

Ma5斜激波串动态特性实验研究*

田旭昂, 王成鹏, 程克明

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为加深对激波串动态特性的认识, 进行了简单管道模型在Ma5风洞中的实验研究, 探讨了两种不同背压变化条件下斜激波串流动结构和动态特性。背压的生成和控制通过模型尾部两块斜板的闭合运动实现。为了更好地观察实验现象, 实验过程中动态压力传感器和高速纹影实行同步采集。研究发现: 随着背压升高, 激波串逐渐前移, 由对称形态发展为非对称形态, 并持续整个移动过程。背压增加的速度对激波串前缘的前移速度没有影响。激波串在管道内的前移过程并不是一个恒定运动过程, 而是存在有稳定前移和急剧前移两种状态, 其特性与管道内流场结构、壁面压强分布、背压大小以及距离管道出口的距离等因素相关。在不同的背压条件下, 管道内的斜激波串表现出不同的频谱特征, 但在同一工况中, 激波串区域内不同位置处壁面压强的频谱特性相似。在Case 1状态中, 压强振荡主频为 $f_1=512\text{Hz}$; 在Case 2状态中, 振荡主频为 $f_1=578\text{Hz}$, 次级频率约为 $f_2=260\text{Hz}$ 。两次实验的主频均大于Piponniau模型理论计算值, 而Case 2中频率 f_2 和声学振荡频率相近。

关键词: 激波串; 激波振荡; 风洞实验; 动态特性

中图分类号: V211.7 文献标志码: A 文章编号: 1001-4055 (2014) 08-1030-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2014.08.004

Experimental Investigation of Dynamic Characteristics of Oblique Shock Train in Mach 5 Flow

TIAN Xu-ang, WANG Cheng-peng, CHENG Ke-ming

(College of Aircraft Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The structure and dynamics characteristics of oblique shock train in a simple duct model are investigated experimentally in a Mach 5 hypersonic wind tunnel. Back pressure of model is produced and varied by the close of two ramps at the end of model. Measurements made include high-speed schlieren imaging and simultaneous fast-response wall pressure along the length of model. Results show that the leading edge of shock train propagates upstream, and translates to be asymmetry with the increase of back pressure. The asymmetry state maintained throughout the last whole propagation process. Varying the rise speed of back pressure did not show any discernible effects with regard to propagated speed of the leading edge of oblique shock train. There are two kinds of motion in the shock train propagation process: steadily forward and rapidly forward. The characters of shock train propagation are decided by the fluid structure, the pressure distribution of wall, the magnitude of back pressure, and the distance to the isolator exit, etc. Different wall pressure spectral characteristics of oblique shock train in duct are explored with different back pressure. But in the same case, all the pressure spectral characteristics of transducers in the shock train region are similar. In Case 1, the dominant frequency is $f_1=$

* 收稿日期: 2013-08-22; 修订日期: 2013-10-08。

基金项目: 国家自然科学基金 (10702029)。

作者简介: 田旭昂 (1984—), 男, 博士生, 研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: xuang_tian@nuaa.edu.cn

512Hz; in Case 2, the dominant frequency is $f_1=578\text{Hz}$, the secondary frequency is $f_2=260\text{Hz}$ that is close to the acoustic resonance frequency. Both the dominant frequencies obtained in the experiments are higher than those of the theoretical prediction of Piponnaieu model.

Key words: Shock Train; Shock oscillation; Wind tunnel experiment; Dynamic Characteristics

1 引言

超/高超声速气流在管道内流动时,为了减速增压,流场中会产生激波现象。而激波和附面层相互干扰使得附面层形态发生变化,产生分离和再附,在管道内形成异常复杂的激波串或伪激波结构。根据来流条件的不同,激波串现象具有“ λ ”正激波串和“X”斜激波串两种结构形式。这种激波串现象广泛存在于吸气式高超声速飞行器进气道/隔离段^[1-3]、超声速风洞扩压段^[4]和超声速射流装置等部件中,其流动特性与部件的气动设计及性能密切相关。除了流动结构复杂外,管道内的激波串还有一个重要的特点就是非稳态特性,即使来流条件和管道背压都保持恒定的情况下,激波串的位置和形态仍然不稳定,而呈现“自激振荡”状态^[5]。这种自激振荡可能引起结构颤振,产生疲劳和损坏;同时还会造成进气道/隔离段不起动状态,引起燃烧不稳定甚至熄火。因此激波串动态特性研究对于飞行器结构设计和气动性能具有重要意义。

Ikui^[6]等研究认为激波振荡是因为激波上游的湍流脉动向下游传播造成的,振荡频率与实验状态的Helmholt共振频率和管道共振频率相关;Rodi, Emanu^[7]等发现不同的进气道收缩比可能产生不同的不起动模式和壁面压强分布动态特性,而这些都对激波动态特性产生影响。Wagner, Yuceil^[8,9]通过研究发现背压上升速度对不起动所消耗的时间和流场结构没有影响,而激波前移特性与其所处模型部位相关,实验中观察到的三种不起动状态具有各自不同的动态特性。Grzona A, Olivier H^[10]对矩形管道内激

波串进行实验研究,总结发现不同激波串形态具有两种不同的湍流生成和分布模式。Wang, Zhang^[11]通过实验发现初始激波处压力脉动最为剧烈,呈现低频宽带特征;激波串区域内激波附近压力表现出低频区功率能量大,高频区能量小的特点。

虽然前人对管道内激波串动态特性进行了大量研究,但主要集中在低马赫数“ λ ”正激波串现象的研究,对在很多流动机械中常见的“X”斜激波串的非稳态流动特征研究较少。本文对放置在Ma5高超声速来流中的简单管道模型施加背压,在管道中形成斜激波串结构,通过壁面压强动态测量和高速纹影技术,观察分析模型内部流动特征,主要研究了不同背压条件下斜激波串在管道内的结构特性和传播过程,以期加深对高马赫数条件下管道内斜激波串动态特性的认识。

2 实验设备及模型

实验在南京航空航天大学高超声速风洞(NHW)进行,整个实验气流稳定过程大约7s。实验模型主要由前部压缩段、中部管道段和尾部活动斜板三部分组成。其中前部压缩段长110.0mm,进口处高54.6mm,压缩角 7.0° ;中部管道段长295.1mm,进口处高27.5mm,出口处高35.3mm,中部管道段沿流向成微扩张状态,扩张角 1.5° ;整个模型内流通道宽度恒定为60.0mm;模型左右支板上布置了 $300\times 35.4\text{mm}$ 的光学玻璃观察窗。图1为模型结构示意图,虚线所示为观察窗范围。实验通过调节尾部斜板来模拟背压变化过程,起始状态两斜板各自预先闭合 9.7° ,其中斜板闭合角度为其内表面与水平面之间的夹角。为

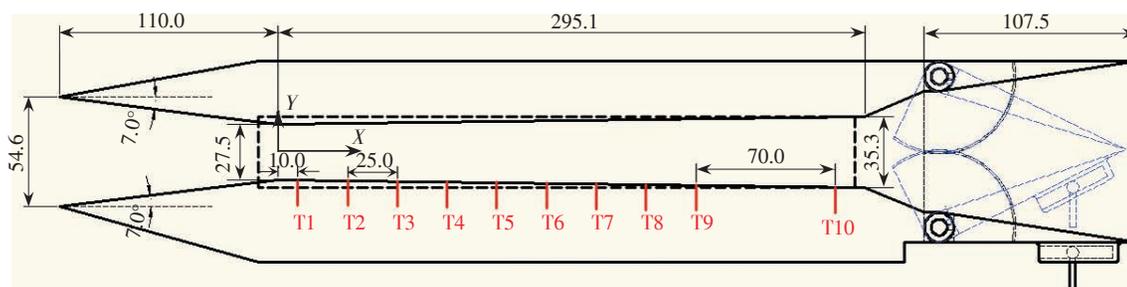


Fig. 1 Schematic of model configuration and pressure measurements (mm)

了研究不同背压大小及上升快慢的影响,实验设计具有不同斜板终止闭合角度及闭合速度的两种工况,具体参数见表1。

Table 1 Parameters for the experimental conditions

Parameters	Case 1	Case 2
p_0/kPa	657	637
T_0/K	513	505
Ma	4.93	4.93
Closed angle of ramp/(°)	15.5	17.6
Driven speed of servo motor/Hz	4000	3000
Rising speed of rod/(mm/s)	2.7	2.0

模型下底板沿流向中心线共布置10个动态压力传感器,其坐标如图1中T1~T10标注所示。压力采集共10s,采集频率10kHz。实验采用高速纹影采集系统,采集频率250Hz,图片像素896×896 dpi。实验中选用步进电机控制器作为总控制枢纽。 $t=0\text{s}$ 时,控制器首先给出5V脉冲信号以驱动压强采集和高速纹影采集系统开始工作;经过1.5s之后,再驱动步进电机按照设定好的运行程序匀速运动。

3 结果分析

3.1 Case 1 状态中 T10 压强信号历程

图2显示了Case 1状态T10传感器所测量得到的压强信号历程,可以看出整个工况持续7.5s左右。从 $t=0\sim 1.5\text{s}$,尾部斜板始终处于起始状态,整个内流通道处于无激波串超声速流动状态。从 $t=1\text{s}$ 开始,伺服电机开始驱动尾部斜板匀速闭合,模型背压不断上升。在 $t=3.14\text{s}$ 时,T10压强信号有一个大的跃升。分析原因为模型尾部在背压增大的影响下形成激波串现象并不断前移,而此时激波串前缘急速扫过T10处。从 $t=3.14\sim 3.62\text{s}$,T10处的压强信号呈现低幅振荡的特性,此阶段激波串平稳的向上游移动。当 $t=3.62\text{s}$,压强信号有一个大幅度的强烈振荡,结合同步纹影发现此时模型内激波串有一个急剧前移的过程。同样的过程在Case 2工况中也有出现。从 $t=3.69\text{s}$ 至4.2s斜板停止运动,模型背压不断上升,

T10压强信号持续增高。从 $t=4.2\sim 7.5\text{s}$,模型背压保持恒定,T10压强信号始终处于大振幅振荡状态。 $t=7.5\text{s}$ 风洞关车,T10处压强开始下降。

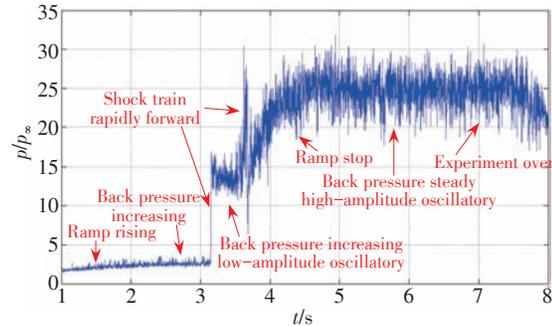


Fig. 2 Pressure time history corresponding to the whole processes obtained at T10 in Case 1

3.2 无激波串状态超声速流场概貌

当无背压或背压较小时,内流通道中为无激波串现象的超声速流场。图3显示Case 1状态 $t=0.7\text{s}$ 时无激波串超声速流场纹影图,图4为波系结构示意图。可以看出,模型前缘两道压缩激波相交之后与壁面附面层相干扰所产生的附面层分离被清楚的观察到(箭头1),由分离包所产生的分离激波(箭头A,B)也可见。壁面分离区域后因为流动再附而形成的再附激波(箭头C,D)又与模型上下壁面附面层相互干扰形成范围较小的分离(箭头2,3)。气流在经过该分离包顶部产生弱膨胀波,而激波在壁面反射之后再形成反射激波(箭头E,F)。为了更好的理解流场特性,本文对此时刻流场进行数值模拟分析,图5为无激波串状态超声速流场数值模拟马赫数云图。除了可以清楚显示出压缩激波系和分离区,图中还显示出了压缩段尾部拐角处所产生的膨胀波系(箭头a,b)和壁面分离包再附所形成的膨胀波系(箭头c,d;箭头e,f)。通过对比可以看出,数值模拟与实验纹影结果和理论分析波系结构吻合,数值模拟能够反映出超声速流场中的流动细节特性。

图6给出了Case 1状态实验时无激波串状态下通过实验和数值模拟所得到的模型壁面压强分布,

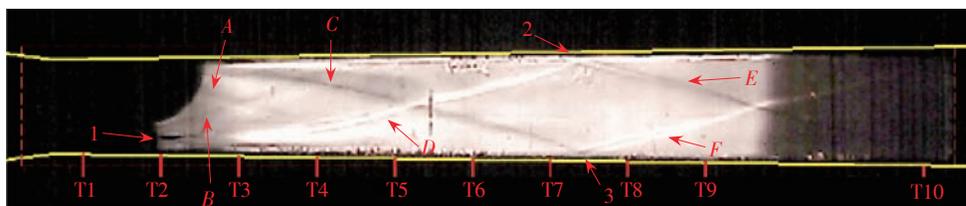


Fig. 3 Schlieren images of started supersonic flow at $t=0.7\text{s}$

其数值为与来流静压 p_∞ 相除的无量纲量。可以看出,实验数据在整体发展趋势上与计算结果吻合。T1和T2因为处于附面层分离区内,其压强值相近。因为压缩激波在壁面的反射,使得位于反射斜激波(箭头D)后的T3处压强有明显增高。因为处于反射斜激波后流动处于膨胀区,T4~T7处的压强值逐渐降低,直到反射激波(箭头C)在下壁面再次反射,使得位于反射激波(箭头F)后的T8处压强值再次升高。而T9和T10因为处于激波后膨胀区域,其压强值相对T8而言呈下降趋势。由于传感器分布的缘故,尾部反射斜激波(箭头E)在下壁面再次反射所引起的压强升高在实验中并没有测得,但数值模拟结果很好的反映出了这一特性。图7显示了无激波串状态下壁面压强标准偏差 σ 分布。可以看出此时壁面压强振荡幅度较小,压强标准偏差整体数值较低。但因为处于激波反射点下游,反射激波和附面层之间的相互干扰使得T3,T8和T10处的压强标准

偏差数值较大,振荡较剧烈。

3.3 激波串前移传播过程分析

随着尾部斜板不断闭合,背压升高,超声速流场中出现斜激波串现象,其形成和传播的动态过程是本文研究的重点。图8为Case 1工况内流场斜激波串形成和传播过程典型时刻的流场纹影图及壁面压强分布图。在Case 1状态中 $t=3.14s$ 时,T10压强信号因为背压增大所形成激波串前缘急速扫过传感器而产生急速跃升,此时刻以后模型内流通道中开始存在激波串现象。在图8(a)中观察窗的尾部出现了两道斜激波(箭头a,b)即为激波串的第一道斜激波。可以看出,两道斜激波的形态和起始位置相近,激波串基本处于对称状态。而模型尾部的反射激波(图3箭头E,F)因为斜激波的存在而终止,这一点在图8(b) $t=3.156s$ 时刻的纹影图中可以更为明确的观察到。此时刻激波串第一道斜激波(箭头c,d)的激波形态相似,激波串仍处于对称状态。但随着背压的

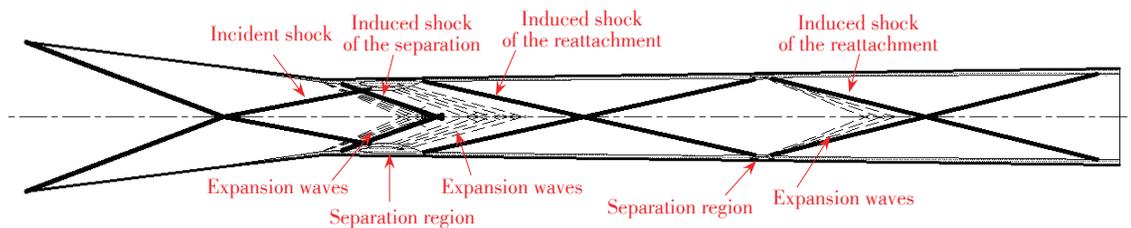


Fig. 4 Flow pattern of started supersonic flow

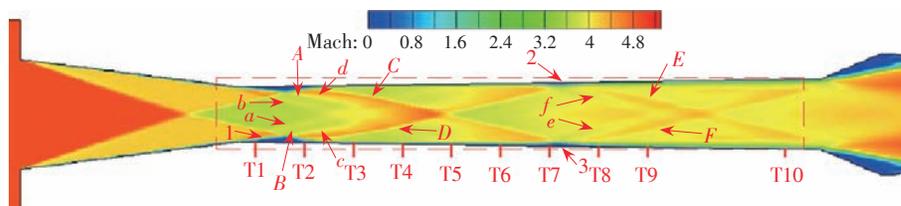


Fig. 5 Mach contours of started supersonic flow by CFD

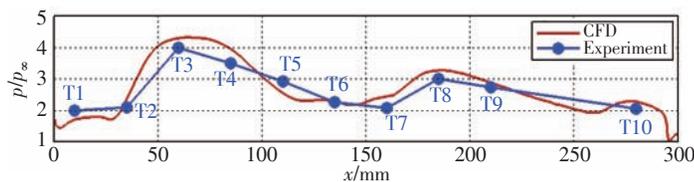


Fig. 6 Mean pressure distribution of started supersonic flow

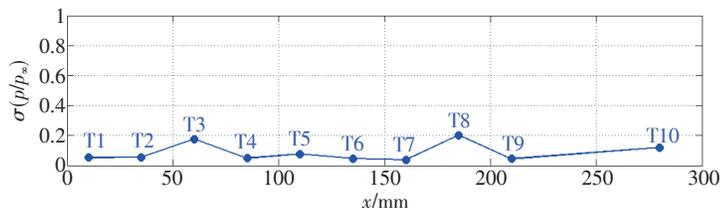


Fig. 7 Pressure standard deviation distribution of started supersonic flow

增大,激波串不断向上游传播,同时其形态有了明显变化。在图8(c)中当 $t=3.192\text{s}$ 时,激波串第一道斜激波的上壁面斜激波(箭头 e)的起始位置要比下壁面斜激波(箭头 f)更靠前,激波串结构呈现非对称状态。此时及后期发展过程中,整个激波串结构均处于非对称状态。这一点与早期激波串不对称结构特性的研究结论^[12]是相同的。从激波串形成到图8(d) $t=3.676\text{s}$ 时刻,模型背压不断增大,斜激波串结构在不断前移。激波串前缘下壁面斜激波逐渐前移至T8~T9区间(箭头 g),在此过程中T9,T10处的压强不断升高。分析图8(d)和(e), $t=3.676\sim 3.680\text{s}$ 的短暂过程中,激波串在模型内传播有一个急剧前移的过程,激波串前缘下壁面斜激波急速前移至T7前方(箭头 h),使得T7~T10处的压强值具有一个明显突增现象。随着模型尾部斜板的进一步闭合,背压继续增大,内流道中斜激波串逐渐向前移动。从图8(f)和(g)可以看出激波串前缘下壁面斜激波前移至T6前方(箭头 i),并继续前移直到T5处(箭头 k),同时这

也使得T6和T5处的压强不断提高。通过图8(f)和(g)的纹影,还可以清晰分辨出激波串中的第二道斜激波结构(箭头 j,l),其形态与数值模拟的结果类似。结合分析后续实验纹影可知,当背压恒定后激波串中的第一道斜激波稳定在T5传感器附近,表现出前后振荡特性,其动态特性将在下文中单独研究。

图9为Case 2工况斜激波串形成和传播过程中流场纹影图及壁面压强分布图。分析图9(a)~(d)可以发现在斜激波串形成和传播至模型中部阶段,其特性与Case 1工况整体相似。分析图9(e)和(f)可以看出激波串在背压升高的情况下不断前移至T4处下游(箭头 h),从而使得T5,T6处的压强在激波串的影响下开始增加。分析图9(f),当 $t=5.812\text{s}$ 时斜激波串前移出了模型观察窗范围而进入到模型进气道部分。从 $t=5.808\sim 5.812\text{s}$,斜激波串再次出现急剧前移的过程,T1~T4处的压强出现急速上升。

图10分别为两次实验中各个传感器的压强历程记录。可以看出,Case 1状态 $t=3.6\sim 3.7\text{s}$ 之间和

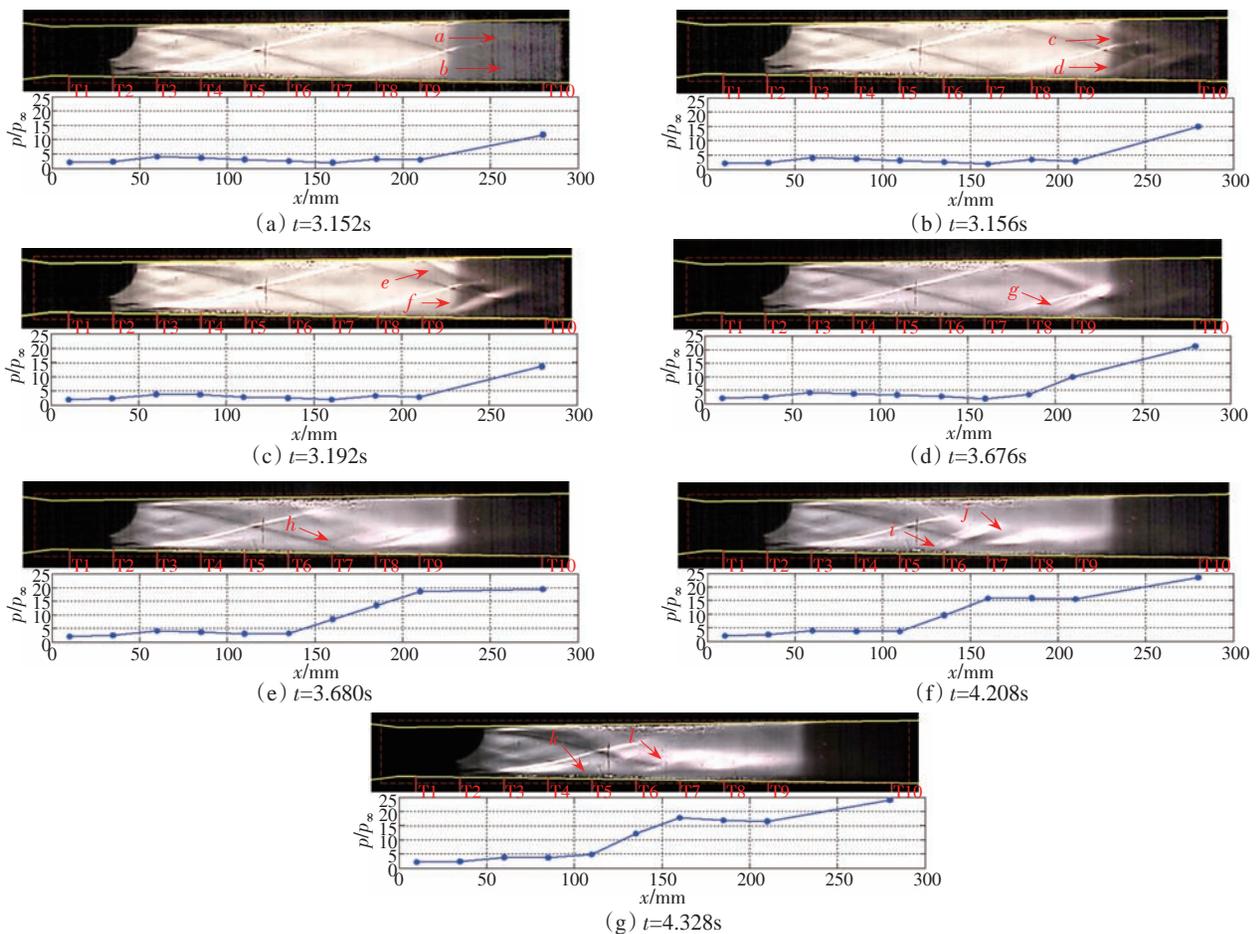


Fig. 8 Sequence of schlieren images and corresponding instantaneous pressure distribution for shock strain propagating in Case 1

Case 2 状态 $t=4.3 \sim 4.4\text{s}$ 之间, T7 ~ T9 传感器测得压强值具有突升特性, 这与前文分析的激波串急剧前移是一致的; 而 Case 2 状态中 $t=5.75 \sim 5.85\text{s}$ 之间 T1 ~ T4 压强值的突升也与前文分析一致。T5 和 T6 处传感器压强值的逐渐上升反映了背压增大情况下, 激波串在 T4 ~ T7 区间的稳定前移过程。值得注意的是, 实验中 T9 和 T10 受斜激波串前缘影响而产生的压强上升也是一个突升的过程, 这表明激波串前移在分别经过这两个传感器时也是一个急剧前移的过程。由于实验条件的限制, 这一点通过高速纹

影图像并没有得到清晰反映。

3.4 背压变化速度对激波串前移速度特性影响

众所周知, 激波串的形成是超/高超声速流动协调上游低压与下游高压的结果, 背压变化对激波串的移动速度和结构特征的变化至关重要, 本节分析背压变化对斜激波串移动速度的影响。结合图 10 传感器的压强历程和高速纹影记录, 可以得到激波串前缘在相邻传感器之间传播所消耗的时间, 在此基础上可以计算得出斜激波串在各个区间传播的平均速度, 如图 11。可以看出两个工况中激波串前移平

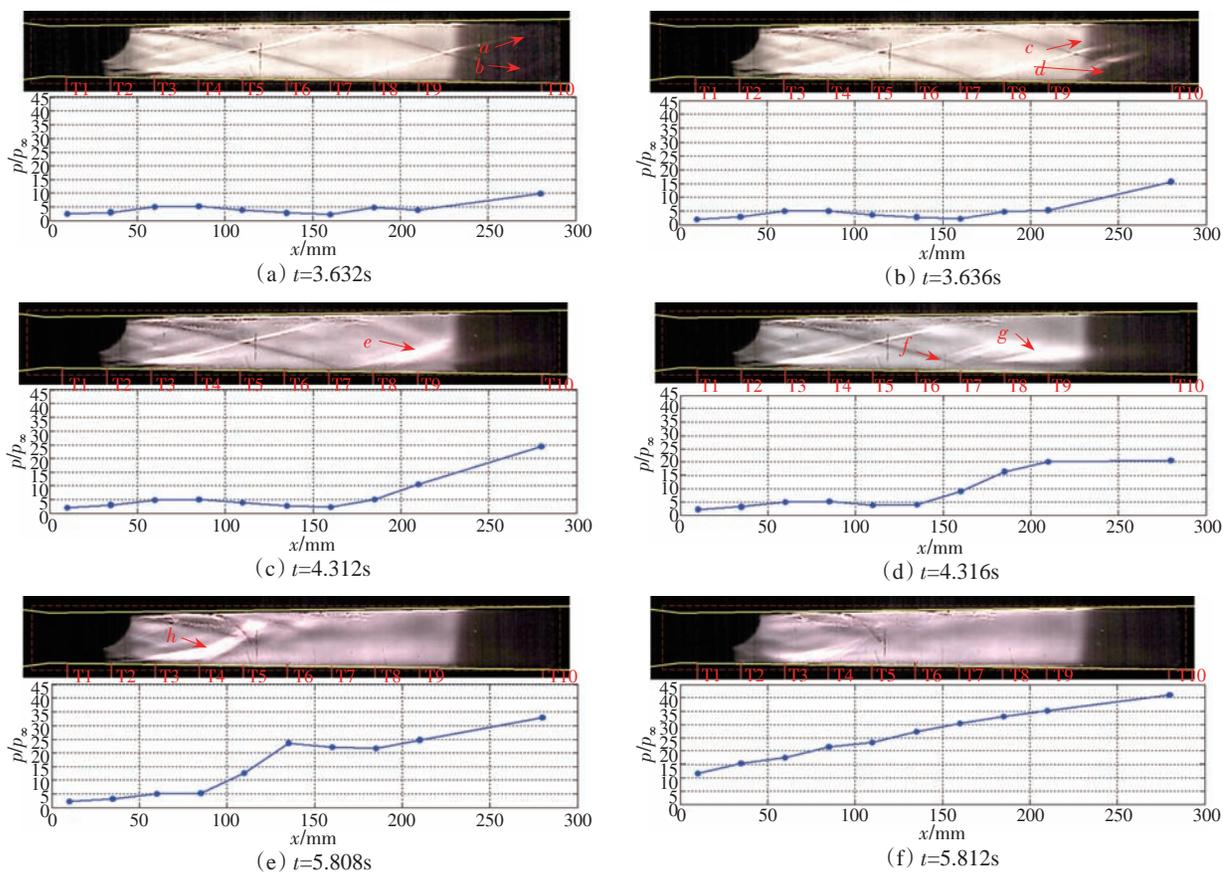


Fig. 9 Sequence of schlieren images and corresponding instantaneous pressure distributions for shock strain propagating in Case 2

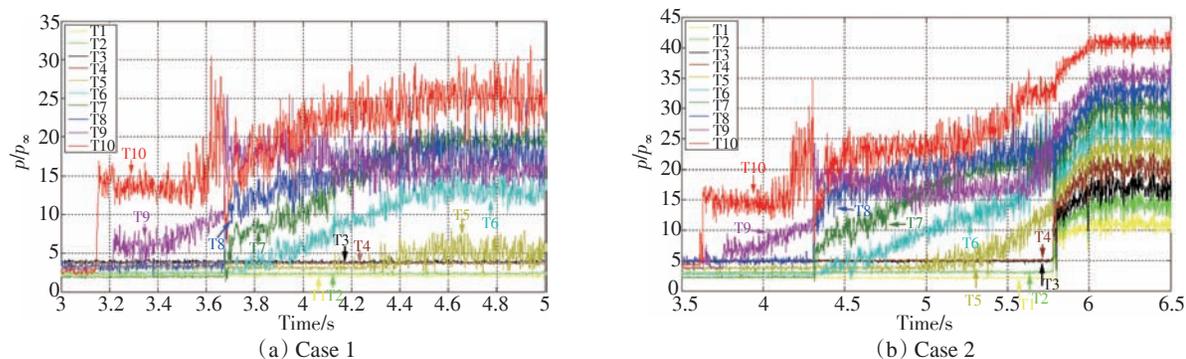


Fig. 10 Pressure time histories of all transducers for the whole propagation progress

均速度具有相同的沿程分布特性。Case 2 状态中, T1~T4 区间内激波串前移速度最大, 为 12.5m/s; 其次为 T7~T8 和 T6~T7 区间, 分别为 1.67m/s 和 0.63m/s; 而模型尾部 T9~T10 区间的激波串前移速度也达到 0.48m/s。结合高速纹影图分析可以发现, 在这些区域内激波串传播呈现急剧前移的特性。而在 T8~T9, T5~T6 和 T4~T5 区间内, 激波串则呈现稳定前移状态, 其运动速度较低, 分别为 0.045m/s, 0.043m/s 和 0.03m/s。而在 Case 1 状态中除了 T9~T10 区间激波串前移速度(1.03m/s)要高于 Case 2 状态外, 其余各区间内激波串前传速度相当。激波串的前移传播与模型背压的不断增大直接相关。考虑到两种工况中采用不同的电机驱动速度, 使得尾部斜板闭合快慢不同, 从而带来背压上升速度也不同。通过实验设定参数和压强历程记录可以得出, 从斜激波串前缘扫过 T10 处到斜板闭合 15.5°, Case 1 和 Case 2 分别耗时 1.36s 和 1.79s。图 11 表明虽然两个工况中背压上升的速度不一样, 但其中激波串前移的速度基本一样。Wagner 等^[8]在 $Ma=5$ 进气道/隔离段的风洞实验中发现, 采用不同的尾部支板关闭速度来产生不起动流场时, 激波移动速度大约在 60% 的不确定范围内有这样的规律: 背压的变化速度不影响激波移动的速度。结合本文的实验工况, 似乎可以表明: 在激波串结构没有被推出管道进口(等同于文献[8]中的不起动状态)时, 激波串移动速度与出口背压变化速度无关。

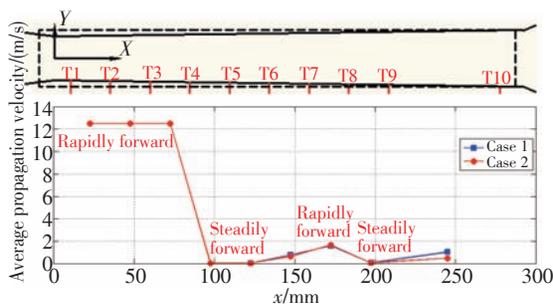


Fig. 11 Average shock train velocities between consecutive transducers

3.5 激波串前移状态特性分析

通过高速纹影和壁面压强记录综合分析激波串在管道内传播过程, 可以看出激波串在管道内的前移传播并不是一个恒定运动形态, 而是存在有急剧前移和稳定前移两种运动形态。其不同的特征形式值得引起关注研究, 本节对这两种运动形态的产生

机理及特性进行相关分析。

首先考虑模型尾部斜板闭合运动引起尾部背压变化对传播状态的影响。由前文可知, 驱动斜板闭合的电机为匀速直线运动, 则模型尾部斜板顶点移动距离 y 与顶杆上升距离 h 之间的关系通过推导可得

$$y = \frac{hr}{\sqrt{h^2 + a^2}} \quad (1)$$

式中 r 为斜板长度, a 为电机顶杆距离铰接转轴的距离。则模型出口截面积 A 的变化规律为

$$\frac{dA}{dt} = -l \frac{dy}{dt} = -lr[(h^2 + a^2)^{-1/2} - h^2(h^2 + a^2)^{-3/2}] \frac{dh}{dt} \quad (2)$$

式中 L 为起始时两斜板顶点之间距离, l 为斜板宽度。根据管道内流量计算公式, 并考虑空气性质及总温变化不大, $K = \text{Const}$, $T_0 = \text{Const}$, $p_0 \propto p_b$ 。可以推得管道内背压的变化规律如下

$$p_b \propto \frac{C}{A} \quad (3)$$

$$\frac{dp_b}{dt} \propto -CA^{-2} \frac{1}{dA/dt} \quad (4)$$

式中 C 为常数系数。图 12 显示了模型背压 p_b 和 dp_b/dt 随顶杆上升距离 h 的变化规律。考虑到两次实验中, 顶杆上升的速度不同, 但均为匀速运动, 因此顶杆上升距离 h 与时间 t 成正比, 因此 p_b 和 dp_b/dt 随 h 的变化规律可以看成是随时间 t 的变化规律。可以看出, 模型背压 p_b 及 dp_b/dt 除了在顶杆上升过程的最后阶段有剧烈的上升变化外, 其余阶段都处于连续变化状态。可以推断管道内背压变化不是在模型下游产生激波串急剧前移的根本因素, 然而背压在运动最后阶段的大幅度突升对于激波串在模型前部的急剧前移具有很大推动作用。

接下来考虑壁面压强分布对于激波串传播特性的影响。按照激波串发展过程, 稳定前移阶段依次出现在 T8~T9 区间和 T5~T6, T4~T5 区间; 而急剧前移阶段则出现在 T7~T8, T6~T7 区间和 T3~T4, T2~T3, T1~T2 区间。结合超声速流场结构(图 4)和壁面压强分布(图 6), 不难看出激波串稳定前移阶段均出现在斜激波壁面反射后的膨胀区域。在此区域内, 随着激波串向管道上游运动, 第一道斜激波前的壁面压强不断上升, 从而阻碍了激波串的进一步前移; 而为了克服壁面压强对前移的阻力, 激波串需要更大的背压支撑。这个过程使得激波串运动随着背压的不断升高而处于一个相对稳定、逐步前移的状态。由于斜激波反射, 膨胀区域上游的壁面静压

分布具有一阶段峰值,而其上游静压值沿逆流方向呈现急剧下降的趋势。一旦激波串在不断增大的背压驱使下前移至阶段峰值点上游,则壁面压强会突然降低,小于此时支撑激波串背压,使得激波串前后压强不再平衡。而较大的背压则推动激波串急速前移,直到前后压强再次达到平衡为止。同时按激波串发展过程(即逆流方向)分析,每一次斜激波壁面反射所产生的壁面静压阶段峰值逐渐增大,使得支撑激波串所需背压也不断提升;而阶段峰值与上游壁面静压之差的增大也使得原本与阶段峰值平衡的背压与壁面静压之差变大,从而推动激波串急剧前移的程度也就更大。同时随着激波串的不断前移,其前缘距离尾部更远。结合 Waltrup, Billig^[13]的研究发现,此时支撑激波串稳定所需的背压更高。再考虑到背压在尾部斜板闭合后期的急剧增大,更提升了激波串急剧前移的程度,使其在模型前部产生激烈的急剧前移过程。

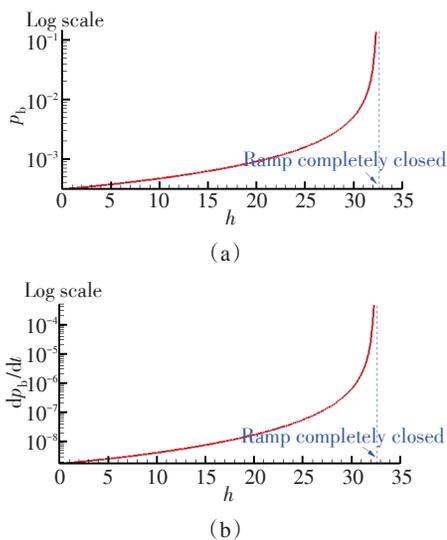


Fig. 12 Dependence between back pressure and rising distance

3.6 恒定背压条件下激波串动态特性

由于两种工况中模型尾部斜板终止闭合角度的不一致,所以当斜板停止闭合后,模型具有不同的恒定背压。由斜激波串传播过程纹影图(图8,9)可知,Case 1中斜板停止闭合后,斜激波串前缘稳定在T5传感器附近;而在Case 2中斜激波串前缘则前移出观察窗,到达模型前部压缩段。不同位置和形态的斜激波串使其具有不同的动态特性。

图13显示Case 1中 $t=6.5 \sim 6.6s$ 区间内恒定背压条件下T4~T7处壁面压强记录。由图可以看出T4

处壁面静压没有受到激波串的影响始终处于稳定状态;T6,T7因为处于激波串前缘之后而呈现出上下振荡状态;而T5处压强记录则因为斜激波串前缘的前后移动而呈现稳定和压强脉动相交替的状态。参考 Sugiyama H^[14]在其研究中所发现的相同的压强脉动现象可以看出,壁面静压的动态测量可以监控激波串的位置和运动特性。由图13中T5~T7的静压特性可以发现,静压振荡峰值之间的间隔时间相同,均约为 $\Delta t \approx 2ms$ 。

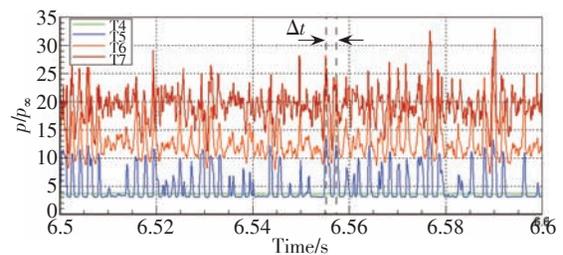


Fig. 13 Pressure time histories obtained at T4~T7 for constant back-pressure condition in Case 1

图14显示了Case 1状态中背压恒定条件下T5, T6, T7和T10处压强功率谱图。可以看出,对于这四个点而言其压强振荡的主频均为 $f_i=512Hz$ 。这与壁面静压振荡间隔时间 $\Delta t \approx 2ms$ 的观测是一致的。T5~T10传感器的声压级值(SPL)相近,其数值均在214~229dB范围内。进一步分析发现,在1000Hz左右存在一个较弱的特征频率,其强度随着越向激波串下游发展不断减弱,在T9,T10处其强度几乎很难被观测到。

针对激波串区域壁面压力脉动频率预测模型一直是激波串动态特性研究的重点,对此人们做了大量的研究。Piponniau S, Dupont P^[15,16]等基于附面层分离包内外流动守恒的原理,在对分离区域的混合层流动参数进行理论分析的基础上提出了一种可信度较高的激波分离振荡频率模型

$$f_s = \frac{U_\infty}{h} \Phi(Ma_c) g(r,s) \quad (5)$$

式中 h 为分离包高度, $\Phi(Ma_c)$ 为扩散率系数, Ma_c 为等熵对流马赫数, r 和 s 分别为混合层前后速度和密度变化率, $g(r,s)$ 为速度和密度对扩散率和质量传输率的影响系数。本次实验以及数值模拟结果,可得到 $U_\infty = 780m/s$, $h=0.005458m$, $Ma_c = 1.5$, $\Phi(Ma_c) = 0.19$;考虑到附面层混合层边界的定义就很模糊,其内外速度和密度变化率 r 和 s 难以确定,因此本文参考原始文献的总结,选取 $g(r,s)=0.017$ 。由此

计算得到 $f_s = 462\text{Hz}$, 该数值要小于实验测得的激波串振荡运动主频。共振声波理论是分析研究激波串共振频率的传统方法^[17,18], Henry^[19]基于拟一维声波理论分析, 推导得出管道内激波串所引起的管道共振频率为

$$f_a = \frac{a^2 - u^2}{4aL} = \frac{a(1 - Ma^2)}{4L} \quad (6)$$

式中 a 为激波后声速, 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。结合实验参数及数值结果可得 $a=480\text{m/s}$, $Ma=0.2$, $L=0.315\text{m}$, 则理论声学共振频率 $f_a=366\text{Hz}$, 但是在 Case 1 中并没有测得这个特征频率。

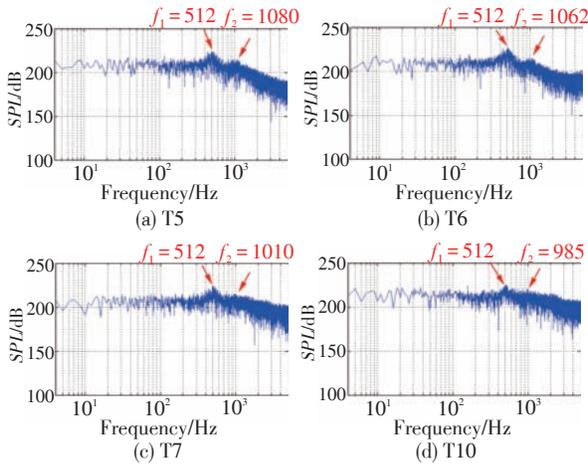


Fig. 14 Power spectra of the pressure at T5, T6, T7 and T10 for constant back-pressure condition in Case 1

图 15 显示了 Case 2 状态中恒定背压条件下 T1, T5, T7 和 T10 处压强功率谱图。对于这四个点而言其压强振荡的主频均约为 $f_1=578\text{Hz}$, 而另一个特征频率约为 $f_2=260\text{Hz}$ 。对其他各处传感器测得压强进行功率谱分析也得到相似的频谱分布关系。T1 ~ T10 各点压强功率谱整体分布相近, 其主频处声压级 SPL 均约为 221dB。结合实验参数和数值模拟结果, 可得 $U_\infty=927\text{m/s}$, $h=0.0069\text{m}$, $Ma_c=1.5$, $\Phi(Ma_c)=0.22$, 设定 $g(r, s)=0.017$, 预估得到 $f_s=502\text{Hz}$; $a=480\text{m/s}$, $Ma=0.2$, $L=0.488\text{m}$, 声学振荡频率 $f_a=236\text{Hz}$ 。对比可见, Piponniau 模型计算的激波串频率 f_s 要小于实验测得的主频 f_1 , 而声学共振频率则与 f_2 相近。

分析两次实验测量值与 Piponniau S 理论模型计算值之间差距所产生的原因可能为原模型的建立是基于入射激波所引起的附面层分离现象, 流动下游无强背压影响, 其分离范围和强度较小, 流动结构简单; 而在本实验中, 模型尾部施加了很高的背压,

在其影响下激波串前缘激波与附面层相互干扰所引起的分离范围大, 流动状态复杂, 这使得原模型的一些分析因素发生改变而难以确定, 这使得 Piponniau S 理论模型值与本文斜激波串脉动频率值有差别。

对比总结不同形态激波串动态特性研究^[7,10,14,18,20~22]可以发现, “λ”正激波串的特征频率一般在 40 ~ 150Hz 范围内, 而来流马赫数较高所形成的“X”斜激波串的特征频率一般在 150 ~ 600Hz 范围内, 甚至更高。分析原因可能和激波与附面层相互作用所形成壁面分离区域的形态和范围相关。在“λ”正激波串状态中, 分离包主要集中在“λ”激波的前后激波脚之间, 流场中心区域为激波强度较大的正激波, 流动通道受附面层影响低, 畸变小, 流动状态较稳定; 而在“X”斜激波串流场中, 附面层分离从第一道斜激波前缘脚开始, 范围广, 强度大, 管道中心区域为非对称斜激波, 气体流动受分离影响大, 流动通道畸变大, 流动状态不稳定。但驱动激波串振荡的本质到底是什么, 这个原因还需要后续研究进行进一步探讨。

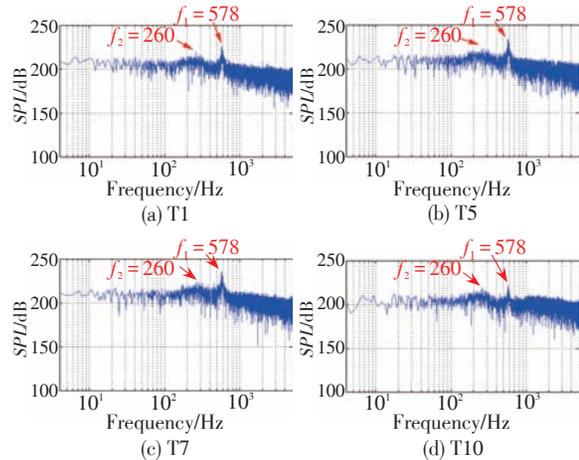


Fig. 15 Power spectra of the pressure at T1, T5, T7 and T10 for constant back-pressure condition in Case 2

4 结论

通过对实验模型进行 Ma_5 的风洞实验, 研究了斜激波串在管道内的结构特性和动态传播过程。通过分析实验结果, 根据目前研究条件得到如下结论:

(1) 当模型背压较小, 激波串处于模型尾部时, 激波串结构上下对称; 随着背压的不断增大, 激波串前移逐渐前移, 激波串结构表现出不对称形态, 并持续整个传播过程。

(2) 模型尾部斜板闭合速度的大小即背压增加的快慢对于斜激波串前移速度没有影响。

(3)激波串在管道内的前移过程并不是一个恒定运动形态的过程,而是存在有稳定前移和急剧前移两种状态。其特性与内流场结构、壁面压强分布、背压大小以及距离尾部出口的长度等因素相关。激波串稳定前移的阶段均出现在斜激波壁面反射后的膨胀区域;而激波串在模型中后部的急剧前移是由于壁面压强阶段峰值点前,壁面压强逆流急速下降使得支撑背压过大所造成的;而因为距离模型尾部越远,支撑激波串背压越大,以及由于斜板闭合后期背压本身的陡增,使得激波串在模型前部产生最为激烈的急剧前移过程。

(4)在不同的恒定背压条件下,管道内的激波串表现出不同的动态特性。在Case1状态中,激波串影响区域的壁面压强的频谱特性相似,主频为 $f_1=512\text{Hz}$;在Case2状态中,传感器主频为 $f_1=578\text{Hz}$,而强度较低的次级频率约为 $f_2=260\text{Hz}$ 。两次实验的主频均大于Piponniau模型理论计算值,而Case2中频率 f_2 和声学振荡频率相近。

参考文献:

- [1] Le D B, Gojne C P, Krauss R H, et al. Experimental Study of a Dual-Mode Scramjet Isolator [R]. *AIAA* 2005-23.
- [2] Nedungadi A, Van Wie D M. Understanding Isolator Performance Operating in the Separation-Shock Mode [R]. *AIAA* 2004-3832.
- [3] 王成鹏, 张堃元, 程克明. 非对称来流隔离段流动特性研究 [J]. *推进技术*, 2006, 27(5): 436-440. (WANG Cheng-peng, ZHANG Kun-yuan, CHENG Ke-ming. Investigation of Flow in Isolators under Asymmetric Incoming Airflow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 436-440.)
- [4] 陈立红, 张新宇, 顾洪斌. 扩压段对高超声速推进风洞起动的的影响 [J]. *推进技术*, 2004, 25(5): 430-434. (CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu, GU Hong-bin. Investigation for Effect of Supersonic Diffusers on the Start of the Hypersonic Propulsion Test Facility [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2): 430-434.)
- [5] Meier G E A, Szumowski A P, Selerowicz W C. Self-Excited Oscillations in Internal Transonic Flows [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1990, 27: 145-200.
- [6] Takefumi Ikui, Kazuyasu Matsuo. Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Waves [J]. *Bulletin of the JSME*, 1974, 17(112).
- [7] Rodi P E, Emami S, Trexler C A. Unsteady Pressure Behavior in a Ramjet/Scramjet Inlet [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(3): 486-493.
- [8] Wagner J L, Yuceil K B, Valdivia A, et al. Experimental Investigation of Unstart in an Inlet/Isolator Model in Mach 5 Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 47(6): 1528-1542.
- [9] J L Wagner, K B Yuceil, N T Clemens. Velocimetry Measurements of Unstart in an Inlet-Isolator Model in Mach 5 Flow [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(9): 1875-1888.
- [10] Grzona A, Olivier H. Shock Train Generated Turbulence Inside a Nozzle with a Small Opening Angle [J]. *Experiments in Fluids*, DOI 10.1007/s00348-011-1083-5.
- [11] Wang Cheng-peng, Zhang Kun-yuan. Shock Train Oscillation and Wall Pressure Fluctuation in Internal Flow [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 24(5): 57-62.
- [12] Gawehn T, Gülhan A, Al-Hasan N S, et al. Experimental and Numerical Analysis of the Structure of Pseudo-Shock Systems in Laval Nozzles with Parallel Side Walls [J]. *Shock Waves*, 2010, 20: 297-306.
- [13] Waltrup P J, Billig F S. Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts [J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [14] 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.
- [15] Piponniau S, Dussauge J P, Debieve J F, et al. A Simple Model for Low-Frequency Unsteadiness in Shock-Induced Separation [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, 629: 87-108.
- [16] Holger Babinsky, Harvey J K. Shock Wave-Boundary-Layer Interactions [M]. *Cambridge University Press*, 2011.
- [17] Newsome R W. Numerical Simulation of Near-Critical and Unsteady, Subcritical Inlet Flow [J]. *AIAA Journal*, 1984, 22(10): 1375-1379.
- [18] Hui-jun Tan, Shu Sun, Zhi-long Yin. Oscillatory Flows of Rectangular Hypersonic Inlet Unstart Caused by Downstream Mass-Flow Choking [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(1): 138-3147.
- [19] Henry Y W Wong. Theoretical Prediction of Resonance in Nozzle Flows [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(2): 300-313.
- [20] Parrott T L, Jones M G, Thurlow E M. Unsteady Pressure Loads in a Generic High-Speed Engine Model [R]. *NASA Technical Paper* 3189, 1992.
- [21] Miklos Sajben, Thomas J Bogarj, Joseph C Kroutil. Experimental Study of Flows in a Two-Dimensional Inlet Model [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1985, 1(2): 109-117.
- [22] Bourgoing A, Reijasse Ph. Experimental Analysis of Unsteady Separated Flows in a Supersonic Planar Nozzle [J]. *Shock Waves*, 2005, 14(4): 251-258.

(编辑:史亚红)