

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.04.004

## 粗糙元对零攻角尖锥模型高超声速 边界层转换的影响研究

成江逸, 司马学昊, 吴杰

(华中科技大学航空航天学院, 武汉 430074)

**摘要:**高超声速边界层转换控制一直是空气动力学研究的热点。粗糙元延迟边界层转换作为近些年才开始研究的内容,目前仍有诸多现象与机理尚未探究清楚。借助于华中科技大学 $\Phi 0.25$  m  $Ma_6$  Ludwig管风洞,本文研究了不同位置单粗糙元、多粗糙元与在不同来流情况下粗糙元对边界层转换以及第二模态不稳定波发展的影响。风洞实验使用PCB132系列高频压力传感器获取尖锥壁面压力脉动信息,通过傅里叶积分变换与互相关分析获取压力脉动功率谱密度与第二模态不稳定波传播速度,对PSD数据计算获取第二模态不稳定波增长率。结果表明,当第二模态不稳定波经过粗糙元时,不稳定波幅值会有明显的减小,但其频段不稳定波的增长率会增大并最终导致转换的结束点被提前。同时,粗糙元对第二模态不稳定波传播速度无明显影响。

**关键词:**高超声速边界层;粗糙元;转换;第二模态不稳定波;风洞实验

中图分类号:V211.7 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2022)04-0573-10

## Influence of Roughness Element on Hypersonic Boundary Layer Transition of Cone Model at Zero Angle of Attack

CHENG Jiangyi, SIMA Xuehao, WU Jie

(School of Aerospace Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

**Abstract:** Hypersonic boundary layer transition control has always been a hot topic in aerodynamics research. Roughness element delaying boundary layer transition has only been studied in recent years, there are still many phenomena and mechanisms that have not been explored clearly at present. With the aid of the  $\Phi 0.25$  m  $Ma_6$  Ludwig tube wind tunnel at Huazhong University of Science and Technology, the effects of roughness element on boundary layer transition and the development of second mode instability wave under the conditions of single roughness element at different positions, multi-roughness elements and roughness elements at different incoming flows are investigated in this paper. In the wind tunnel experiments, PCB132 series high frequency pressure sensors were used to obtain the pressure fluctuation information of the cone wall. The power spectrum density of the pressure fluctuation and the propagation velocity of the second mode instability wave were obtained by Fourier integral transform and cross-correlation analysis. The amplification rate of the second mode instability wave was obtained by calculating the PSD data. The results show that the roughness element can advance the transition end point. The roughness element will reduce the amplitude of the second mode instability wave when it passes through the roughness element, but will increase the amplification rate of the instability wave in the frequency band of the second mode instability wave.

**基金项目:**国家自然科学基金(92052301)。

**收稿日期:**2022-04-20; **修订日期:**2022-07-15

**通信作者:**吴杰,男,教授,博士生导师, E-mail: jiewu@hust.edu.cn。

**引用格式:**成江逸,司马学昊,吴杰.粗糙元对零攻角尖锥模型高超声速边界层转换的影响研究[J].南京航空航天大学学报,2022,54(4):573-582. CHENG Jiangyi, SIMA Xuehao, WU Jie. Influence of roughness element on hypersonic boundary layer transition of cone model at zero angle of attack[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4):573-582.

Meanwhile, the roughness element has no obvious influence on the propagation velocity of the second mode instability wave.

**Key words:** hypersonic boundary layer; roughness element; transition; second mode instability wave; wind tunnel experiments

临近空间高超声速飞行器是当前的研究热点,其具有机动性高、飞行轨迹难以捕捉及预测等特点。但是,较之常规弹道式高超声速飞行器,临近空间飞行器飞行的高度低、空气密度大,随之而来的便是飞行器热防护问题。高超声速飞行器在大气层内以高超声速飞行时湍流边界层的热负荷与摩擦阻力可达层流边界层的3~5倍<sup>[1]</sup>。因此,维持高超声速飞行器表面的层流区域是高超声速飞行器降热减阻的重要途径之一。高超声速边界层转捩分为主动控制与被动控制。主动控制方法需要向流动施加能量,目前有壁面吹吸以及等离子激励等,但由于其对应的控制机构复杂,在飞行工况下能量输入需求大,效用相对较低。相较于主动控制技术,被动控制技术机构简单、无需能量输入,容易在飞行器上实现,常用边界层转捩被动控制方法包括超声波吸收材料、波纹壁、槽道以及粗糙元等<sup>[2]</sup>。在诸多边界层转捩被动控制手段中,粗糙元通常会促进高超声速边界层转捩,并定义,临界粗糙元为开始影响层流转捩的粗糙元大小,有效粗糙元为立即引起层流转捩的粗糙元大小<sup>[3]</sup>。早在1959年James<sup>[4]</sup>在带粗糙元条带的空心圆柱自由飞行实验中发现了边界层转捩延迟现象。1964年,Holloway与Sterrett<sup>[5]</sup>在风洞平板实验中发现特定粗糙元及一定来流情况下,转捩起始点被延迟。2006年,Fujii<sup>[6]</sup>在 $Ma7.1$ 尖锥实验中发现粗糙元延迟转捩起始点,且还发现微波浪纹壁与等效三维球体粗糙元效果相同,转捩起始点与流场波动谱差别不大。

近期Zhong<sup>[7-21]</sup>团队开展了大量粗糙元对高超声速边界层不稳定性的研究工作。2010年,Duan等<sup>[7]</sup>在验证高阶切割单元数值模拟时,偶然发现表面粗糙元延迟了平板层流边界层转捩起始点。而后,他们接着使用直接数值模拟探究了粗糙元高度、粗糙元位置、粗糙元宽度、多粗糙元及间距等粗糙元各参数对边界层转捩的影响。研究发现,粗糙元只有在位于特定第二模态不稳定波的同步点下游时才可能延迟边界层转捩,其次还发现低于当地边界层高度的粗糙元延迟了边界层转捩,并且粗糙元高度越高,抑制无量纲压力幅值效果越好<sup>[7-12,16]</sup>。粗糙元宽度未展现明显效果<sup>[13,16]</sup>。多粗糙元研究结果表明,当粗糙元间距为10倍粗糙元宽度左右时,多粗糙元抑制无量纲压力幅值效果最好,且多粗糙元效果优于单粗糙元效果<sup>[13,16]</sup>。Mortensen和

Zhong<sup>[12]</sup>还考虑真实气体模型以及热化学非平衡,通过数值模拟发现,相较于理想气体模型,粗糙元对第二模态不稳定波幅值的抑制效果在真实气体模型里更有效。在高超声速边界层转捩中,Mack第二模态不稳定波占主导作用<sup>[22-23]</sup>。由于粗糙元的存在,会在边界层内,粗糙元前后产生分离区。在流动分离区附近的第二模态不稳定波无法进入分离区,只能在声线与分离区之间的被分离区压缩了的区域反射传播<sup>[24]</sup>。通过Miles定律,这种反射会导致幅值降低,从而抑制了第二模态不稳定波发展。Haley和Zhong<sup>[17]</sup>认为抑制作用程度大小取决于分离区大小,在数值模拟带粗糙元尖锥情况下,后分离区大小明显小于平板粗糙元后分离区大小,但其对第二模态不稳定波的抑制作用仍可与平板情况下的相比较。由于可能是数值模拟计算二维平板与三维尖锥所带来对分离区大小相差较大的问题,因此认为分离区对第二模态不稳定波的影响仍然有待探究。国内周云龙<sup>[25]</sup>使用直接数值模拟方法研究了粗糙元3种外形对流场的影响,发现矩形粗糙元抑制效果最好。

现阶段在探究粗糙元对高超声速边界层影响时,主要使用直接数值模拟方法,加入的扰动频率单一。但自由来流情况下,来流扰动的频率呈离散式分布;并且,数值模拟的边界条件设定也往往与风洞实验存在差异。因此,仅依靠数值模拟方法探究粗糙元对边界层转捩的影响仍存在较大难度。针对以上问题,本实验研究尝试探究粗糙元对边界层不稳定波发展以及转捩过程的影响。

## 1 实验平台与实验模型

### 1.1 实验平台

本次风洞实验依托华中科技大学 $\Phi0.25$  m  $Ma6$  Ludwig管风洞<sup>[26]</sup>,如图1所示。该Ludwig



图1  $\Phi0.25$  m  $Ma6$  Ludwig管风洞<sup>[26]</sup>

Fig.1  $\Phi0.25$  m  $Ma6$  Ludwig tube wind tunnel<sup>[26]</sup>

管风洞由双U形高压长直储气段、快开阀、Laval喷管、实验段、扩张段以及真空罐等主要部件组成。风洞的高压储气段与Laval喷管通过快速控制阀门分开。在风洞启动前,储气段内储存着高温高压空气,控制阀门下游的部分则通过真空泵抽成了真空。在开启快速控制阀门的瞬间,会产生一系列的非正常膨胀波,该膨胀波以声速向储气段的上游行进;该膨胀波驱动管内的气体达到储气段启动马赫数。当膨胀波以当地声速到达储气段尾端后,再次被反射回来。当反射膨胀波到达快速控制阀时,快速控制阀门关闭,风洞的运行结束。与此同时,在快速控制阀的下游,受压差驱动,气流在Laval喷管喉部形成声速流,并沿着Laval喷管膨胀加速,在试验段时获得对应设计马赫数的高超声速气流<sup>[27]</sup>。该风洞建设完成于2020年并试车成功,风洞单车次有效运行时长约116 ms<sup>[26]</sup>,如图2所示储气段与实验压力测量数据。归一化Pitot压力脉动结果显示该风洞的流场品质较之不伦瑞克大学HLB与美国空军学院HHK-6风洞更优<sup>[26,28]</sup>,如图3所示。

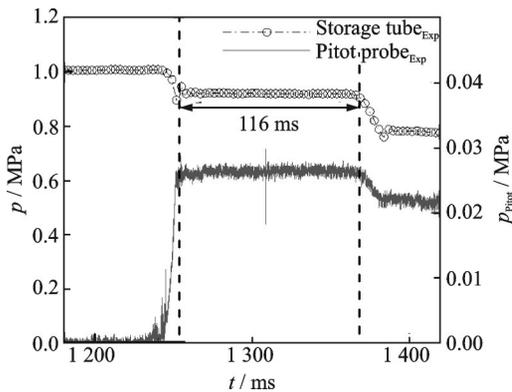


图2 有效运行时长<sup>[26]</sup>

Fig.2 Effective running time<sup>[26]</sup>

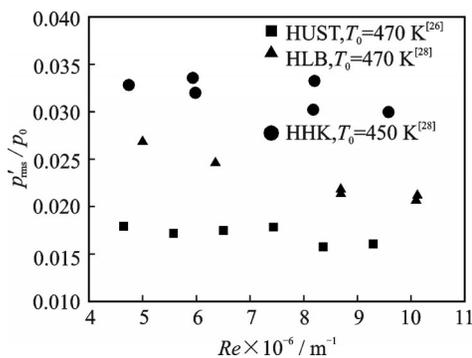


图3 归一化Pitot压力脉动均方根值比较<sup>[26,28]</sup>

Fig.3 Comparison of normalized Pitot pressure pulsation RMS values<sup>[26,28]</sup>

### 1.2 实验模型

本次实验所使用7°半锥角光滑尖锥模型,模型

全长0.4 m,尖锥头部钝度为50 μm。模型材质为不锈钢,共分为4段,表面粗糙度为Ra3.2(壁面法向上的点与壁面基准线之间距离绝对值的算术平均值小于3.2 μm),如图4所示。其中数字黑点代表PCB孔位及相应编号,第一个PCB孔位距顶部182.6 mm,后面除3号与靠后的4号孔位间隔约30 mm,其余均相间24.8 mm(约25 mm)。由于PCB数量有限,部分PCB孔位未安装PCB而是使用相应尺寸堵头封闭。

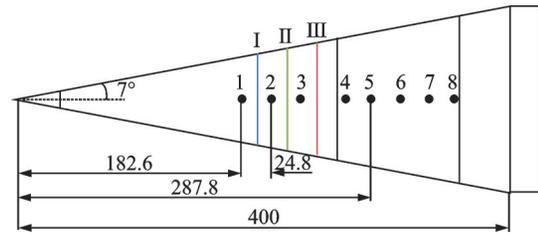


图4 光滑尖锥模型与粗糙元条带布置示意图

Fig.4 Smooth sharp cone model and roughness strip layout

在粗糙元布置方法上,本文借鉴了Fong<sup>[16]</sup>在裙锥上设计粗糙元的方式,在光滑尖锥表面上粘贴一圈固定厚度的粘胶获得本实验所使用的粗糙元尖锥模型。实验所使用的粗糙元宽度与厚度均分别为2 mm与0.5 mm。本次实验共有3处选择性放置粗糙元条带,分别用大写罗马数字表示,如图4所示。I处粗糙元条带位于1号与2号孔位中间;II处粗糙元条带位于I处粗糙元条带后方25 mm;III处粗糙元条带位于II处粗糙元条带后方25 mm。

### 1.3 压力传感器

实验使用的高频压力传感器为PCB132系列,如图5所示,用于测量模型表面的压力脉动。传感器的有效动态响应范围为10~1 000 kHz,量程为345 kPa,可以分辨的最小压力为7 Pa,传感器的固有频率大于1 MHz。本次实验所使用的PCB高频压力传感器敏感性系数分别为:160.4、123.0、148.5、135.3、138.9和143.8 mV/psi。

实验使用数据采集器采集压力传感器测得的信号。所有传感器的输出信号由Spectrum A/D卡采集,采集系统垂直分辨率16 bit。依据Nyquist采



图5 PCB132系列高频压力传感器

Fig.5 PCB132 series high frequency pressure sensor

样定理,采样频率应为所采集信号最高频率的2倍,以实现信号的精确测量,考虑到高超声速风洞中第二模态不稳定波及其谐波高达数百千赫,因此实验对不稳定波采集选取的采样频率为3 MHz。

## 2 实验结果与分析

### 2.1 数据后处理方法

通过对PCB采集所得时域信号进行傅里叶积分变换,获得频域信号,即压力脉动功率谱密度(PSD);通过对相邻PCB采集所得时域信号进行互相关分析,获得第二模态不稳定波传播速度;通过对PSD数据进行处理,获取增长率数据,具体的增长率计算公式为<sup>[29]</sup>

$$-\alpha_i(f, s) = \frac{1}{A(f)} \frac{dA(f)}{ds} \quad (1)$$

式中: $\alpha_i$ 为增长率, $f$ 为频率, $s$ 为两测点距离, $A(f)$ 为频率为 $f$ 时的幅值大小。

通过假设在相邻压力传感器(分别位于 $s_j$ 与 $s_{j+1}$ )间增长率为常数,所以中点 $s_{j+1/2}$ 处的增长率为

$$-\alpha_i\left(f, s_{j+1/2}\right) = \frac{\ln\left(\frac{A(f)_{j+1}}{A(f)_j}\right)}{s_{j+1} - s_j} = \frac{1}{2} \frac{\ln\left(\frac{\text{PSD}(f)_{j+1}}{\text{PSD}(f)_j}\right)}{s_{j+1} - s_j} \quad (2)$$

式中 $\text{PSD}(f)$ 为频率为 $f$ 时PSD数值大小。

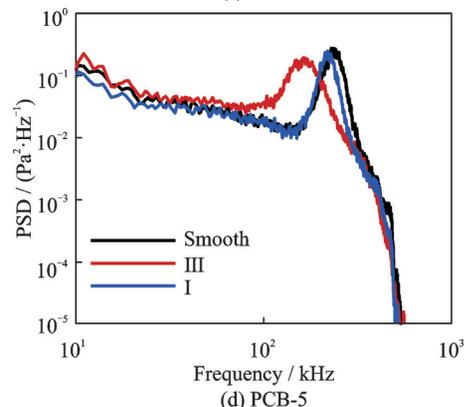
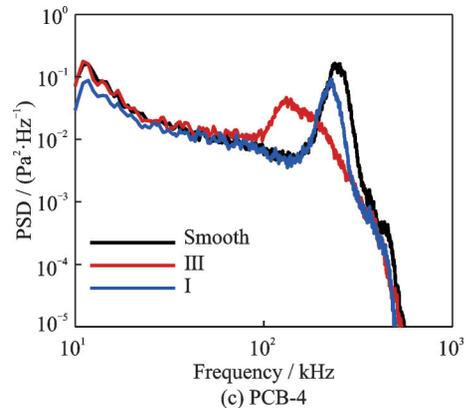
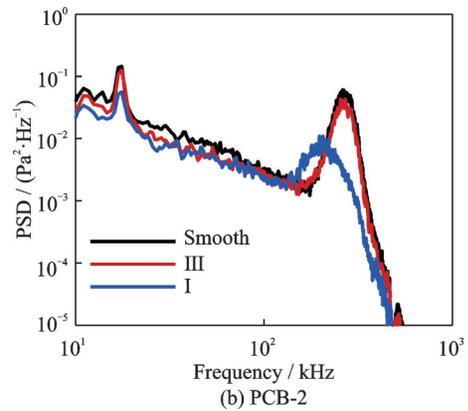
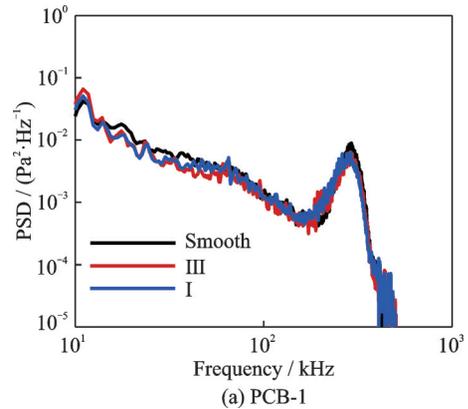
### 2.2 实验结果分析与讨论

#### 2.2.1 单粗糙元条带对不稳定波发展的影响

本节风洞实验探究单个粗糙元条带对第二模态不稳定波发展以及边界层转捩的影响,实验时使用了图5所示中的1、2、4、5、6与8号孔位安装PCB,其余孔位安装孔销封堵。粗糙元条带分别单独布置于I处与III处。实验储气段总压7 bar,总温350 K,来流单位雷诺数 $Re_\infty = 10.71 \times 10^6 \text{m}^{-1}$ 。风洞实验采集数据经傅里叶积分变换处理所得压强脉动密度功率谱结果如图6所示。

由1、2号孔位PCB实验结果可发现,来流在经过粗糙元时,第二模态不稳定波特征无明显变化,流场与光滑尖锥保持一致,同时也表明本风洞流场的重复性较好。由2、4号孔位PCB实验结果可发现,刚经过粗糙元的第二模态不稳定波会发生低频频移且第二模态不稳定波的最大幅值会有所减小。由4、5、6号孔位PCB实验结果可发现,在经过粗糙元后,第二模态不稳定波的频移与最大幅值会逐渐趋向于无粗糙元条件下流场结果。同时,也可以发

现光滑情况下第二模态不稳定波幅值在5号PCB孔位附近达到最大并开始衰减,而含粗糙元情况下第二模态不稳定波幅值一直处于增长。可发现粗糙元可延长第二模态不稳定波增长过程。由8号孔位PCB实验结果可发现,第二模态不稳定波经历了幅值先增大后减小的过程,最终特征消失,仅光滑情况下第二模态不稳定波特征还稍有表现,可判断粗糙



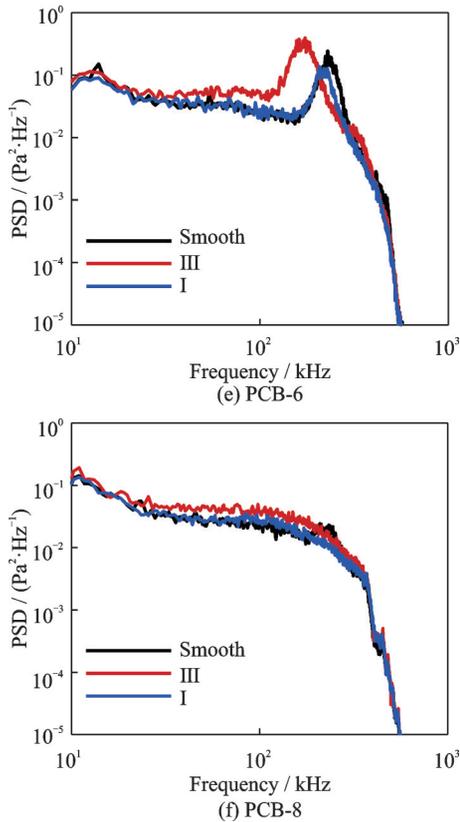


图 6 光滑与单粗糙元条带尖锥 6 个孔位 PSD 结果

Fig.6 PSD results of pressure fluctuation along sharp cone with smooth surface and single roughness element

元情况下流动均已湍流,光滑情况下流动即将进入湍流状态。由此现象可见,粗糙元虽然一定程度上可以降低部分频率范围的第二模态不稳定波的幅值,但是其增长率明显高于光滑尖锥情况。

之后,探究了单粗糙元条带对第二模态不稳定波传播速度影响。由于Ⅲ处放置的粗糙元较后,选取的统一对比处为 4 号孔位后,由此选择仍可观测到第二模态不稳定波信息的 4 号与 5 号孔位 PCB 所获取的信号进行互相关分析,结果如下。如图 7 所示为 4 与 5 号孔位 PCB 压力传感器信号经过互相关分析得到的曲线。两个 PCB 之间间距为 25 mm,在光滑、仅Ⅲ处放置粗糙元与仅Ⅰ处放置粗糙元情况下,两测点间的时间偏移量分别为 0.034 7、0.034 7 与 0.035 3 ms。经计算,得到的相速度约分别为 720.5、720.5 和 708.2 m/s(分别为 91.7%、91.7% 和 90.1% 的边界层外缘速度  $U_e$ )。三者差别不大且归一化相速度均符合  $[1-1/Ma, 1]$  慢模态相速度区间,说明单粗糙元条带仅影响了第二模态不稳定波的幅值与增长率,对第二模态不稳定波波包的传播速度无明显影响。

进一步,对第二模态不稳定波增长率影响进行研究。同样选取 4 号与 5 号孔位 PCB 所获取的信号进行分析。如图 8 所示为光滑、仅Ⅲ处布置粗糙元与

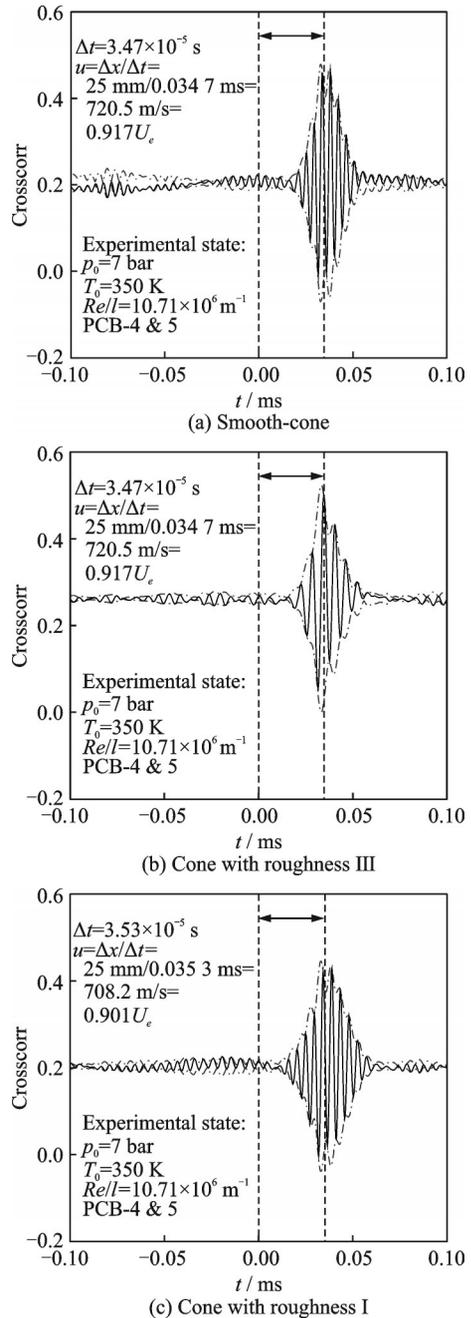


图 7 3 种情况下 4 与 5 号孔位 PCB 压力信号互相关系数曲线

Fig.7 PCB pressure signal correlation curves of holes 4 and 5 under three conditions

仅Ⅰ处布置粗糙元情况下,4 号与 5 号孔位间第二模态不稳定波增长率计算结果。对比光滑与仅Ⅰ处放置粗糙元情况,易发现 200 kHz 以下频率增长率几乎无差别,而 200 kHz 以上频率增长率仅Ⅰ处放置粗糙元情况下显著高于光滑情况;对比光滑与仅Ⅲ处放置粗糙元情况,则 100 kHz 以下频率增长率差别不大,而 100 kHz 以上是仅Ⅲ处放置粗糙元情况下的增长率先短暂下降后迅速增长起来并大幅超过光滑情况下的增长率。可能是因为Ⅲ处离 4、5 号孔位较Ⅰ处更近,显现出了更为短暂的影响,而显示的Ⅰ处影

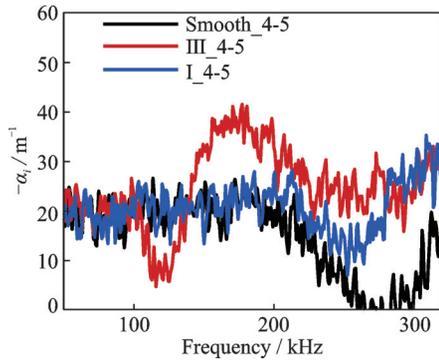


图8 3种情况下4与5号孔位间第二模态不稳定波增长率  
Fig.8 Amplification rate of the second mode instability wave between holes 4 and 5 under three conditions

响则是随流场较长时间后的影响或因为不同位置单粗糙元对不同段频率有影响,粗糙元越靠后,使受影响最低频率降低。

2.2.2 多粗糙元条带对不稳定波发展的影响

本节实验方法和条件2.2.1节相同,3条粗糙元分别位于I处、II处与III处。实验粗糙元布置方案分别为仅在I处放置粗糙元、在I处和II处放置粗糙元和在3处均放置粗糙元条带。实验数据处理后所获得的压强脉动功率谱密度结果如图9所示。

由1、2、4号孔位PCB测量结果可知,第二模态不稳定波每经过一次粗糙元条带,都会发生一次低频频移,而最大幅值不变或稍有减小。同样地,由4、5、6号孔位PCB实验结果可知,第二模态不稳定

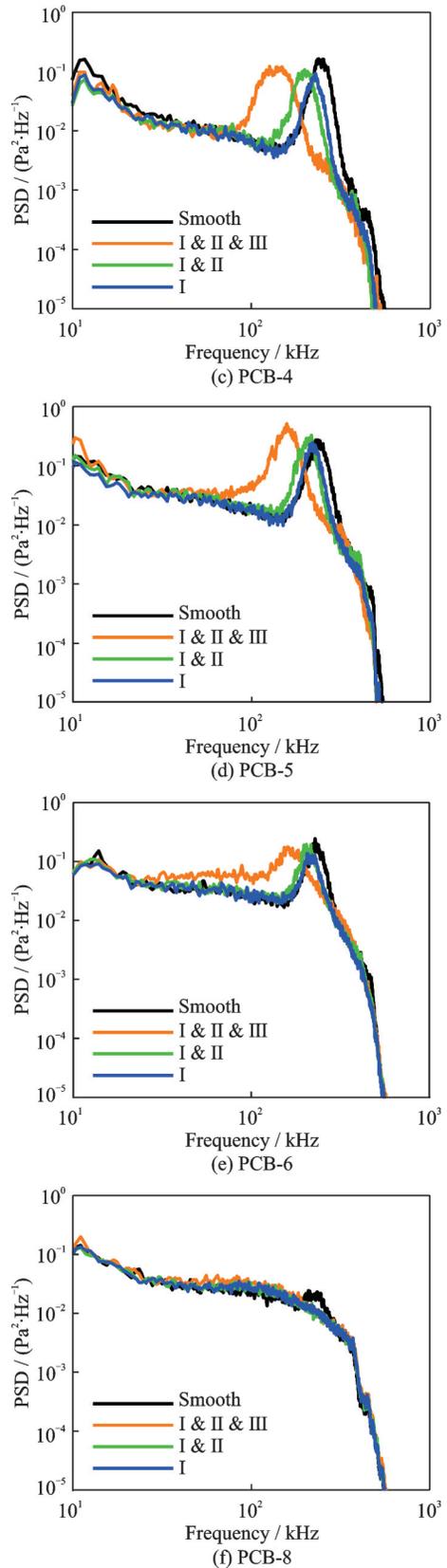
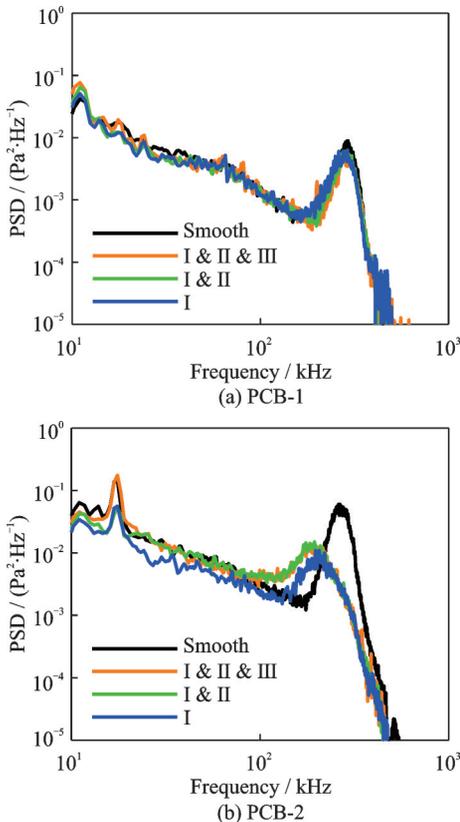


图9 光滑与多粗糙元条带尖锥6个孔位PSD结果  
Fig.9 PSD results of pressure fluctuation along sharp cone with smooth surface and multi-roughness elements

波经过粗糙元幅值恢复至不放置粗糙元状态时的位置取决于最后一个粗糙元的位置,越是远离最后一个粗糙元的位置,第二模态不稳定波越靠近无粗糙元情况下的第二模态不稳定波状态。由8号孔

位 PCB 实验结果可知,带粗糙元流动已湍流,光滑情况下流动即将湍流。

探究多粗糙元条带对第二模态不稳定波传播速度影响,选取分析段依旧为 4 与 5 号孔位间,结果如图 10 所示,两孔位间距 25 mm。由图可知,时间偏移分别为 0.034 7、0.035 3、0.035 2 和 0.034 0 ms。经计算,相速度分别为 720.5、708.2、710.2 和 735.3 m/s(分别为 91.7%、90.1%、90.4% 和 93.6% 的边界层外缘速度  $U_e$ )。4 者差别不大且归一化相速度均符合  $[1-1/Ma, 1]$  慢模态相速度区间,说明多个粗糙元条带对第二模态不稳定波波包的传播速度依旧没影响。

之后,研究多粗糙元条带情况下对第二模态不稳定波增长率影响。同样选取 4 号与 5 号孔位 PCB 所获取的信号进行计算,结果如图 11 所示。

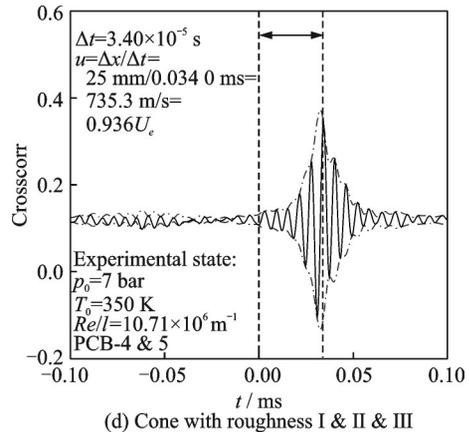
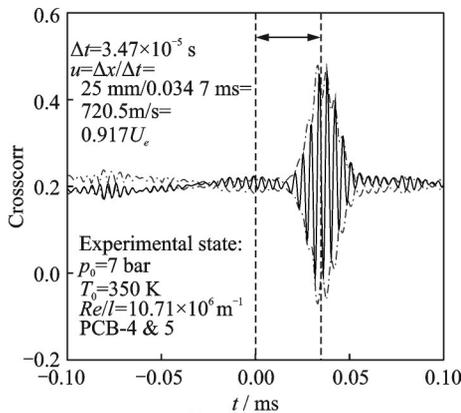
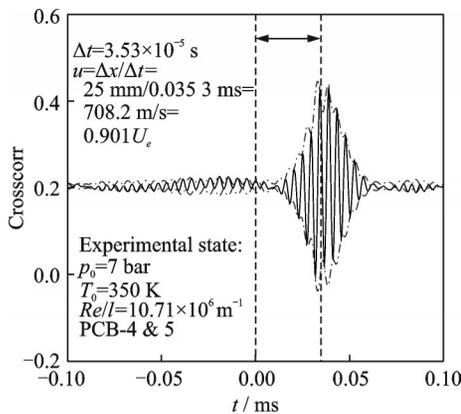


图 10 4 种情况下 4 与 5 号孔位 PCB 压力信号互相关系数曲线

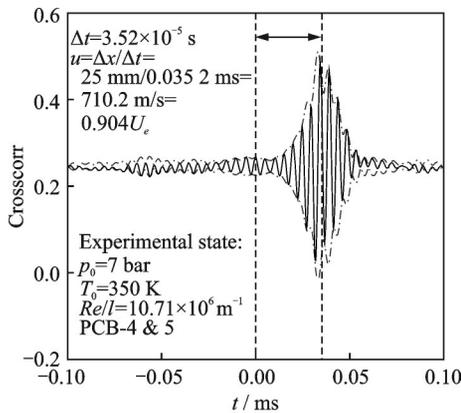
Fig.10 PCB pressure signal correlation curves of holes 4 and 5 under four conditions



(a) Smooth-cone



(b) Cone with roughness I



(c) Cone with roughness I & II

对比光滑与 2 处放置粗糙元情况,易发现 120 kHz 以下频率增长率几乎无差别,而 120 kHz 以上频率增长率先减小后增大并反超光滑情况下增长率大小;对比光滑与 3 处放置粗糙元情况,80 kHz 以下频率增长率与光滑情况下差别不大,而 80 kHz 以上增长率先短暂下降后迅速增长并超过光滑情况下的增长率。现象缘由同 2.2.1 节,可能增长率也存在与幅值一样的现象,会恢复至光滑情况下;也可能是粗糙元靠后会使得增长率增大的最低频率减小。

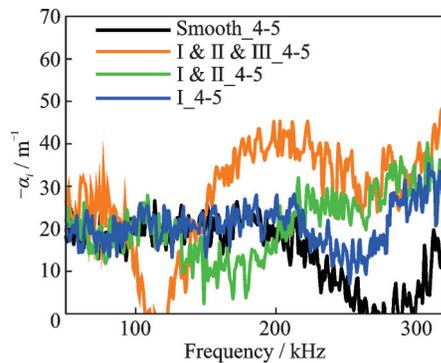


图 11 4 种情况下 4 与 5 号孔位间第二模态不稳定波增长率

Fig.11 Amplification rate of the second mode instability wave between holes 4 and 5 under four conditions

### 2.2.3 不同来流情况下粗糙元对转捩影响

为探究不同来流情况下,不同粗糙元布置方法所带来的效果差异,在总压 7 bar 的基础上还进行了总压分别为 5 与 9 bar,总温 350 K 的实验,来流单位雷诺数分别为  $Re_\infty = 7.65 \times 10^6 m^{-1}$  与  $Re_\infty = 13.77 \times 10^6 m^{-1}$ 。粗糙元布置方案分别为仅在 III 处布置粗糙元条带与在 I、II 和 III 处均布置粗糙元条带。实验 PCB 数据经处理后获得如图 12

所示的功率谱密度图,其中5 bar情况下仅选取了6与8号孔位处,9 bar情况下仅选取了4、5与6号孔位处。

首先对比来流总压5 bar情况下PSD图。在6号孔位处3种模型的第二模态不稳定波特征均明显。但在8号孔位处,3处均布置粗糙元条带情况下的第二模态不稳定波特征即将消失;同时仅Ⅲ处布

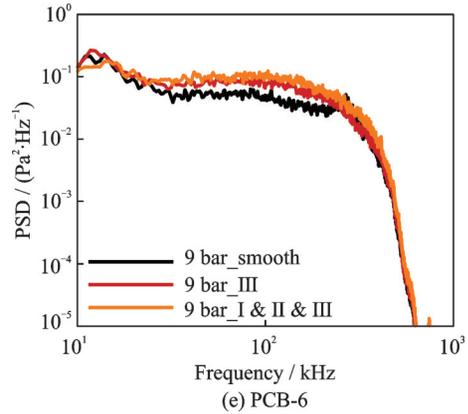
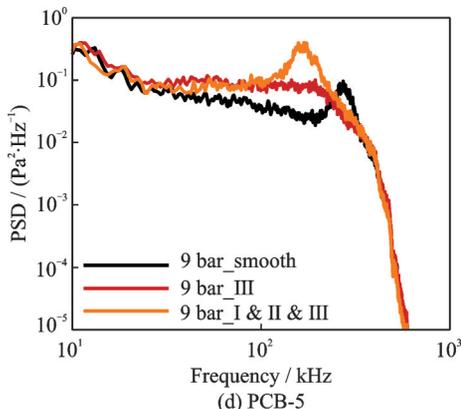
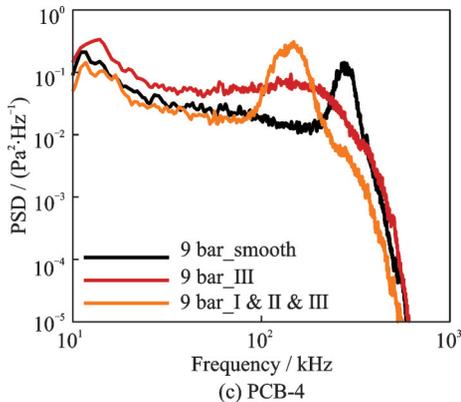
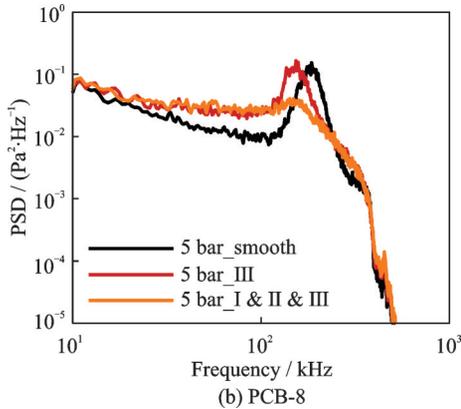
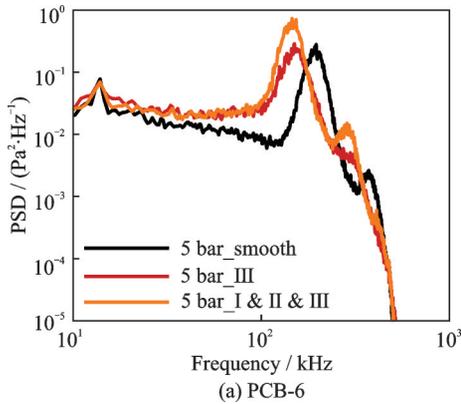


图12 5 bar与9 bar情况下部分孔位PSD结果  
Fig.12 PSD results of partial holes at 5 bar and 9 bar

置粗糙元情况下的第二模态不稳定波特征也不如光滑情况下的明显。可判断粗糙元情况下转捩结束点将被提前。在这两种粗糙元布置方案中,在5 bar总压情况下,3处均布置粗糙元条带相较于仅在Ⅲ处布置粗糙元条带更促进边界层转捩结束。图12(a)中,6号孔位PCB的PSD分布中出现了300~400 kHz范围的次峰值频率可能为第二模态不稳定波的谐波。谐波频率大致为其主频的2倍。此时第二模态不稳定波频率为140 kHz和200 kHz左右,而谐波频率在300 kHz和400 kHz左右,正好为第二模态不稳定波频率的2倍。由于谐波幅值相较主频不大,影响不大,因此没有考虑其影响。

接着对比来流总压9 bar情况下PSD图。在4号PCB孔位处,仅在Ⅲ处布置粗糙元情况下的第二模态不稳定波特征已经消失,流动经过粗糙元后立即变成湍流状态。在5号PCB孔位处,在3处均布置粗糙元与光滑情况下,第二模态不稳定波特征仍存在,但是在6号PCB孔位处3处均布置粗糙元情况下第二模态不稳定波特征消失,流动状态已经为湍流,而光滑情况下的第二模态不稳定波特征虽不明显了但是仍然存在,流动即将变成湍流。此时,带粗糙元条带情况下流动相较于光滑情况下均提前湍流,并且仅Ⅲ处布置粗糙元条带相较于3处均布置粗糙元条带更促进边界层转捩结束。

可以明显发现,在5 bar与9 bar情况下,仅在Ⅲ处布置粗糙元与3处均布置粗糙元时,不同布置方案对促进边界层转捩结束程度的比较结果不同。其原因可能在于不同来流情况下,同步点位置发生了改变。在较低单位来流雷诺数情况下,第二模态不稳定波同步点靠后,3处均布置粗糙元时靠前的粗糙元条带可能会起促进转捩的效果。而在较高单位来流雷诺数情况下,第二模态不稳定波同步点靠前,3处均布置粗糙元时靠前的粗糙元起延迟转捩的效果。所以,不同粗糙元布置方案在不同

来流情况下效果不同,可见粗糙元布置方案对来流情况较为敏感。

### 3 结 论

通过风洞实验探究了不同粗糙元布置方案以及不同来流情况下,粗糙元对第二模态不稳定波以及边界层转换影响。现整理本次实验探究发现可得出以下结果:

(1)当第二模态不稳定波经过粗糙元时,粗糙元会抑制第二模态不稳定波粗糙元的幅值。但第二模态不稳定波在远离粗糙元的下游会逐渐恢复至与原光滑无粗糙元情况下的第二模态不稳定波特征。粗糙元虽然会抑制第二模态不稳定波幅值,但会促进第二模态不稳定波频段的增长率。

(2)从互相关分析结果表明,粗糙元对第二模态不稳定波的传播速度没有明显影响。

(3)粗糙元在局部抑制第二模态不稳定波幅值并且增大其频段增长率的结果最终表现为促进了转换的结束。同时,粗糙元布置方案的效果对来流情况相当敏感。不同来流情况下粗糙元布置方案需改变。

#### 参考文献:

- [1] 李峰,解少飞,毕志献,等.高超声速飞行器中若干气动难题的实验研究[J].现代防御技术,2014,42(5):1-7.  
LI Feng, XIE Shaofei, BI Zhixian, et al. Experiment study of several on aerodynamic problems on hypersonic vehicles[J]. Modern Defence Technology, 2014, 42(5): 1-7.
- [2] 刘强,涂国华,罗振兵,等.延迟高超声速边界层转换技术研究进展[J].航空学报,2022,43(2):125357.  
LIU Qiang, TU Guohua, LUO Zhenbing, et al. Progress in hypersonic boundary transition delaying control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(2): 125357.
- [3] SCHNEIDER S P. Effects of roughness on hypersonic boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(2): 193-209.
- [4] JAMES C S. Boundary-layer transition on hollow cylinders in supersonic free flight as affected by Mach number and a screwthread type of surface roughness: NASA-MEMO-1-20-59A[R].[S.l.]:NASA, 1959.
- [5] HOLLOWAY P F, STERRETT J R. Effect of controlled surface roughness on boundary-layer transition and heat transfer at mach numbers of 4.8 and 6.0: NASA-TN-D-2054[R].[S.l.]:NASA, 1964.
- [6] FUJII K. Experiment of the two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 731-738.
- [7] DUAN L, WANG X, ZHONG X. A high-order cut-cell method for numerical simulation of hypersonic boundary-layer instability with surface roughness[J]. Journal of Computational Physics, 2010, 229(19): 7207-7237.
- [8] FONG D, WANG X, ZHONG X. Finite roughness effect on modal growth of a hypersonic boundary layer [C]//Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. [S.l.]:AIAA,2012: 1086.
- [9] DUAN L, WANG X, ZHONG X. Stabilization of a Mach 5.92 boundary layer by two-dimensional finite-height roughness[J]. AIAA Journal, 2013, 51(1): 266-270.
- [10] FONG K D, WANG X, ZHONG X. Stabilization of hypersonic boundary layer waves using 2-D surface roughness [C]//Proceedings of the 43rd AIAA Fluid Dynamics Conference. [S.l.]:AIAA,2013: 2985.
- [11] FONG K D, WANG X, ZHONG X. Numerical simulation of roughness effect on the stability of a hypersonic boundary layer[J]. Computers & Fluids, 2014, 96: 350-367.
- [12] MORTENSEN C H, ZHONG X. Numerical simulation of hypersonic boundary-layer instability in a real gas with two-dimensional surface roughness [C]//Proceedings of the 45th AIAA Fluid Dynamics Conference. [S.l.]:AIAA,2015: 3077.
- [13] FONG K D, WANG X, ZHONG X. Parametric study on stabilization of hypersonic boundary layer waves using 2-D surface roughness [C]//Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. [S.l.]:AIAA,2015: 0837.
- [14] FONG K D, WANG X, HUANG Y, et al. Second mode suppression in hypersonic boundary layer by roughness: Design and experiments[J]. AIAA Journal, 2015, 53(10): 3138-3144.
- [15] FONG K D, ZHONG X. DNS and PSE study on the stabilization effect of hypersonic boundary layer waves using 2-D surface roughness [C]//Proceedings of the 46th AIAA Fluid Dynamics Conference. [S.l.]: AIAA,2016: 3347.
- [16] FONG K D. A numerical study of 2-D surface roughness effects on the growth of wave modes in hypersonic boundary layers[M]. Los Angeles: University of California, 2017.
- [17] HALEY C L, ZHONG X. Direct numerical simulation

- tion of hypersonic flow over a blunt cone with axisymmetric isolated roughness[C]//Proceedings of the 47th AIAA Fluid Dynamics Conference. [S.l.] : AIAA, 2017: 4514.
- [18] HALEY C L, CASPER K M, ZHONG X. Joint numerical and experimental investigation of roughness effect on hypersonic 2nd mode instability and transition [C]//Proceedings of AIAA Scitech 2019 Forum. [S.l.]:AIAA, 2019: 0873.
- [19] KNISELY C P, ZHONG X. Sound radiation by supersonic unstable modes in hypersonic blunt cone boundary layers I : Linear stability theory[J]. Physics of Fluids, 2019, 31(2): 024103.
- [20] KNISELY C P, ZHONG X. Sound radiation by supersonic unstable modes in hypersonic blunt cone boundary layers II : Direct numerical simulation [J]. Physics of Fluids, 2019, 31(2): 024104.
- [21] HALEY C L. Attenuation of hypersonic second mode instability with discrete surface roughness on straight blunt cones[M]. Los Angeles: University of California, 2021.
- [22] MACK L M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition[J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 278-289.
- [23] MACK L M. Boundary layer linear stability theory: SEEN84-33757 [R].[S.l.]:AGARD, 1984.
- [24] TANG Q, ZHU Y, CHEN X, et al. Development of second-mode instability in a Mach 6 flat plate boundary layer with two-dimensional roughness[J]. Physics of Fluids, 2015, 27(6): 064105.
- [25] 周云龙. 考虑表面粗糙影响下的高超声速边界层稳定性研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2019.
- ZHOU Yunlong. Study of the effect of surface roughness on the hypersonic boundary layer stability[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019.
- [26] 黄冉冉, 司马学昊, 成江逸, 等. 基于Ludwig管的高超声速边界层转捩实验[J]. 气体物理, 2021, 6(5): 51-61.
- HUANG Ranran, SIMA Xuehao, CHENG Jiangyi, et al. Hypersonic boundary-layer transition experiments in Ludwig tube[J]. Physics of Gases, 2021, 6(5): 51-61.
- [27] 赵家权, 司马学昊, 黄冉冉, 等. 一种采用双弯管储气段布局的高超声速 Ludwig 管设计[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(S): 1-10.
- ZHAO Jiaquan, SIIMA Xuehao, HUANG Ranran, et al. Design of a hypersonic Ludwig tube with double-bent storage tube[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(S): 1-10.
- [28] MUNOZ F, WU J, RADESPIEL R, et al. Freestream disturbances characterization in Ludwig tubes at mach 6 [C]//Proceedings of AIAA Scitech 2019 Forum. [S.l.]:AIAA, 2019: 0878.
- [29] MARINEAU E C, MORARU G C, LEWIS D R, et al. Mach 10 boundary layer transition experiments on sharp and blunted cones [C]//Proceedings of the 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. [S.l.]:AIAA, 2014: 3108.

(编辑:夏道家)