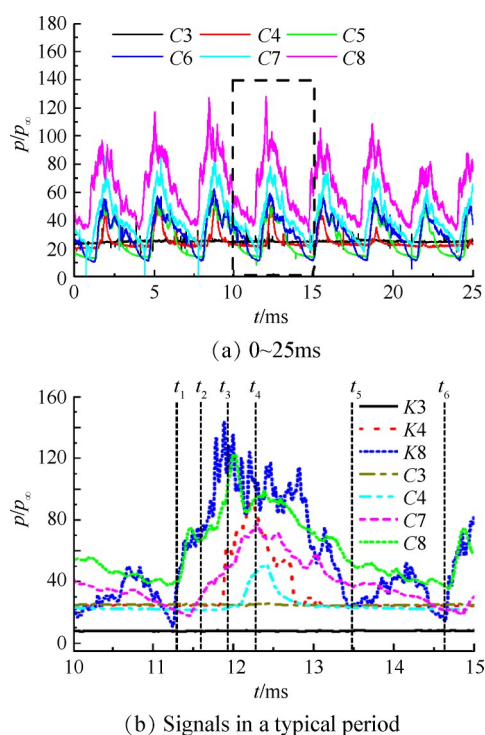


Fig. 6 Time-dependent pressure signals at $TR=32.3\%$

系预先形成的逆压梯度区时,快速前移,越过测点 $C7$ 附近预先存在的逆压梯度区 ($x=370\text{mm}\sim 410\text{mm}$)。上壁面分离激波①入射至下壁面,使得下壁面分离区增大,分离激波②也随之前移,形成图 7(a)中 $t_2=11.55\text{ms}$ 时刻的流场。隔离段内分离激波下游沿程压力也因此而抬升。

$t_2\sim t_3$ 时刻,隔离段出口附近下壁面边界层的局部

分离(见图 7(a) t_2 时刻纹影中虚线所示)使得激波串的超声速主流区仍然向上壁面偏折,上壁面分离区继续增大,分离激波①继续前移。而下壁面存在大范围顺压梯度区,并且在抽吸作用下,边界层内的低能流被排出,其抗分离能力增强,使得下壁面分离激波②根部分离较小。激波串超声速主流区紧贴下壁面,形成 $t_3=11.90\text{ms}$ 时刻流场。此时,下壁面的沿程压力分布呈现峰谷交替。

$t_3\sim t_4$ 时刻,上壁面分离区持续增大。但是,由于抽吸缝的泄流作用,上壁面分离激波①先出现短暂回撤,之后运动至最上游位置(见图 8)。图 7(a)中 $t_4=12.28\text{ms}$ 时刻纹影表明,下壁面分离激波②到达最后一道障碍激波,障碍激波明显抬升,激波强度增大。由于抽吸缝的抑制作用,下壁面分离激波②不再前移。而隔离段出口附近下壁面的局部分离消失,上壁面分离区跨过堵块。斜楔上无超声速气流撞击导致的高压区,因此上壁面分离区不再积蓄流体。此时隔离段下游上下壁面压力均达到最高。

$t_4\sim t_6$ 时刻的后撤阶段,各测点压力依次下降(见图 6(b))。 $t_4=12.28\text{ms}$ 时刻,如图 7(a)所示,堵块几何喉道处的亚声速区范围达到最大,流通能力也达到最强。接着,上壁面分离区内积蓄的高压气流逐渐减少,沿程压力降低,激波串开始后撤。与前移过程不同,后撤过程中激波串的超声速主流区始终紧贴下壁面。 $t_5=13.45\text{ms}$ 时刻,上壁面分离激波①根部位于背景波系顺压梯度内 ($x=350\text{mm}\sim 370\text{mm}$),后撤过程中出现了多次小幅度高频摆动,如图 8 中所示,激波轨迹呈现“Z”字形。随着上壁面分离区进一步减小,分离激波①迅速后移,背景波系中的逆压梯度区 ($x=370\text{mm}\sim 410\text{mm}$) 也得到恢复。最后, $t_6=14.65\text{ms}$ 时,上壁面分离激波①退至最下游,沿程压力分布也回到振荡周期开始时的状态。下壁面分离激波②再次入射到堵块上,造成上壁面边界层的分离,激波串进入下一个振荡周期。

在这种大幅度周期振荡模式中,下壁面分离激波的振荡范围从抽吸缝后缘延伸到隔离段出口节流堵块附近,几乎覆盖整个等直隔离段区域。上述振荡过程分析表明,其振荡机制主要由上壁面分离区的运动引起,在背景波系和抽吸缝的影响下,上壁面大分离区周期性地形成和消失。其中,抽吸缝不仅通过对分离区的泄流作用阻断了分离激波的前移,并且提高了下壁面边界层的抗反压能力,对分离区的形态产生了显著影响。

作为对比,图 9(a), (b) 给出了 $TR=25.3\%$ 和 30%

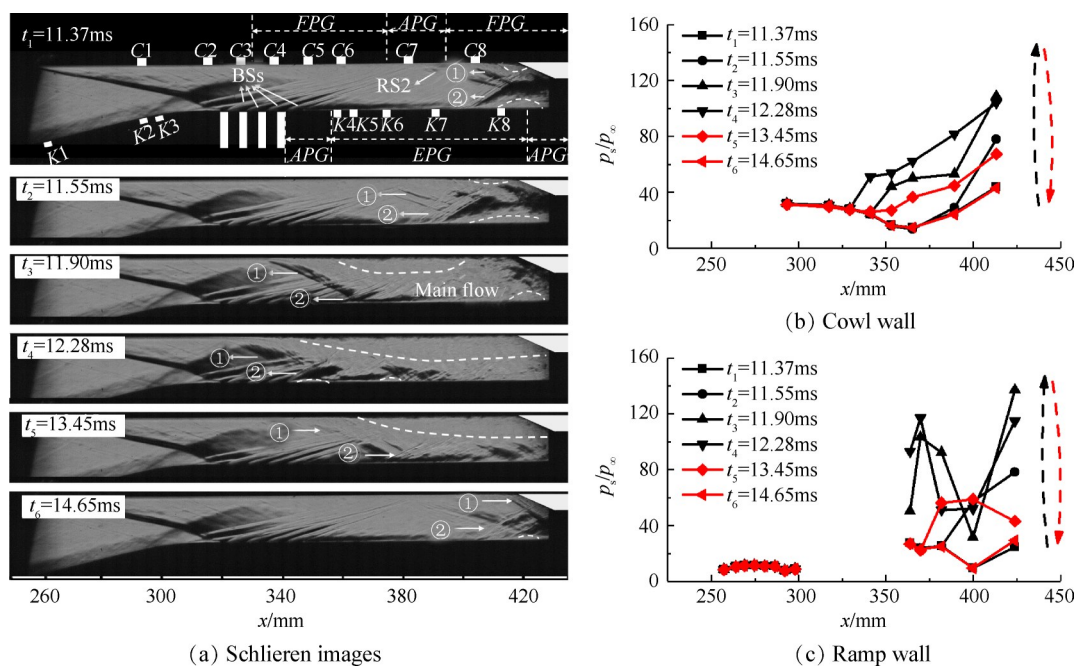


Fig. 7 Instantaneous schlieren images (horizontal knife edge) and pressure distributions at typical moments $t_1 \sim t_6$ for $TR=32.3\%$

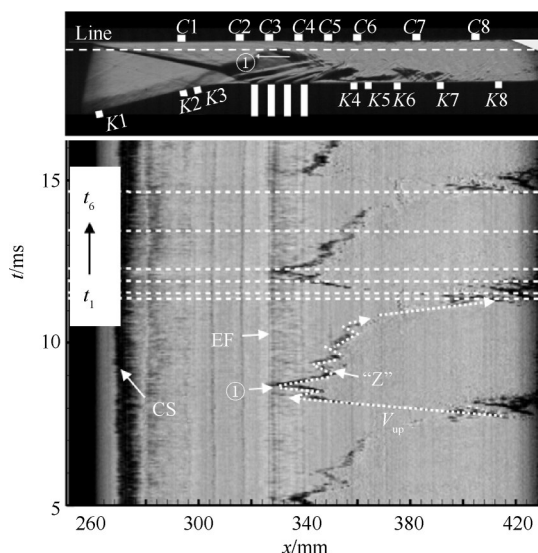


Fig. 8 Oscillation trajectory of separation shock

时隔离段内的压力信号,图9(c),(d)给出了各工况上下壁面时均压力和脉动压力分布。从压力信号上可以看出, $TR=25.3\%$ 时,测点C4尚未受到激波串振荡的影响,而 $TR=30\%$ 和 32.3% 时,激波串分离激波①能够到达C3,C4之间(见图6(a)),振荡范围明显增大,振荡周期也明显变长。图9(c),(d)表明,激波串振荡范围内,上下壁面时均压力较无反压时(见图3)明显升高,脉动压力载荷也十分严酷。

图10给出了 $TR=25.3\% \sim 32.3\%$ 各工况下,测点K8压力信号的快速傅里叶分析。可以看出,随着堵塞度增大,振荡主频逐渐降低,依次约为480Hz,

360Hz和280Hz。图11给出了 $TR=25.3\%$ 工况下上壁面分离激波①的振荡轨迹。小堵塞度下, $TR=25.3\%$ 时,上壁面分离激波①的振荡轨迹与大堵塞度 $TR=32.3\%$ 时存在较大差异。 $TR=25.3\%$ 时,分离激波到达最上游位置后迅速后移,并未出现“Z”字形小幅高频的振荡回撤阶段。另外,从上壁面分离激波①的振荡轨迹中提取各工况的激波前传速度 V_{up} 可知, $TR=25.3\%$ 时约为90m/s, $TR=30\%$ 时约为140m/s, $TR=32.3\%$ 时约为150m/s。这表明高堵塞度下,虽然激波前传速度更快,但振荡范围的增大和“Z”字形回撤阶段的出现使得振荡周期变长,频率降低。

3.3 激波串小幅振荡模式

堵塞度进一步升高至 $TR=35.3\%$ 和 $TR=38.2\%$ 时,激波串前沿激波被推至抽吸缝上方,并在局部范围内小幅振荡。图12给出了两个工况的压力信号,可以看出隔离段内存在明显压力脉动,但周期性不明显,且不同位置处的振荡形式存在差异。

以 $TR=35.3\%$ 工况为例,分析这种振荡模式的非定常特性。图13(a),(b)分别给出了振荡过程中激波串前沿分离激波运动至最上游和最下游位置时的瞬时纹影。并从时序纹影图片中提取特定位置处(见图13(b))的激波振荡轨迹,如图13(c)所示。

当激波串位于上游时,图13(a)显示上下壁面均存在两道分离激波。对比压力信号,测点C1处压力信号未受扰动(见图12(a)),因此可判断其上游的为三维效应导致的靠近侧壁处的分离激波(见图13(a))

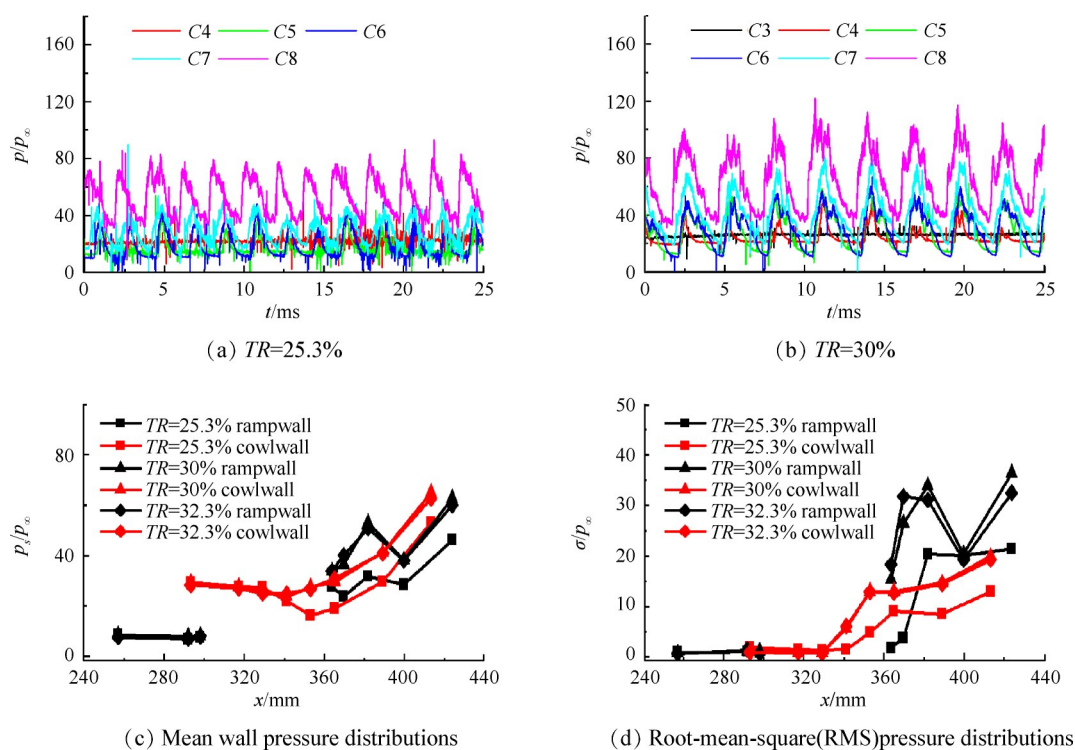


Fig. 9 Time-dependent pressure signals and wall pressure distributions

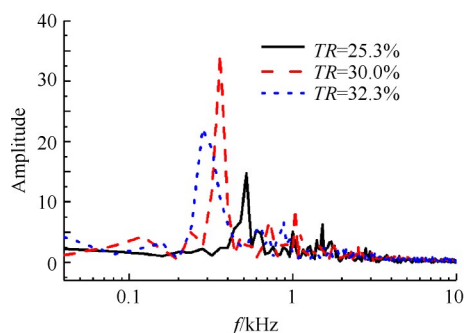


Fig. 10 FFT analysis pressure signals of K8

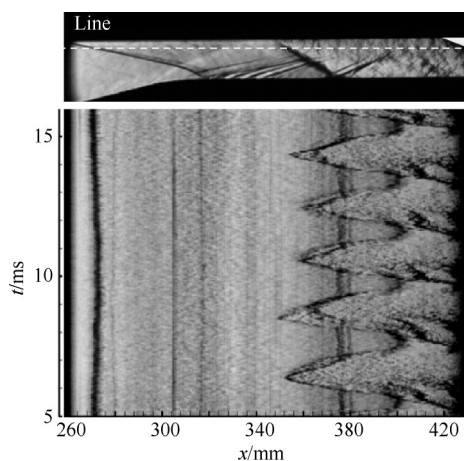


Fig. 11 Oscillation trajectory of separation shock at $TR=25.3\%$

中“SS”), 激波①和②为中心线附近的激波串前沿激波。进气道肩部因为受到唇口激波和上壁面分离激

波①的共同影响, 产生了明显的分离区(见图 13(a) “Separation”)和分离激波②。在抽吸缝上方的超声速主流区内, 分离激波、障碍激波和肩部膨胀扇相互干扰。当激波串位于下游时, 上壁面分离激波①后退至测点 C2 下游, 图 13(c) 中激波振荡轨迹表明上壁面分离激波①的振荡范围约为 30mm。随着肩部分离区消失, 下壁面分离激波②退回至最后一道障碍激波处。上游波系位置的变化使得超声速主流区发生局部振荡。

在这种振荡模式中, 由于抽吸缝的泄流作用, 下壁面总是存在超声速主流区。而上壁面分离区范围始终较大, 隔离段出口附近无明显的超声速流动结构。这表明, 在高堵塞度下, 堵块处几何喉道的流通能力已经达到临界状态, 上壁面的大分离不会再完全消失。隔离段内积蓄的高压气体主要通过抽吸缝泄流来达到“平衡”。因此, 激波串始终在抽吸缝附近小幅振荡, 而难以撤回至堵块附近。

图 14 给出了时均压力分布和脉动压均方根 σ 分布。如图 14(a) 所示, 下壁面时均压力分布在超声速主流区内测点 K5 处有局部谷值。由于测点 K5 前后压力梯度较大, 主流区结构的振荡给其附近的测点带来强烈的脉动压力, 因此下壁面的沿程脉动压力均方根分布(见图 14(b)) 在 K4 和 K6 处出现局部峰值。上壁面由于在分离区内, 压力变化(见图 14(a))

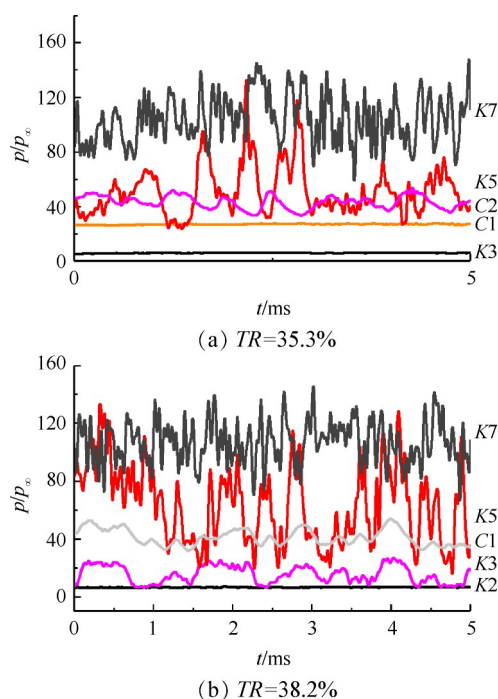


Fig. 12 Time-dependent pressure signals at $TR=35.3\%$ and $TR=38.2\%$

较为平缓,脉动压力均方根(见图 14(b))整体上较下壁面低,仅在分离激波振荡范围内的测点 C2 处有局部峰值。与大幅振荡模式中较高堵塞度工况(见图 9(d)中 $TR=30\%$ 和 $TR=32.3\%$)相比,小幅振荡模式下的上下壁面脉动压力载荷均较低。

对比 $TR=35.3\%$ 和 $TR=38.2\%$ 工况。图 12(b)所示的压力信号表明 $TR=38.2\%$ 工况的波系位置更靠前。测点 C1 的振荡信号表明上壁面激波串分离激波①的最上游位置已经越过了该处。而下壁面激波串分离激波②也越过抽吸缝到达肩部,干扰到测点 K3。图 14(a), (b)表明, $TR=38.2\%$ 时隔离段内时均压力更高,上、下壁面脉动压力峰值位置更靠前。上壁面大分离区内,两个工况脉动水平接近,下壁面 $TR=38.2\%$ 工况的脉动压力更高。

以 $TR=35.3\%$ 为例,对脉动压力信号进行功率谱和相关性分析^[29]。图 15 给出了来流和上下壁面脉动压力峰值等特征位置处压力信号的无量纲功率谱,无量纲方式为

$$G(f) = \frac{f \cdot g(f)}{\sigma^2} \quad (2)$$

式中 $g(f)$ 为当地脉动压力信号的功率谱密度。测点 K1(见图 15(a))为压缩面最上游的压力测点,表征来流边界层的特性。以 K1 为参考,对比分析各测点频谱的变化。下壁面,抽吸缝下游受超声速主流冲击的测点 K4(见图 15(b))处,功率谱密度中 5kHz

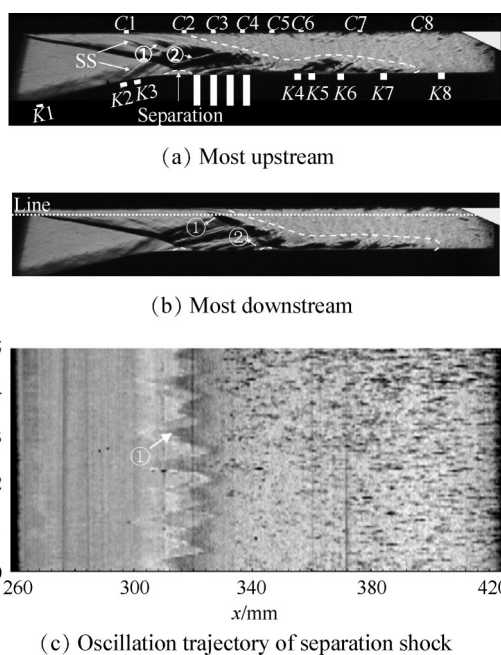


Fig. 13 Schlieren images and oscillation trajectory of separation shock at $TR=35.3\%$ (Horizontal knife edge)

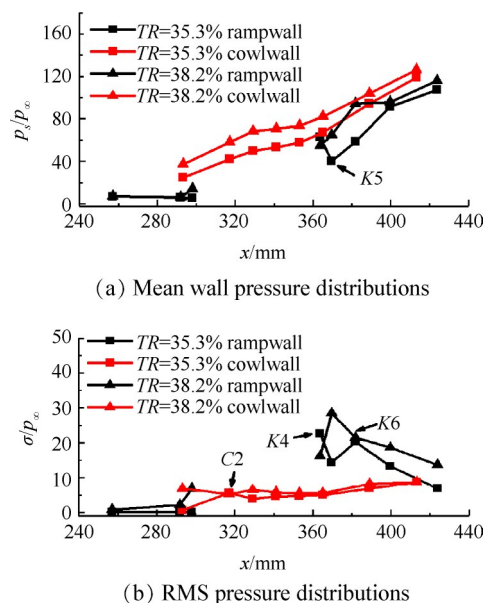


Fig. 14 Mean wall pressure and RMS wall pressure distributions at $TR=35.3\%$ and $TR=38.2\%$

以下的能量变高,在 $f_1 \approx 1800\text{Hz}$ 附近有峰值,且具有宽频特征。此主频沿程均存在,幅值逐渐减小。直到下游无明显超声速流动结构的测点 K8 处,该峰值基本消失(见图 15(c))。上壁面分离激波①振荡范围内的测点 C2 处的主频同样为 $f_1 \approx 1800\text{Hz}$ (见图 15(d)),并且这一主频在分离区内一直存在,如图 15(e)所示的测点 C8 处的功率谱。流场中不同位置处压力信号的功率谱表明激波串的小幅振荡特征结构主要包括上壁面分离区、上壁面分离激波①和下壁

面超声速主流区。

图16给出了这三个区域内压力信号之间的相关性函数。可以看出,上壁面分离激波①扫过的测点C2和上游边界层内测点K1之间的相关性很弱,而与上壁面分离区的测点C8存在明显相关性,并且C2滞后于C8。这表明C2和C8之间存在向上游传播的压力波动,因此,上壁面分离激波①的振荡可能由上壁面分离区内的压力扰动传播引起。而测点C2与K4呈负相关,与K6呈正相关,相关性系数均高,并且无明显相位差。结合图13(a),(b)的纹影可知,当测点C2压力上升时,上壁面分离激波①前移,下壁面测点

K5附近主流区结构有所抬升,局部低压区前移,测点K4压力降低,与C2压力信号呈负相关。下壁面波系的前移使得测点K6压力升高,与测点C2压力信号呈正相关。这表明上壁面分离激波①与下壁面超声速主流区流动结构整体振荡。

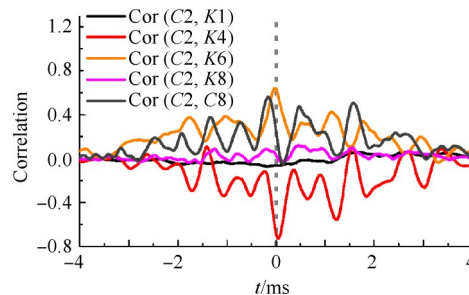


Fig. 16 Correlations between separation shock and other positions at $TR=35.3\%$

上述分析表明,在激波串小幅振荡过程中,上壁面大范围分离区内的压力传播发挥着重要作用,而声学共振机制是分析管道流动振荡的重要理论^[12]。根据 Hankey 等^[30]的管道共振频率公式,可以估算本文实验工况下的声学共振频率。

$$f = \frac{a(1 - \overline{Ma}^2)}{4L} \quad (3)$$

式中 a 为激波后声速, $\overline{Ma}$ 为激波后流动平均马赫数, L 为第一道斜激波与管道出口之间的距离。 $TR=38.2\%$ 工况实验中,上下壁面的测点都存在 $f_2 \approx 900\text{Hz}$ 的主频,如图17所示。参考数值模拟结果可知,上壁面分离激波波后平均马赫数 $\overline{Ma} \approx 0.33$, 声速 $a \approx 523\text{m/s}$, $L \approx 0.13\text{m}$, 由公式(3)估算得到 $f \approx 896\text{Hz}$, 与实验值接近。而 $TR=35.3\%$ 工况中,上壁面分离激波波后平均

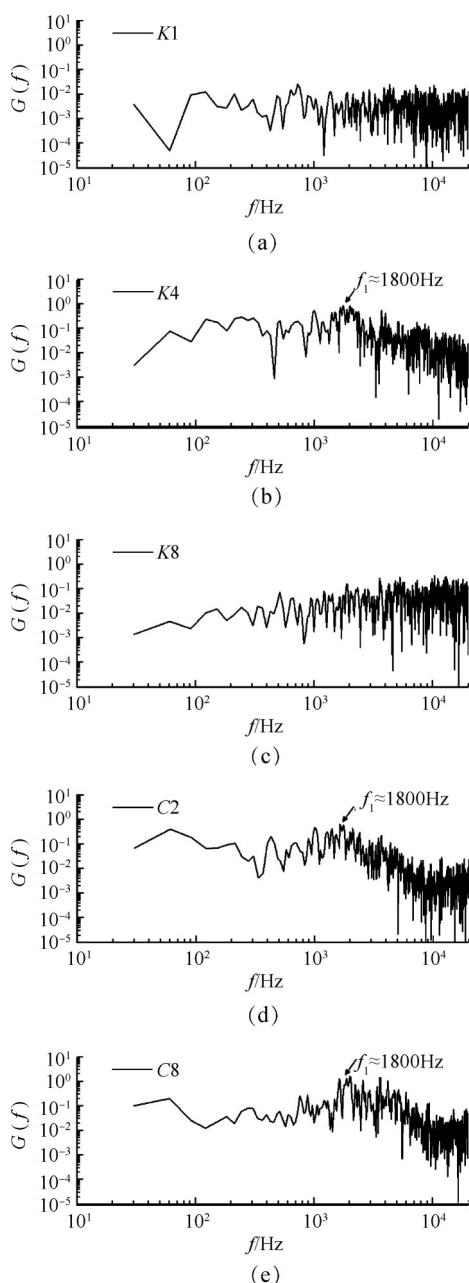


Fig. 15 Pre-multiplied PSD of fluctuating pressure at $TR=35.3\%$

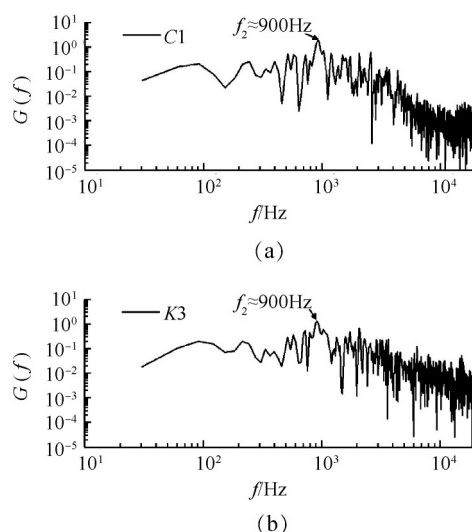


Fig. 17 Pre-multiplied PSD of fluctuating pressure at $TR=38.2\%$

马赫数 $\overline{Ma} \approx 0.37$, 声速 $a \approx 513 \text{ m/s}$, $L \approx 0.1 \text{ m}$, 由公式(3)估算得到 $f \approx 1100 \text{ Hz}$, 较实验主频 $f_1 \approx 1800 \text{ Hz}$ 偏低。这表明, 声学共振机制在小幅振荡模式的普适性尚存在疑问, 小幅振荡模式的振荡机制有待进一步研究。

4 结 论

本文通过在隔离段出口附近的唇口板壁面上设置楔形节流堵块, 在激波风洞中研究了不同节流堵塞度下带抽吸高马赫数二元进气道/隔离段内激波串振荡特性, 主要得到了以下结论:

(1) 随着堵塞度的增大, 隔离段内先出现无明显振荡的分离激波; 接着, 形成激波串, 并在抽吸缝的作用下依次出现大幅度振荡和小幅度振荡两种振荡模式; 最后, 激波串被推出进气道, 进气道不起动。

(2) 大幅度振荡模式中, 在背景波系和抽吸缝的影响下, 上壁面大分离区周期性地形成和消失, 而下壁面的分离区始终没有越过抽吸缝, 下壁面的激波串前沿分离激波振荡范围从抽吸缝后缘延伸到隔离段出口节流堵块附近。不同堵塞度下的振荡主频较低, 约为 $280 \text{ Hz} \sim 480 \text{ Hz}$ 。随着堵塞度增大, 激波串前沿分离激波的前传速度加快, 但振荡范围以及激波串回撤阶段耗时的增大, 使得振荡主频反而有所降低。隔离段上下壁面的脉动压力均较高。

(3) 在高堵塞度下的小幅度振荡模式中, 上壁面始终存在大分离区, 分离区内的压力传播对激波串前沿分离激波的振荡发挥重要作用; 下壁面的分离区能够越过抽吸缝, 在抽吸缝的泄流作用下, 下壁面的激波串前沿分离激波仅在抽吸缝附近振荡。压力信号功率谱的主频较高, 约为 $900 \text{ Hz} \sim 1800 \text{ Hz}$, 并具有宽频特征。隔离段下壁面的脉动压力明显高于上壁面。

致 谢: 感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Orton G F, Scuderi L F, Sanger P W, et al. Airbreathing Hypersonic Aircraft and Transatmospheric Vehicles[J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1997, 172: 297-372.
- [2] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsion[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [3] Gnani F, Zare-Behtash H, Kontis K. Pseudo-Shock Waves and Their Interactions in High-Speed Intakes[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 82: 36-56.
- [4] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D. Shock Train and Pseudo-Shock Phenomena in Internal Gas Flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(1): 33-100.
- [5] 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 He-xia, TAN Hui-jun, ZHUANG Yi, et al. Progress in Internal Flow Characteristics of Hypersonic Inlet/Isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2252-2273.)
- [6] Ikui T, Matsuo K, Nagai M, et al. Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Waves[J]. *Bulletin of the JSME*, 1974, 17(112): 1278-1285.
- [7] Yamane R, Kondo E, Tomita Y, et al. Vibration of Pseudo-Shock in Straight Duct: 1st Report, Fluctuation of Static Pressure[J]. *Bulletin of the JSME*, 1984, 27(229): 1385-1392.
- [8] Yamane R, Takahashi M, Saito H. Vibration of Pseudo-Shock in Straight Duct: 2nd Report, Calculation of Static Pressure Fluctuation[J]. *Bulletin of the JSME*, 1984, 27(229): 1393-1398.
- [9] Sugiyama H, Tsujiguchi Y, Honma T. Structure and Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Waves in a Straight Square Duct at Mach 2 and 4[R]. AIAA 2008-2646.
- [10] Klomprens R L, Driscoll J F, Gamba M. Unsteadiness Characteristics and Pressure Distribution of an Oblique Shock Train[R]. AIAA 2015-1519.
- [11] Xiong B, Wang Z G, Fan X Q, et al. Experimental Study on the Flow Separation and Self-Excited Oscillation Phenomenon in a Rectangular Duct[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 158-165.
- [12] 王成鹏, 张堃元, 金志光, 等. 非均匀超声来流矩形隔离段内流场实验[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 349-353. (WANG Cheng-peng, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhi-guang, et al. Experimental Investigation on Internal Flow in Rectangular Isolator under Non-Uniform Supersonic Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(4): 349-353.)
- [13] 曹学斌, 张堃元, 王成鹏. 非对称来流下隔离段动态压力特性[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 57-62. (CAO Xue-bin, ZHANG Kun-yuan, WANG Cheng-peng. Characteristics of Wall Pressure Fluctuations in a Straight Isolator with Asymmetric Incoming Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(1): 57-62.)
- [14] 田旭昂, 王成鹏, 程克明. $Ma5$ 斜激波串动态特性实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(8): 1030-1039. (TIAN Xu-ang, WANG Cheng-peng, CHENG Ke-ming. Experimental Investigation of Dynamic Characteristics of Oblique Shock Train in Mach 5 Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(8): 1030-1039.)

- [15] Su W Y, Zhang K Y. Back-Pressure Effects on the Hypersonic Inlet-Isolator Pseudoshock Motions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(6): 1391-1399.
- [16] Li Z F, Gao W Z, Jiang H L, et al. Unsteady Behaviors of a Hypersonic Inlet Caused by Throttling in Shock Tunnel [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(10): 2458-2492.
- [17] Sajben M, Bogar T J, Kroutil J C. Experimental Study of Flows in a Two-Dimensional Inlet Model[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1985, 1(2): 109-117.
- [18] Wagner J L, Yuceil K B, Valdivia A, et al. Experimental Investigation of Unstart in an Inlet/Isolator Model in Mach 5 Flow[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(6): 1528-1542.
- [19] Wagner J L, Yuceil K B, Clemens N T. Velocimetry Measurements of Unstart of an Inlet-Isolator Model in Mach 5 Flow[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(9): 1875-1888.
- [20] 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.
- [21] 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 Lü-rong, LIU Yu. Characteristics of Self-Excited Oscillation in a Curved Diffuser[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 1955-1964.)
- [22] Sanders B W, Mitchell G A. Throat-Bypass Bleed Systems for Increasing the Stable Airflow Range of a Mach 2.50 Axisymmetric Inlet with 40-Percent Internal Contraction[R]. *NASA TM X 73-2779*.
- [23] Weiss A, Olivier H. Shock Boundary Layer Interaction under the Influence of a Normal Suction Slot[J]. *Shock Waves*, 2014, 24(1): 11-19.
- [24] Herrmann D, Siebe F, Gülhan A. Pressure Fluctuations (Buzzing) and Inlet Performance of an Airbreathing Missile[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(4): 839-848.
- [25] 李祝飞, 高文智, 李 鹏, 等. 二元高超声速进气道激波振荡特性实验[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 676-682. (LI Zhu-fei, GAO Wen-zhi, LI Peng, et al. Experimental Investigation on the Shock Wave Oscillation Behaviors in a Two-Dimensional Hypersonic Inlet Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 33(5): 676-682.)
- [26] 陈 植, 易仕和, 武 宇, 等. 节流方式对隔离段流场结构影响的数值仿真[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(2): 30-33.
- [27] 李祝飞, 高文智, 杨基明. 一种二元进气道起动特性的数值与实验考察[J]. 推进技术, 2016, 37(7): 1224-1232. (LI Zhu-fei, GAO Wen-zhi, YANG Ji-ming. Numerical and Experimental Investigation for Starting Characteristics of a Two-Dimensional Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(7): 1224-1232.)
- [28] 李祝飞, 杨基明. 预设堵块法检测进气道自启动能力的数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1810-1818. (LI Zhu-fei, YANG Ji-ming. A Numerical Investigation of Pre-Setting-Blockage Method to Detect Self-Starting Ability of an Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1810-1818.)
- [29] Bendat J S, Piersol A G. Random Data: Analysis and Measurement Procedures [M]. *New York: John Wiley & Sons*, 1986.
- [30] Hankey W L, Shang J S. Analysis of Self-Excited Oscillations in Fluid Flow[R]. *AIAA 80-1346*.

(编辑:朱立影)