

激波串与进气道肩部分离泡相互作用*

聂宝平, 李祝飞, 杨基明

(中国科学技术大学 近代力学系, 安徽合肥 230027)

摘要: 针对高超声速进气道激波串与肩部分离泡相互作用时的流动振荡问题, 在来流马赫数为6的激波风洞中, 采用高速纹影拍摄结合壁面动态压力测量, 研究了有/无抽吸情况下激波串与肩部分离泡的相互作用过程。结果表明: 当激波串前移至肩部附近时, 有抽吸进气道也会产生大尺度的分离泡, 进而有/无抽吸进气道内的激波串均会与肩部分离泡形成耦合振荡, 并造成严重的脉动压力。在激波串的推动下, 分离泡能够自由地越过肩部凸拐角, 使得其自身的低频振荡特性能够显现。激波串内的压力波动会显著改变分离泡的形态, 而分离泡形态的变化又会影响激波串内的压力, 两者相互耦合从而维持这种低频振荡。无抽吸进气道具有相同的低频耦合振荡特性; 而抽吸缝阻碍了上下游的信息传递, 使得有抽吸进气道的分离泡低频振荡显著, 而激波串振荡具有一定的宽频特性。经分离激波振荡范围和进气道入口速度无量纲后, 有/无抽吸进气道低频耦合振荡的 St 均处于0.011~0.021, 与经典分离泡的低频振荡特性相当。

关键词: 高超声速进气道; 边界层抽吸; 激波串; 分离泡; 耦合振荡

中图分类号: V211.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 03-2203078-14

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2203078

Interactions Between Shock Train and Separation Bubble on Inlet Shoulder

NIE Bao-ping, LI Zhu-fei, YANG Ji-ming

(Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China)

Abstract: Flow oscillations in a hypersonic inlet caused by interactions between the shock train and separation bubble on inlet shoulder were investigated in a shock tunnel with a freestream Mach number of 6. Synchronized high speed schlieren photography and dynamic pressure measurements were conducted in the inlets with and without a boundary-layer-suction device to better understand the interactions between the shock train and the separation bubble on the shoulder. The results show that the inlet even with the boundary-layer-suction device generates a large scale separation bubble on the shoulder as the shock train moves forward. As a result, coupled oscillations occur in both inlets with and without the boundary-layer-suction device, leading to severe fluctuating pressure. As driven by the shock train, the separation bubble can freely cross the convex corner of the shoulder to manifest its nature of low frequency oscillations. The pressure fluctuation in the shock train dramatically changes the shape of the separation bubble. In turn, the variation of the separation bubble affects the pressure in the shock train. Thus, the low frequency coupled oscillations can be maintained. The same low frequency

* 收稿日期: 2022-03-22; 修订日期: 2022-06-24。

基金项目: 国家自然科学基金 (12172354; 11621202)。

作者简介: 聂宝平, 博士生, 研究领域为高超声速空气动力学。

通讯作者: 李祝飞, 博士, 副教授, 研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: lizhufei@ustc.edu.cn

引用格式: 聂宝平, 李祝飞, 杨基明. 激波串与进气道肩部分离泡相互作用[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 2203078. (NIE Bao-ping, LI Zhu-fei, YANG Ji-ming. Interactions Between Shock Train and Separation Bubble on Inlet Shoulder[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3): 2203078.)

oscillation characteristics were observed in the inlet without the boundary-layer-suction device. However, the shock train oscillations show a certain broadband features in the inlet with the boundary-layer-suction device, which are different from the low frequency oscillations of the separation bubble, because the suction slots impede the communion between upstream and downstream. When the low frequencies of the coupled oscillations in both inlets are nondimensionalized by the oscillation range of the separation shock and the velocity at the inlet entrance, the Strouhal numbers St range from 0.011 to 0.021, which are similar to the low frequency oscillations of a canonical separation bubble.

Key words: Hypersonic inlet; Boundary layer suction; Shock train; Separation bubble; Coupled oscillation

1 引言

超燃冲压发动机工作时,为匹配入口来流与下游燃烧室产生的高反压条件,在进气道/隔离段内会产生包含激波/激波干扰、激波/边界层干扰的复杂激波串结构^[1-2]。随着反压的增大,激波串逐渐前移并与进气道内事先存在的背景波系^[3]相互干扰,进而呈现出如“突跳”^[4-7]、振荡^[3,8]等不同的运动特性。相应地,激波串的振荡范围和频率也会发生变化,不仅给发动机带来严酷的脉动压力载荷^[9-10],而且影响下游的燃烧效率^[11]。

激波串振荡受多种因素的影响^[12],如来流马赫数^[13]、边界层^[14]、反压^[15]以及管道形状^[16]等,对于进气道而言,情况往往更加复杂。在进气道入口处,上下壁面的边界层厚度存在差异,而唇口激波容易引起进气道肩部出现流动分离,进一步加剧了上下壁面的差异性。此外,肩部附近的激波/膨胀波会在下游隔离段内反射,形成多个逆/顺压梯度区^[17],从而影响激波串的运动。特别地,当激波串前移至进气道肩部时,往往会与肩部事先存在的分离泡相互作用^[18-20],此时进气道处于即将不起动的临界状态^[21-22]。鉴于肩部分离泡具有受肩部凸拐角膨胀效应^[23-25]影响的特殊性,当激波串与肩部分离泡相互作用后,两者的运动特性往往会发生突变。Herrmann等^[26]在实验中观察到,当激波串与肩部分离泡相互作用时,激波串前沿的振荡更加剧烈。Tan等^[18]在研究高超声速进气道不起动过程时发现,当激波串前移至进气道喉道附近时,肩部分离泡显著增大,并且形成有规律的振荡,Tan将这种振荡归因于进气道入口处两侧溢流带来的气流动量变化。然而,Li等^[27-28]、李一鸣等^[29]在两侧没有溢流的高超声速进气道实验中也观察到类似的现象。可见,激波串与肩部分离泡相互作用时的振荡原因仍有待进一步明晰。

在设计高超声速进气道时,边界层抽吸^[30-31]作为主要的流动控制方式之一,常被用来减小甚至消除唇口激波入射导致的流动分离,同时提高进气道的抗反压能力。然而,边界层抽吸不仅会改变进气道原本的波系结构,还会影响激波串的运动特性。Weiss等^[32]、李季等^[33]发现,激波串在抵达抽吸缝附近时,其形态会发生显著变化。黄蓉等^[34]在高超声速进气道实验中观测到,当激波串由抽吸缝下游运动至抽吸缝区域时,由大幅低频振荡转变为小幅高频振荡。由此可以推测,边界层抽吸很可能影响激波串与肩部分离泡的相互作用过程,而其影响规律却鲜见实验报道。

本文在来流马赫数 $Ma=6$ 的激波风洞中,采用高速纹影拍摄结合壁面动态压力测量,开展激波串与进气道肩部分离泡相互作用过程研究,通过对比相同构型进气道在有/无抽吸情况下的流场,以期深入理解这种相互作用过程,进而提升对激波串振荡的认识,同时为进气道不起动预警提供有价值的参考。

2 模型与方法

实验在中国科学技术大学KDJB330激波风洞^[28]中开展,风洞来流马赫数、总压、总温分别为 $Ma=6$, 1.97MPa, 940K, 对应的单位雷诺数为 $5.3 \times 10^6 \text{m}^{-1}$, 风洞有效实验时间约为 20ms。

采用的二元进气道实验模型如图1所示,模型总长为 518mm, 宽为 60mm。该进气道采用两级外压缩,第一、二级外压缩面的压缩角分别为 10° 和 8° , 唇口处的压缩角为 6° , 进气道的内收缩比为 1.37, 具体尺寸见图1(a)。为了突出肩部分离泡的流动特征,进气道肩部采用凸拐角。在进气道肩部下游连接高度为 12mm 的等直隔离段,隔离段下游连接高度为 20mm 的突扩通道。在突扩通道出口处,安装有楔角为 30° 的堵楔进行节流以产生反压。通过前后移动堵楔可以调整堵塞比 TR , 从而改变反压。 TR 定义为

$$TR = \left(1 - \frac{A_{t,plug}}{A_{iso}}\right) \times 100\% \quad (1)$$

式中 $A_{t,plug}$ 和 A_{iso} 分别为堵楔处的喉道面积、等直隔离段的横截面积。 TR 可以在 0~100% 内变化,每次实验时 TR 为某一固定值。为了对比有/无抽吸时进气道的流动特性,在进气道肩点下游安装有可以替换的无抽吸或有抽吸模块(见图1(b)和图1(c)),其中,抽吸模块包含4条间距为8mm的抽吸缝,抽吸缝的长为38mm,宽为2mm,深为6mm。

进气道模型两侧安装有光学玻璃,用来观测内流场。采用高速纹影拍摄进气道流场的变化特征,纹影均采用竖直刀口,以获取流场水平方向的密度梯度变化^[35]。如图1(a)所示,在压缩面一侧和唇口板一侧,沿壁面中心线分别布置有14个和9个压力传感器,其中,K1~K8压力传感器的自然响应频率为200kHz,其余压力传感器的自然响应频率为100kHz。压力传感器R1,R2,K1,K2,C1~C5的量为100kPa,其余压力传感器的量程均为300kPa,压力测量误差在满量程的0.1%以内。压力信号的采样率为1MHz,

后文中若无特别说明,压力信号均经过20kHz低通滤波处理。在实验过程中,采用数字延迟发生器同步触发高速纹影拍摄系统和压力信号采集系统。

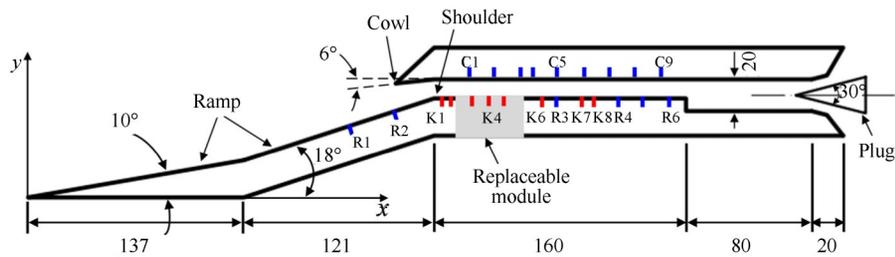
3 结果与讨论

3.1 无堵塞时进气道流动特征

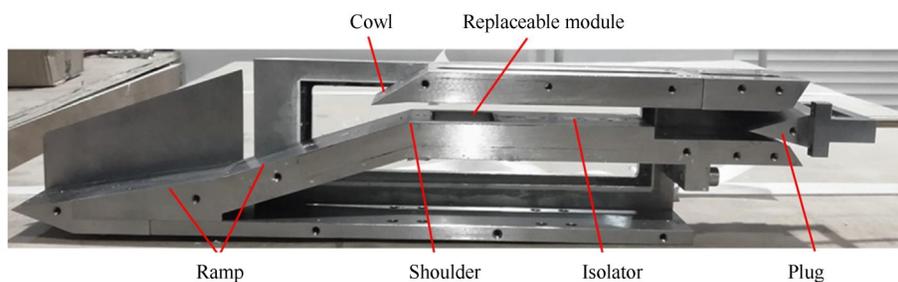
在进行堵塞节流之前,厘清通流情况下有/无抽吸进气道各自的流场特点是十分必要的。模型出口无堵塞时,有/无抽吸进气道流场纹影如图2所示,相应地,图3给出了上下壁面的沿程压力分布,并用误差棒的形式给出了多次实验的均方差。

3.1.1 流场基本结构

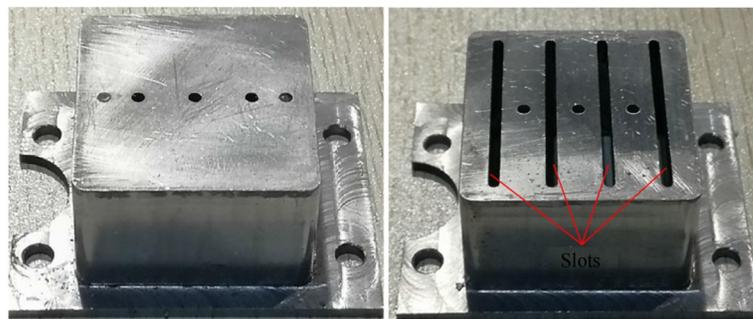
如图2(a)所示,在无抽吸的进气道中,唇口激波①入射在进气道肩部形成了尺度较大的分离泡③,并在肩点处产生分离激波②,经过肩点分离激波的压缩,肩部分离泡内的K1,K2测点压力上升(图3(a))。肩部分离泡在K4测点附近再附,并产生再附激波⑤。再附激波在下游的上下壁面间反射形成反射波系,这些波系构成了无堵塞条件下无抽吸进气



(a) Schematic of the inlet model (dimensions in mm)



(b) Photograph of the inlet model (removing one sidewall for viewing convenience)



(c) Replaceable modules (left without suction; right with suction)

Fig. 1 Test model

道内事先存在的背景波系。

如图2(b)所示,在有抽吸的进气道中,用白色矩形标记了抽吸缝,并从上游至下游依次标识为1~4。由于抽吸缝吸除了近壁面的低能流,使得肩部分离泡显著减小,唇口激波入射在K3测点附近,分离激波处于K2测点下游。肩点处形成膨胀扇④,受此膨胀扇的影响,K1,K2测点以及唇口板上C1~C3测点的压力相对于无抽吸时明显降低,超声速气流经过抽吸缝产生的4道障碍激波⑥入射到上壁面,并在下游反射形成反射波系,使得图3(b)中的壁面压力分布呈现峰谷交替的特点。

对比图2(a)和图2(b)不难发现,无堵塞条件下有/无抽吸进气道内背景波系的差异,主要体现在抽吸缝上游的区域。抽吸缝下游的反射波系与无抽吸时类似,对应的壁面压力分布趋势也接近。这也预示着,有堵塞条件下抽吸缝附近及其上游的流动结构,将是值得关注的重点。

3.1.2 壁面压力动态特性

无堵塞情况下,有/无抽吸进气道在抽吸缝上游

区域最显著的差异是肩部分离泡的形态(见图2)。这种肩部分离泡的成因,本质来源于激波入射凸拐角引起的激波/边界层干扰。为进一步认识肩部分离泡的动态特性,图4对分离泡内的测点压力信号进行了功率谱分析(Power Spectral Density, PSD),同时分析了上游湍流边界层内R1测点的功率谱作为对比。此处的压力信号经过100kHz低通滤波处理后,减掉了平均值,并采用无量纲形式的预乘功率谱 $g(f)=f \cdot G(f)/\sigma^2$ 进行表征,其中, f 为频率, σ 为脉动压力均方根, $G(f)$ 为脉动压力的功率谱密度。

如图4(a)所示,在无抽吸的进气道中,位于肩部分离激波根部附近的K1测点以及位于再附激波附近的K3,K4测点,三者的预乘功率谱均集中在10kHz以上的高频段,并且与未受激波干扰的上游湍流边界层内测点R1的预乘功率谱类似。尽管激波/边界层干扰在肩部造成了大尺度的流动分离(见图2(a)),却并未出现经典的激波/边界层干扰中的低频振荡特征^[36]。这主要是由于肩部凸拐角处的奇异性^[24-25]使得分离点以及分离激波不足以自由地越过凸拐角,

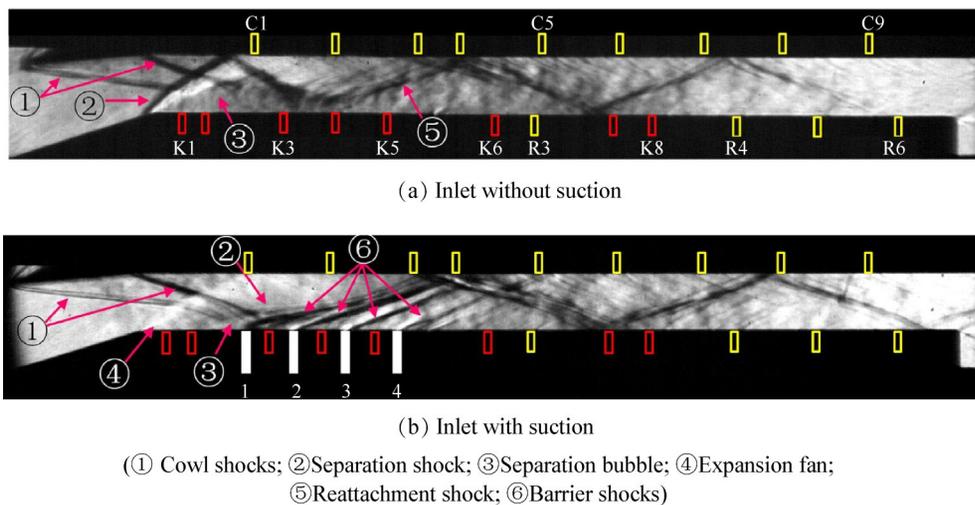


Fig. 2 Schlieren images at unthrottled condition (vertical knife edge)

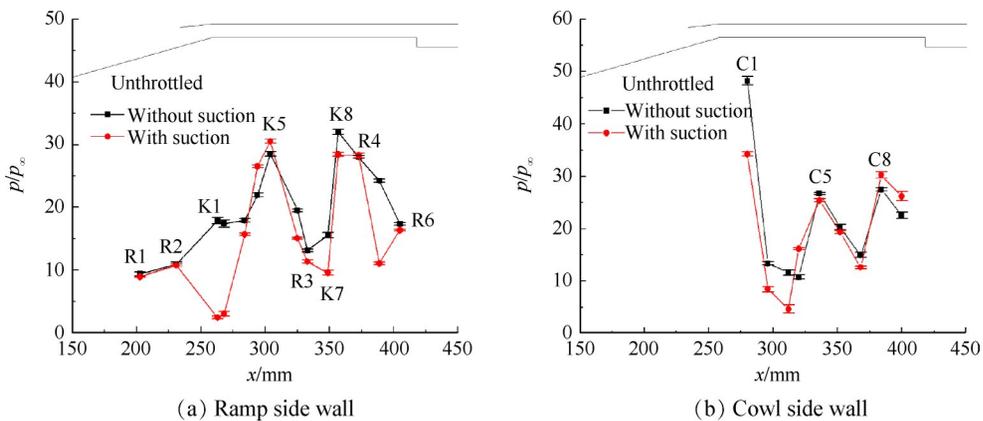


Fig. 3 Mean wall pressure distributions at unthrottled condition

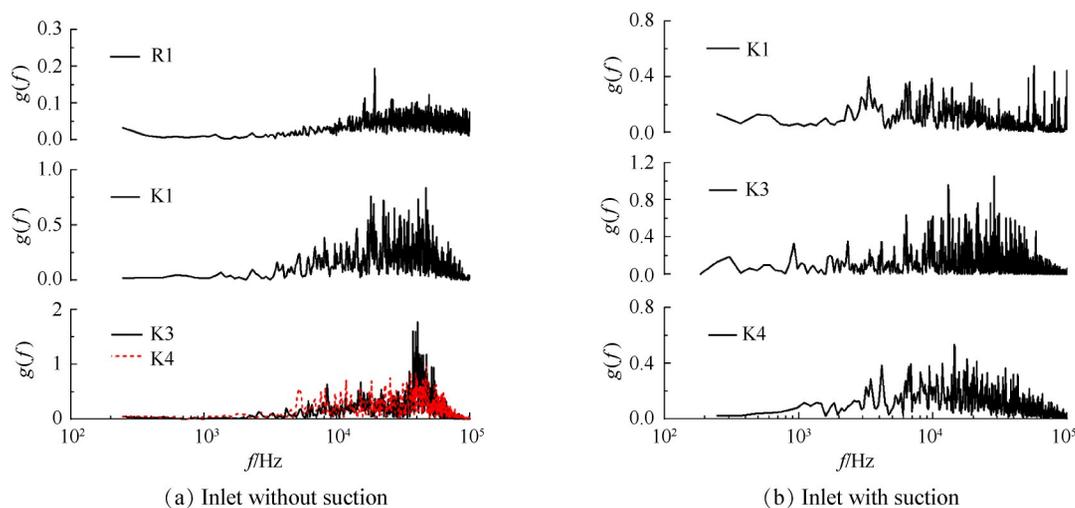


Fig. 4 PSD of typical survey points at unthrottled condition

继而显著抑制了分离激波的低频振荡。取而代之的是,分离泡的动态特性以湍流引起的高频脉动为主。

如图4(b)所示,在有抽吸的进气道中,唇口激波入射点附近K3测点的预乘功率谱在1kHz以下的低频段,具有明显的峰值。尽管抽吸作用使得激波/边界层干扰造成的流动分离很小,但由于分离点以及分离激波远离肩部凸拐角(见图2(b)),并且可以相对自由地移动,继而显现出与经典的激波/边界层干扰^[36]相类似的低频振荡特征。

有/无抽吸进气道肩部分离泡自身动态特性的差异也预示着,在有堵塞的条件下,当下游激波串前移至肩部分离泡时,有/无抽吸的进气道很有可能出现完全不同的振荡特征。这也将是值得关注的重点。

3.2 无抽吸进气道激波振荡特性

在无抽吸进气道中,通流状态下的肩部分离泡受凸拐角的限制,并未表现出经典激波/边界层干扰所带来的低频振荡。然而,在有堵塞的情况下,进气道反压增大后,将产生向上游移动的激波串。由于激波串具有明显的低频自激振荡特性^[2],这种低频自激振荡很可能会影响肩部分离泡原有的动态特性;同时,肩部分离泡的变化也很可能会改变激波串原有的振荡特性。换言之,两者将可能发生相互作用。在典型堵塞比下,探讨这种相互作用的机理和规律,将有助于提升对进气道激波振荡特性的认知。

3.2.1 典型堵塞比下的流场结构

无抽吸进气道在堵塞比 $TR=20\%$ 和 25% 时,典型时刻的纹影照片分别如图5(a)和图5(b)所示。相应地,在图6(a)和图6(b)的压力信号中分别标注了与图5对应的时刻。图5和图6均表明 $TR=20\%$ 和 25% 时激波串剧烈振荡,但两者的特征却完全不同。

如图5(a)所示,当 $TR=20\%$ 时,K5测点上游的流场结构与通流状态(见图2(a))类似,并未受到下游堵塞的影响。然而,在进气道后段出现了激波串,激波串前沿(Shock Train Leading Edge, STLE, 采用黄色虚线标识)以K6测点附近自下壁面入射到上壁面的斜激波为主要特征。受进气道内事先存在的背景波系影响,STLE在上壁面的入射点未能越过C4测点,而是在C4和C5之间振荡。

在图5(a)中的 t_1 时刻,STLE运动至最上游,位于STLE根部下游附近的K6测点以及STLE在上壁面入射点下游附近的C5测点,均达到压力峰值(见图6(a))。在图5(a)中的 t_2 时刻,STLE后撤至最下游,K6和C5测点的压力大幅降低。受STLE振荡的影响,K6和C5测点的压力均出现大幅变化。需要注意的是,在激波串振荡的同时,图6(a)中位于STLE上游的K1和K4测点的压力信号却很平稳。这表明 $TR=20\%$ 时,无抽吸进气道的肩部分离泡能够维持相对稳定,而激波串与肩部分离泡尚未发生相互作用。

如图5(b)所示,当 TR 增大至 25% 时,随着激波串的前移,无抽吸进气道内的流场结构出现了显著的变化。STLE以C1和C2测点之间,自上壁面入射到下壁面的斜激波为主要特征。STLE与进气道肩部事先存在的分离泡一起振荡,且进气道喉道下游测点的压力信号均表现出准周期性的波动(见图6(b))。换言之, $TR=25\%$ 时,无抽吸进气道内的激波串与肩部分离泡发生了相互作用。

以图6(b)中一个典型振荡周期 $t_1' \sim t_3'$ 为例,图5(b)给出了对应时刻的流场纹影,相应的下壁面瞬时压力分布如图7所示,该压力分布由相应时刻前后各 0.05ms 内的压力平均得到,并和通流状态下的压力分

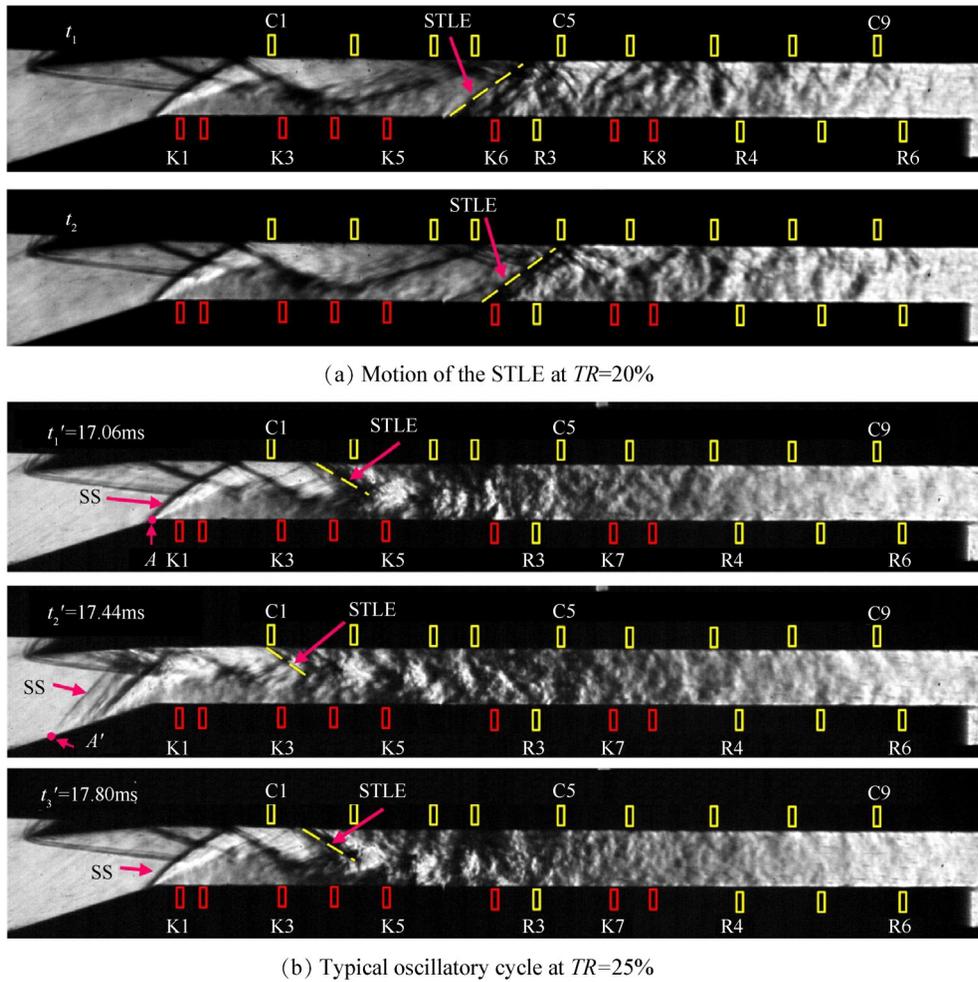


Fig. 5 Schlieren images of the inlet without suction at typical TRs

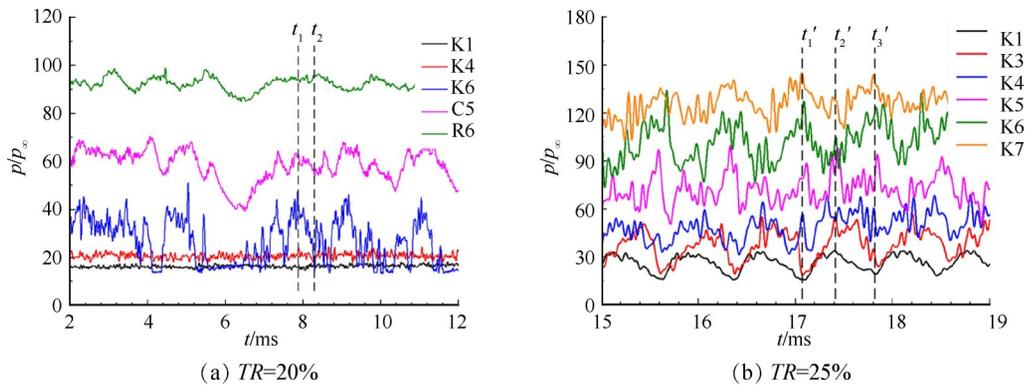


Fig. 6 Pressure signals of typical survey points in the inlet without suction

布进行对比。结合图5(b)中的流场纹影和图7中的压力分布,可以对激波串与肩部分离泡的相互作用过程进行分析。

在图5(b)中的 t_1' 时刻,进气道肩点处的分离激波SS与STLE均处于振荡周期内最下游的位置,肩部分离泡与STLE在下壁面的K4测点附近相连。此时,图6(b)中进气道肩部分离泡内K1和K3测点的压力均处于波谷,而肩部分离泡下游K4~K8测点的压力

均处于波峰。从图7中 t_1' 时刻的压力分布可以看出,进气道肩部分离泡尾部(K4附近)的逆压梯度大幅增加,这主要是由STLE入射以及下游激波串积蓄的高压气流造成的。强逆压梯度使得肩部分离泡能够越过肩部凸拐角,SS与STLE也开始前移。

在 $t_1' \sim t_2'$ 时间段内,肩部分离泡向上游扩张并越过肩部凸拐角,SS前移至第二级压缩面上,STLE前移至上壁面C1测点附近(见图5(b))。通过提取各周期

内分离激波 SS 根部的振荡范围(图 5(b)中 A 点到 A' 点的距离),可以得到 SS 根部平均振荡范围为 19.5mm。到 t_2' 时刻,肩部分离泡内 K1~K3 测点的压力大幅上升,而激波串内部 K6~K8 测点的压力降低(见图 6(b))。此时,肩部分离泡尾部(K3 附近)的逆压梯度与 t_1' 时刻相比,已经明显减小,不足以推动肩部分离泡继续向上游移动,取而代之的是,肩部分离泡开始缩小。需要注意的是,在 SS 与 STLE 前移过程中,进气道唇口处并未发生溢流,因此,激波串内部测点的压力降低必然是受到了肩部分离泡形态变化的影响,两者相互作用。

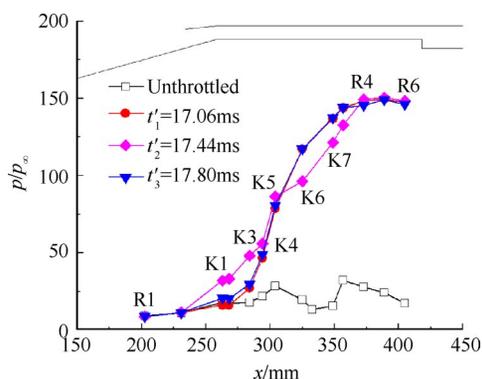


Fig. 7 Instantaneous pressure distributions of typical moments at TR=25%

$t_2' \sim t_3'$ 时间段为肩部分离泡的收缩阶段(见图 5(b)),SS 连同 STLE 一起后撤。后撤时肩部分离泡内 K1~K3 测点的压力呈下降趋势,而激波串内 K6~K8 测点的压力呈上升趋势(见图 6(b))。当 t_3' 时刻 SS 与 STLE 后撤至最下游时,肩部分离泡尾部的逆压梯度再次增大(见图 7),于是肩部分离泡在激波串内积蓄的高压气流的推动下,再次开始向上游扩张,经历下一个周期的运动。

由上述对激波串与肩部分离泡相互作用过程的分析可以看出,激波串与肩部分离泡共同呈现出周期性振荡,本文将这种现象称之为激波串与肩部分离泡的耦合振荡。

3.2.2 壁面压力动态特性

图 8 对比了激波串与肩部分离泡未发生相互作用($TR=20\%$)以及两者耦合振荡时($TR=25\%$),进气道上下壁面的脉动压力 σ 分布。可以看出,激波串与肩部分离泡耦合振荡在进气道内造成了更严重的脉动压力。例如,当激波串与肩部分离泡未发生相互作用时,K3 测点的脉动压力约为 p_{∞} ;而当两者耦合振荡时,K3 测点的脉动压力高达 $9p_{\infty}$,两种工况下 K3 测点的脉动压力出现了数量级的差异。

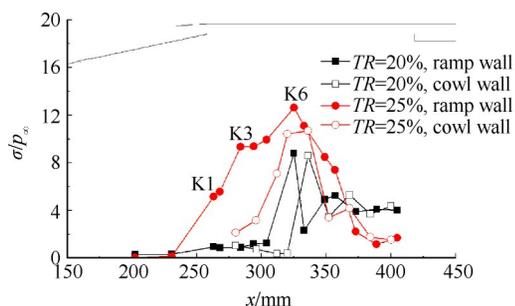


Fig. 8 Fluctuating pressure distributions at typical TRs in the inlet without suction

为进一步分析压力信号的频域特征,图 9(a)给出了 $TR=20\%$ 时,典型测点的预乘功率谱密度。可以看出,当激波串与肩部分离泡未发生相互作用时,STLE 根部附近 K6 测点的功率谱分布明显不同于其上游测点。由于激波串自身具有的振荡特性,K6 测点压力脉动能量主要集中在 1kHz 以下的低频段。而在 STLE 上游 K4 测点的预乘功率谱与通流状态(图 4(a))类似,主要集中在 10kHz 以上的高频段。

图 9(b)分析了 $TR=20\%$ 工况下,肩部分离泡内最上游的 K1 测点与激波串内 K6, K8 测点压力信号的相关性。可以看出,肩部分离泡与激波串所在区域的测点压力信号之间的相关性很弱。这表明激波串的振荡与肩部分离泡之间无明显关联,即分离泡的运动特性不受激波串影响。

图 10(a)给出了激波串与肩部分离泡耦合振荡状态下测点脉动压力的预乘功率谱密度。与图 9(a)明显不同的是,耦合振荡状态下,激波串和分离泡内测点功率谱具有类似的分布规律,均在 1.3kHz 附近出现振荡主频,关于这种振荡频率的产生机制将在 3.4 节进一步讨论。图 10(b)中测点压力信号的相关性分析表明,在耦合振荡状态下,肩部分离泡与激波串内测点压力信号间表现出明显的负相关。这表明,STLE 与肩部分离泡相遇后,改变了肩部分离泡尾部的逆压梯度环境;而肩部分离泡的前移与后撤,则发挥了调节激波串内积蓄的高压气流的作用。这种负反馈变化是分离泡与激波串能够维持周期性振荡的重要原因。

上述分析表明,在无抽吸进气道中,当激波串与肩部事先存在的分离泡相互作用后,各自原有的振荡特性均不再维持,取而代之的是呈现出相同的低频振荡特性。这种耦合振荡与肩部形状以及肩部分离泡尺度密切相关。而在本文有抽吸进气道中,肩部事先并没有大尺度的分离泡,当激波串前移至肩部时会出现何种形式的振荡是值得关注的。

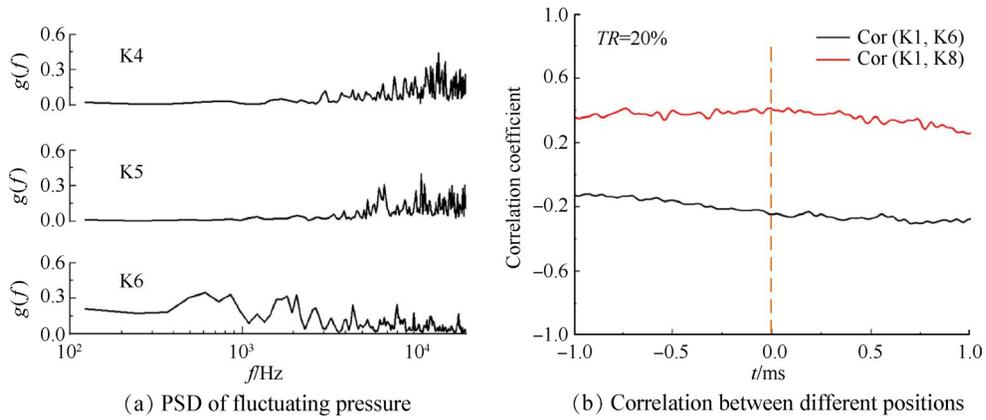


Fig. 9 PSD and correlation of pressure at $TR=20\%$

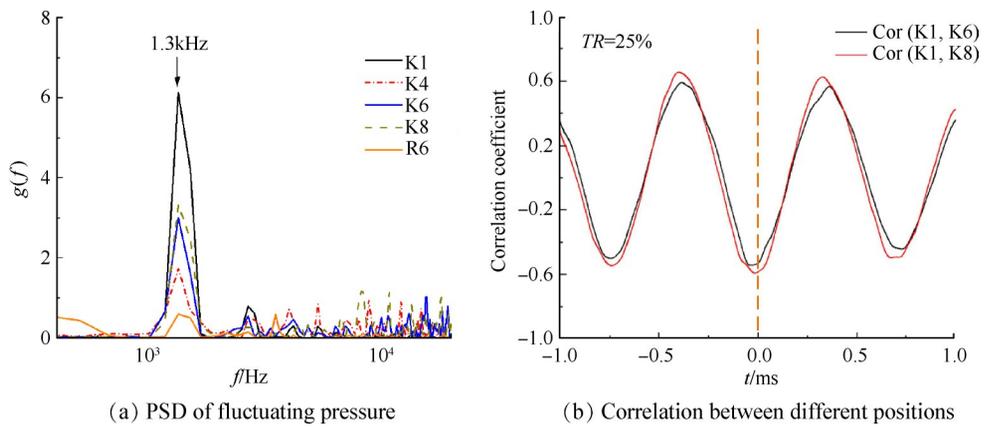


Fig. 10 PSD and correlation of pressure at $TR=25\%$

3.3 有抽吸进气道激波振荡特性

3.3.1 典型堵塞比下的流场结构

图 11 和图 12 给出了有抽吸进气道在典型堵塞比下的流场纹影照片。如图 11(a), (b) 所示, 在 $TR=25\%$ 和 30% 时, 激波串内的超声速主流区偏向下壁面, STLE 以 C2 测点附近自上壁面入射到下壁面的斜激波为主要特征。STLE 在下壁面的振荡受到抽吸缝泄流的作用, 当 $TR=25\%$ 时 STLE 在第 4 道抽吸缝附近振荡 (见图 11(a)), 而当 $TR=30\%$ 时 STLE 在第 3 道与第 4 道抽吸缝之间振荡 (见图 11(b))。在这两个堵塞比下, 下壁面第 3 道抽吸缝上游的流动没有受到 STLE 的影响。

图 12(a) 展示了 $TR=35\%$ 时典型时刻的流场纹影, 对应时刻标注在图 13(a) 的压力信号中。值得注意的是, 有抽吸进气道的肩部事先并没有大分离泡, 但因 STLE 在下壁面入射产生了强逆压梯度才迫使肩部产生了大分离泡 (图 12(a))。肩部分离泡覆盖 K1~K4 测点, 其尺度与无抽吸时接近 (图 5(b) 中 t_1' 时刻)。在此工况下, 肩点处的分离激波 SS 出现小幅振荡, 分离泡内 K1~K3 测点的压力呈现小幅周期性波

动, 而 K4~K8 测点的压力大幅波动 (见图 13(a)), 表明激波串与肩部分离泡发生了相互作用。尽管此时的堵塞比明显大于无抽吸进气道所能承受的最大堵塞比, 但由于抽吸缝能够抑制反压前传, STLE 根部未曾越过 C1 测点, SS 也仅在肩点附近振荡。纹影录像表明 SS 根部的平均振荡范围为 9.5mm。由于抽吸缝泄除了近壁面的低动量气流, STLE 下游的下壁面附近仍然存在较大范围的超声速区, 在图 12(a) 中能看到第 4 道抽吸缝产生的障碍激波 I。

图 14(a) 给出了与图 12(a) 典型时刻纹影对应的进气道下壁面瞬时压力分布, 该瞬时压力由相应时刻前后 0.05ms 内的压力平均得到。从图 14(a) 可以看出, 在典型振荡周期 $t_1 \sim t_3$ 内, 由于肩部产生了大尺度的分离泡, K1~K3 测点的压力相较于无堵塞时明显增大。在 t_1 时刻, SS 与 STLE 处于振荡周期内的最下游位置, 分离泡内 K1~K4 测点的压力处于波谷, 而激波串下游 K6~K8 测点的压力处于波峰 (见图 13(a))。

$t_1 \sim t_2$ 时段为 SS 与 STLE 的前移阶段, STLE 在下壁面的入射位置由 K5 测点前移至 K4 测点附近。从图

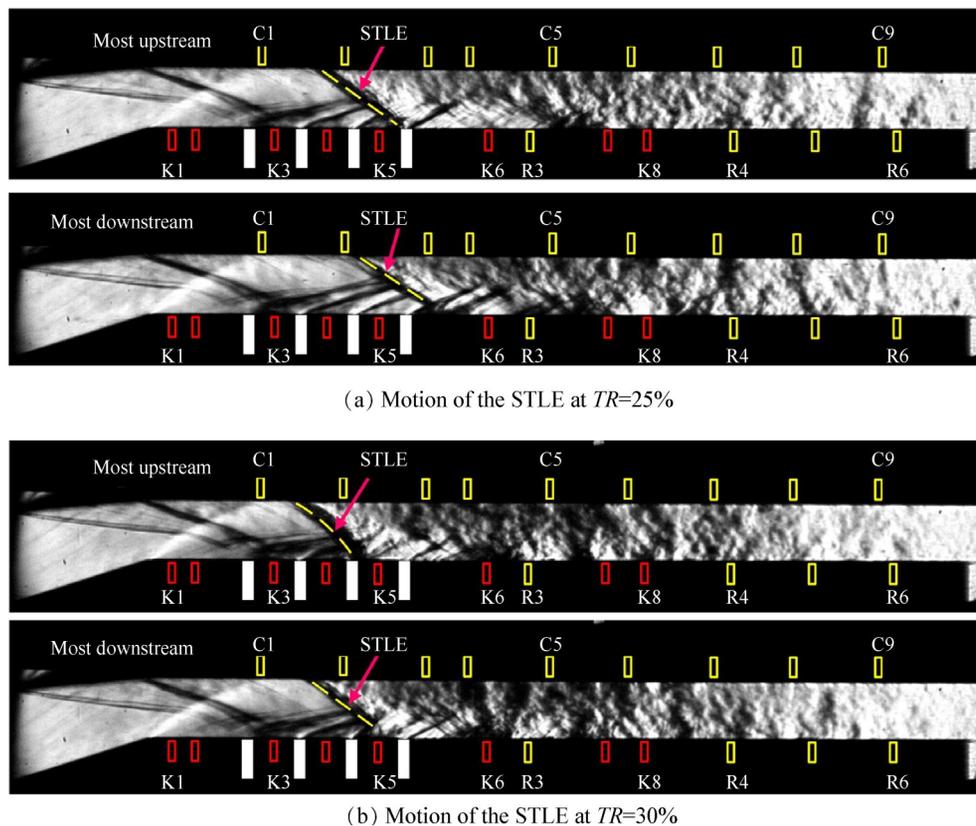


Fig. 11 Motion of the STLE in the inlet with suction at $TR=25\%$ and 30%

13(a)可以看出,在前移阶段,分离泡内测点压力下降而激波串下游测点压力升高,使得分离泡尾部(K4测点附近)的逆压梯度减小。

SS在抵达最上游后迅速后撤, $t_2 \sim t_3$ 时段为SS与STLE的后撤阶段,分离泡内的测点压力降低,而激波串下游测点压力升高。在 t_3 时刻,SS与STLE后撤至最下游,K4测点附近的逆压梯度增大,积蓄在激波串内的高压气流将推动STLE再次前移,并开始下一周期的振荡。

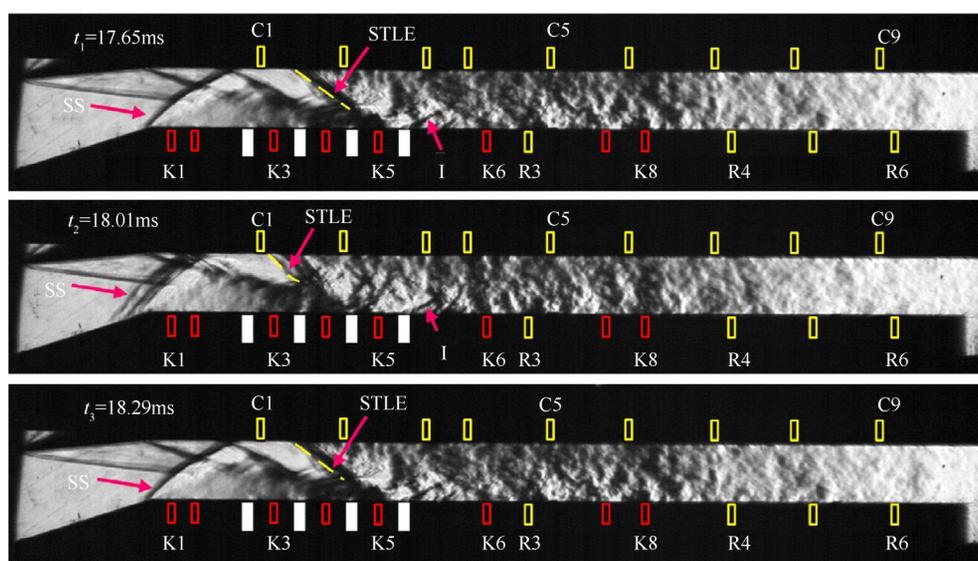
继续增大堵塞比至40%,如图12(b)所示,由于积蓄在激波串内的高压气体增多,抽吸缝的泄流作用不足以使分离泡维持在进气道肩部,于是在激波串的推动下,分离激波SS大幅振荡,肩部分离泡的形态也发生了明显变化。图13(b)表明 $TR=40\%$ 时,分离泡内K1~K3测点压力的周期性变化更加明显,振荡幅度也显著大于 $TR=35\%$ 工况。结合图13(b)中一个典型振荡周期 $t_1' \sim t_4'$ 内的压力信号和图14(b)中相应时刻的壁面压力分布,可以进一步分析 $TR=40\%$ 工况激波串与肩部分离泡的相互作用过程。

在 t_1' 时刻,SS与STLE处于振荡周期内的最下游,STLE入射在K4测点附近,肩部分离泡内K1~K3测点的压力相近(见图14(b))。 $t_1' \sim t_2'$ 时段,在下游高压气流的推动下,SS与STLE逐渐前移,肩部分离泡

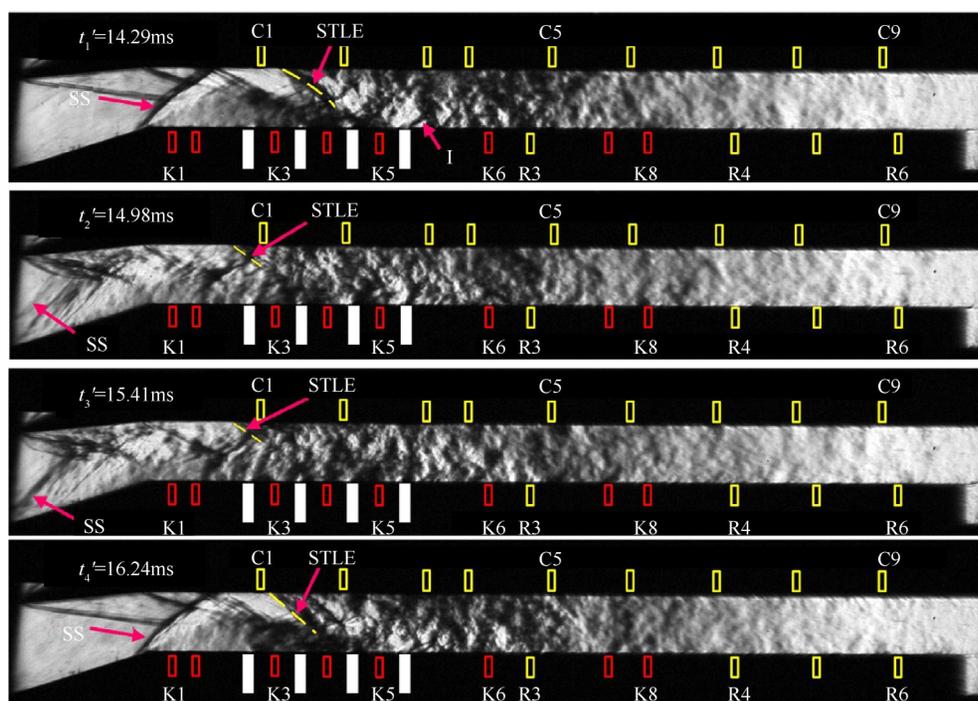
向上游扩张,肩部K1~K3测点的压力上升。从图12(b)可以看出,在 t_2' 时刻SS前移至最上游时,STLE靠近下壁面的部分与肩部分离泡难分彼此。此时,K3测点的压力明显高于K1测点,表明激波串内的高压气流已经越过第2道抽吸缝。然而,肩部K3测点附近的逆压梯度仍然较高(见图14(b))。

当SS在抵达最上游后,并没有像 $TR=35\%$ 工况那样迅速后撤,而是在 $t_2' \sim t_3'$ 时段经历了短暂的相持。一方面,激波串内仍然积蓄有大量的高压气流,试图将SS继续往上游推;另一方面,抽吸缝通过泄流不断降低激波串下游的压力,试图阻止SS前移。在 t_3' 时刻,当激波串内的压力减小到不足以推动分离泡扩张时,SS和STLE才开始后撤。此时,肩部K3测点附近的逆压梯度明显减小(见图14(b))。

$t_3' \sim t_4'$ 时段为SS与STLE的后撤阶段,分离泡收缩,SS的根部后撤至肩点,其平均振荡范围为35.5mm,STLE的入射位置逐渐退回至K4测点附近。在该时段,分离泡内K1~K3测点的压力下降,而K5~K8测点的压力升高,表明气流在激波串下游逐渐积蓄。在 t_4' 时刻SS与STLE后撤至最下游,K3测点附近的逆压梯度再次增大(见图14(b)),分离泡在下游高压气流的推动下将再次向上游扩张,并经历下一个周期的振荡。



(a) Typical oscillatory cycle at $TR=35\%$



(b) Typical oscillatory cycle at $TR=40\%$

Fig. 12 Schlieren images of the inlet with suction at $TR=35\%$ and 40%

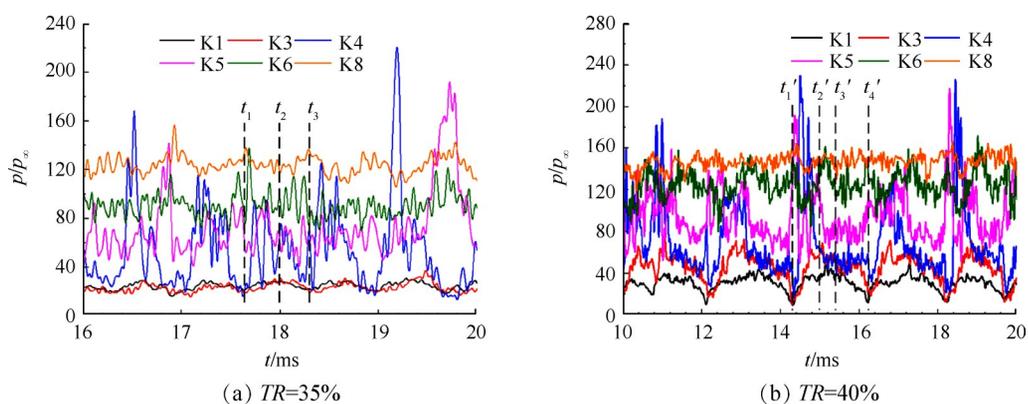


Fig. 13 Pressure signals of typical survey points at $TR=35\%$ and 40%

尽管有抽吸进气道的肩部事先没有大尺度分离泡,但当堵塞比增大至一定值后,随着激波串的前移,在肩部也会形成大分离泡。实际上,大尺度分离泡的出现,本身就是激波串与肩部分离泡相互作用的体现。这也表明有/无抽吸进气道的耦合振荡过程都是通过肩部分离泡运动来调节的。

3.3.2 壁面压力动态特性

图 15 给出了典型堵塞比下有抽吸进气道上下壁面的脉动压力分布,可以看出,在形成耦合振荡之前 ($TR=25\%$ 和 30%),肩部仍处于膨胀区, $K1\sim K3$ 测点的压力脉动很小。当肩部出现大分离泡并与激波串形成耦合振荡时 ($TR=35\%$ 和 40%), $K1\sim K3$ 测点的脉动压力显著升高,在 STLE 入射点附近 ($K4$ 测点) 脉动压力峰值高达约 $35p_{\infty}$,给进气道上下壁面带来了更严重的脉动压力。

图 16 给出了有抽吸进气道在典型堵塞比下壁面测点脉动压力的预乘功率谱密度。如图 16(a) 所示,当 $TR=25\%$ 时, $K6$ 测点受 STLE 振荡的影响 (见图 11(a)), 在 1.7kHz 附近出现主频,而上游的 $K5$ 测点没有受到明显的影响。如图 16(b) 所示,当 $TR=30\%$ 时, STLE 前移至第 4 道抽吸缝上游的 $K5$ 测点附近 (见图 11(b)); STLE 的振荡范围因被抽吸缝限制而减小,使

得 $K5$ 测点的主频升高至约 4.4kHz , 而位于第 4 道抽吸缝下游的 $K6$ 测点,受 STLE 振荡的影响很弱。

如图 16(c) 所示,当 $TR=35\%$ 发生耦合振荡时,肩部分离泡内 $K1\sim K4$ 测点与激波串下游 $K8$ 测点均在 1.5kHz 附近出现明显的主频,而激波串内的 $K5, K6$ 测点并没有出现类似的优势频率。如图 16(d) 所示,当 $TR=40\%$ 时,分离泡内测点的振荡主频为 0.45kHz , 尽管激波串内测点的功率谱也在此处出现峰值,但并不占主导。例如, $K5, K6, K8$ 测点的优势频率分别为 $2.2\text{kHz}, 1.1\text{kHz}$ 和 1.6kHz 。这表明有抽吸进气道在耦合振荡状态下,肩部分离泡表现出明显的低频振荡,而激波串表现出一定的宽频特征,两者并不像无抽吸进气道耦合振荡时那样一致 (见图 10(a))。激波串产生这种宽频特性的原因主要是由于抽吸缝限制了上下游气流之间的信息传递,使得更多的局部流动振荡得以显现。

鉴于未发生耦合振荡时,肩部流动未受到激波串的影响。图 17 仅给出了耦合振荡状态下肩部 $K1$ 测点与下游测点压力信号的相关性。如图 17(a) 所示,在 $TR=35\%$ 时, $K1$ 与 $K3$ 同处于肩部分离泡内,两者的相关性系数峰值达到 0.7 ; 而在经过多道抽吸缝后, $K1$ 与下游测点间的相关性大幅减弱。类似地,当

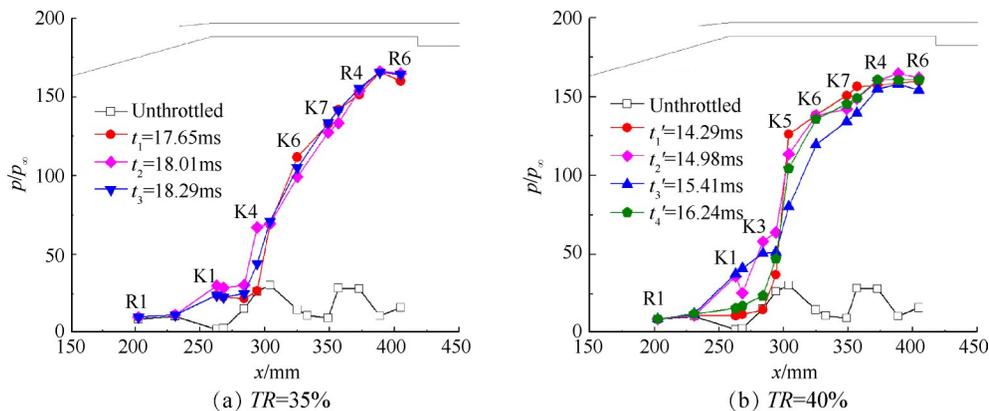


Fig. 14 Instantaneous pressure distributions of typical moments at $TR=35\%$ and 40%

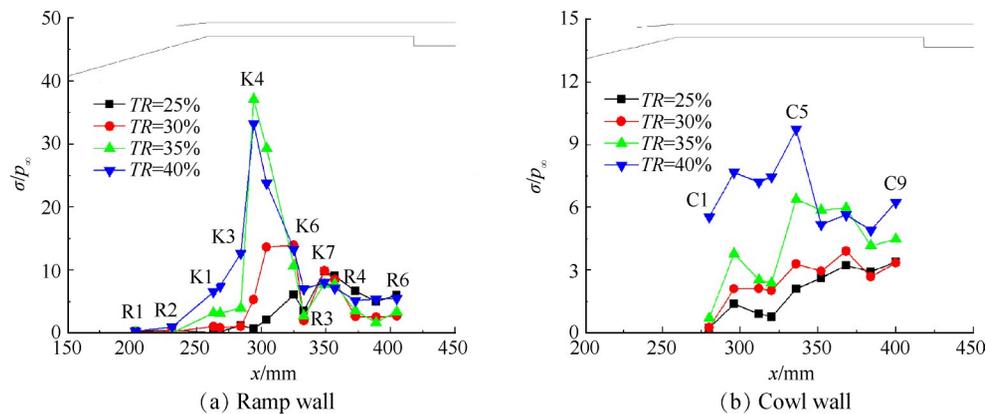


Fig. 15 Fluctuating pressure distributions in the inlet with suction at typical TR s

$TR=40\%$ 时,如图 17(b)所示,K1 与下游 K4~K8 测点相关性同样大幅减弱。值得注意的是,无抽吸进气道发生耦合振荡时,K1 与下游测点均存在较强的相关性(见图 10(b)),且相位差并不明显。有/无抽吸进气道中这种明显的差异性,表明抽吸缝阻碍肩部分离泡与激波串内气流之间的信息传递。

3.4 耦合振荡机理分析

通过分析有/无抽吸进气道耦合振荡的频率可以发现,分离激波 SS 的振荡范围越大,分离泡内测点的振荡频率越小,这种变化规律与经典的分离流动^[36]类似。采用式(2)中的斯特罗哈尔数 St ,对本文耦合

振荡状态下的肩部分离泡的振荡频率进行无量纲化,其中 L_s 为通过纹影获得的分离激波 SS 根部的平均振荡范围; u_{in} 为通过斜激波关系计算得到的进气道入口气流速度。

$$St = \frac{fL_s}{u_{in}} \quad (2)$$

表 1 给出了本文无量纲后的耦合振荡频率,同时也统计了文献[18,23]中出现激波串与进气道肩部分离泡相互作用的振荡频率。从表 1 可以看出,在耦合振荡状态下,无抽吸进气道的 St 在 0.02 附近,而有抽吸进气道的 St 在 0.01 附近。两者的差异主要是由

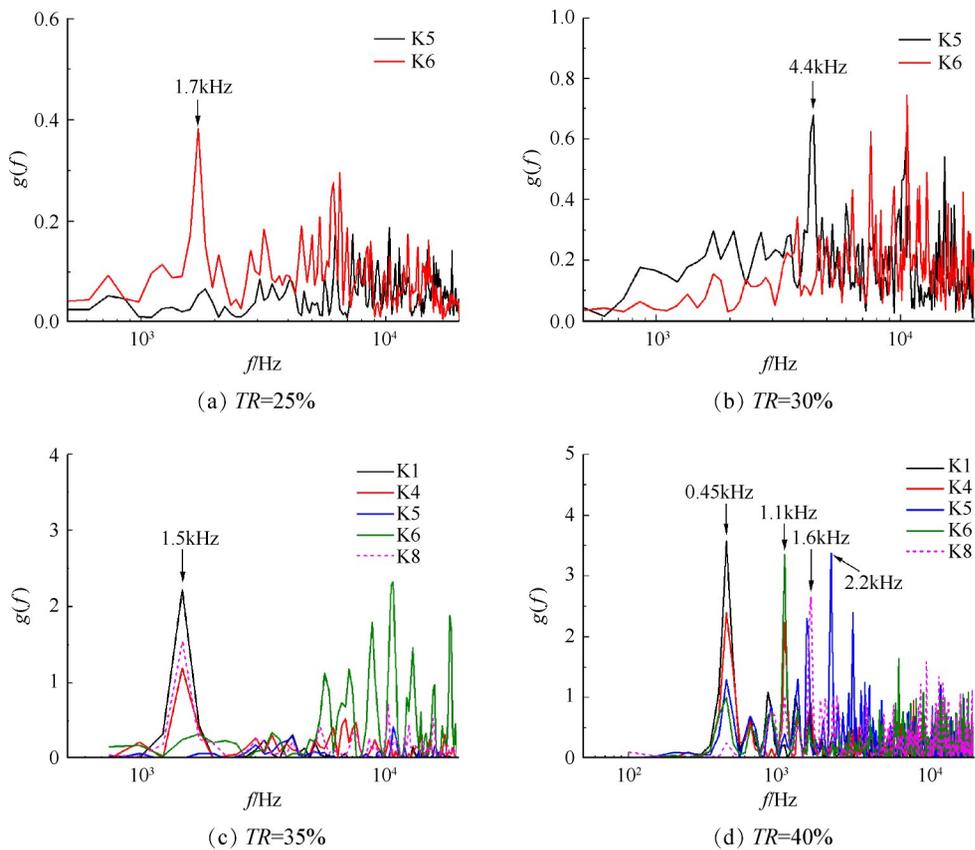


Fig. 16 PSD of survey points at typical TR s in the inlet with suction

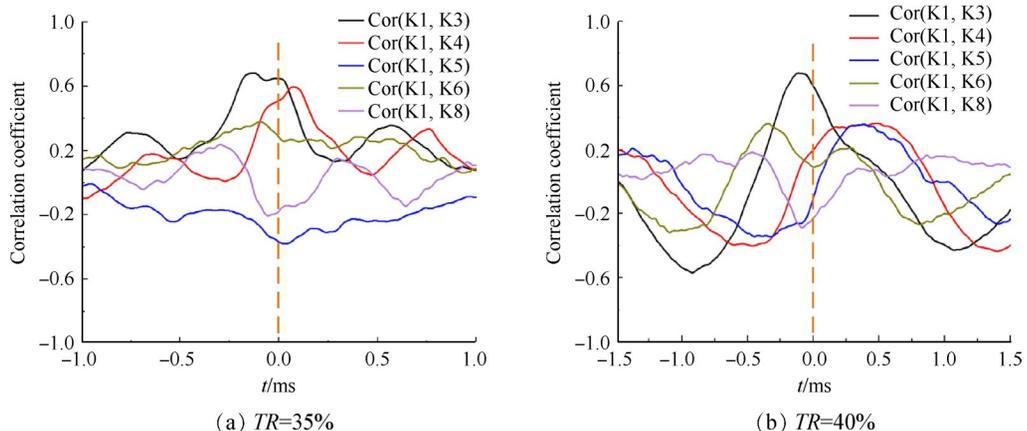


Fig. 17 Correlation between different positions at typical TR s in the inlet with suction

Table 1 Normalized frequency of coupled oscillations

Case	Ma	L_c/mm	$u_{in}/(m/s)$	f/kHz	St
Present $TR=25%$, without suction	6	19.5	1190	1.3	0.021
Present $TR=35%$, with suction	6	9.5	1190	1.5	0.012
Present $TR=40%$, with suction	6	35.5	1190	0.45	0.013
Without suction; Tan ^[18]	4.92	12.0	885	1.5	0.020
$TR=38.2%$, with suction; Huang ^[23]	6	13.3	1130	0.91	0.011

于抽吸缝的泄流作用阻碍了上下游的信息传递,使得反馈周期变长。值得注意的是,表1中有/无抽吸进气道耦合振荡的 St 均处于0.011~0.021,与经典分离泡低频振荡的 St 范围0.01~0.03^[36]相当,这表明两者振荡的产生机制类似。

尽管肩部凸拐角的奇异性会抑制分离泡的低频振荡,但当STLE前移至肩部附近时,产生的强逆压梯度迫使肩部分离泡向上游移动,而一旦分离激波SS越过肩点,分离泡自身的低频振荡特性便开始显现。肩部分离泡的扩张与收缩会带动STLE的前移与后撤,并调节进气道肩部和激波串下游的压力,从而改变肩部附近的逆压梯度。反过来,逆压梯度的改变又会促进SS反复地越过肩点,使得这种低频耦合振荡得以维持。

4 结论

本文在来流 $Ma=6$ 的激波风洞中开展了有/无抽吸二元高超声速进气道实验,研究了激波串与进气道肩部分离泡的相互作用过程,主要得到以下结论:

(1)有/无抽吸进气道背景波系的差异主要体现在抽吸缝区域及肩部分离泡尺度。当激波串前沿激波处于肩部分离泡下游较远时,有/无抽吸进气道的激波串自激振荡均没有影响肩部分离泡。当激波串前沿激波前移至进气道肩部时,有抽吸进气道同样产生了大尺度分离泡,此时,有/无抽吸进气道的激波串均会与肩部分离泡发生相互作用,并形成耦合振荡。

(2)有/无抽吸进气道都通过肩部分离泡的扩张/收缩来调节激波串与肩部分离泡的耦合振荡。在激波串前沿激波入射及其下游高压气流产生的逆压梯度作用下,肩部分离泡向上游扩张并越过肩点,使其自身的低频振荡特性得以显现,进而带动激波串前沿激波的前移与后撤,并调节分离泡尾部的逆压梯度和激波串下游的压力,维持这种耦合振荡。

(3)耦合振荡给进气道带来了严重的脉动压力,无抽吸进气道具有相同的低频特性;有抽吸进气道的分离泡低频特性显著,而激波串具有一定的宽频特性。耦合振荡低频经分离激波振荡范围和进气道

入口速度无量纲后,均与经典分离泡的低频特性相当,无抽吸进气道的 St 在0.02附近;而抽吸缝阻碍了上下游的信息传递,使得有抽吸进气道的 St 在0.01附近。

鉴于耦合振荡现象与进气道肩部以及抽吸方式密切相关,未来需针对肩部构型及抽吸方式的影响开展更深入的研究。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Kazuyasu Matsuo, Hiroaki Mohizuki, Yoshiaki Miyazato, et al. Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Waves [J]. *Bulletin of the JSME*, 1974, 17(112): 1278-1285.
- [2] Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock Train and Pseudo-Shock Phenomena in Internal Gas Flow [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(1): 33-100.
- [3] 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: 1647-1661.
- [4] Xu K J, Chang J T, Zhou W X, et al. Mechanism and Prediction for Occurrence of Shock-Train Sharp Forward Movement [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(4): 1403-1412.
- [5] Xu K J, Chang J T, Zhou W X, et al. Mechanism of Shock Train Rapid Motion Induced by Variation of Attack Angle [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 140: 18-26.
- [6] Li N, Chang J T, Xu K J, et al. Oscillation of the Shock Train in an Isolator with Incident Shocks [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(11): 116102.
- [7] Li N, Chang J T, Xu K J, et al. Instability of Shock Train Behaviour with Incident Shocks [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 907(A40): 1-27.
- [8] Huang H X, Tan H J, Sun S, et al. Behavior of Shock Train in Curved Isolators with Complex Background Waves [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(1): 329-341.
- [9] 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.
- [10] Xiong B, Wang Z G, Fan X Q. Experimental Study on the Flow Separation and Self-Excited Oscillation Phenomenon in a Rectangular Duct [J]. *Acta Astronautica*,

- 2017, 133: 158–165.
- [11] Laurence S J, Karl S, Schramm J M, et al. Transient Fluid–Combustion Phenomena in a Model Scramjet [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 722: 85–120.
- [12] 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.)
- [13] Sun L, Sugiyama H, Mizobata K, et al. Numerical and Experimental Investigations on Mach 2 and 4 Pseudo-Shock Waves in a Square Duct [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2004, 47(156): 124–130.
- [14] Fiévet R, Koo H, Raman V, et al. Numerical Investigation of Shock–Train Response to Inflow Boundary–Layer Variations [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 2888–2901.
- [15] Xiong B, Fan X Q, Wang Z G, et al. Analysis and Modelling of Unsteady Shock Train Motions [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 864: 240–262.
- [16] Hsieh T, Coakley T. Downstream Boundary Effects on the Frequency of Self–Excited Oscillations in Transonic Diffuser Flows [R]. *AIAA 87–0161*.
- [17] 徐珂靖, 常军涛, 李楠, 等. 背景波系下的隔离段激波串运动特性及其流动机理研究进展[J]. 实验流体力学, 2019, 33(3): 31–42.
- [18] Tan H J, Li L G, Wen Y F, et al. Experimental Investigation of the Unstart Process of a Generic Hypersonic Inlet [J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(2): 279–288.
- [19] 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 Presetting–Blockage Method to Detect Self–Starting Ability of an Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1810–1818.)
- [20] Sekar K R, Karthick S K, Jegadheeswaran S, et al. On the Unsteady Throttling Dynamics and Scaling Analysis in a Typical Hypersonic Inlet–Isolator Flow [J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(12): 126104.
- [21] 李留刚, 谭慧俊, 孙姝, 等. 二元高超声速进气道不起动状态的信号特征及预警[J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2324–2331.
- [22] Chang J T, Li N, Xu K J, et al. Recent Research Progress on Unstart Mechanism, Detection and Control of Hypersonic Inlet [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 89: 1–22.
- [23] 黄蓉. 高超声速内外流中若干典型脉动压力问题 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019.
- [24] 王德鑫, 褚佑彪, 刘难生, 等. 凸拐角附近激波与湍流边界层干扰的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(1): 148–159.
- [25] 童福林, 孙东, 袁先旭, 等. 超声速膨胀角入射激波/湍流边界层干扰直接数值模拟[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 123328.
- [26] 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.
- [27] 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 Technology*, 2012, 33(5): 676–682.)
- [28] Li Z F, Gao W Z, Yang J M, et al. Unsteady Behaviors of a Hypersonic Inlet Caused by Throttling in Shock Tunnel [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(10): 2485–2492.
- [29] 李一鸣, 李祝飞, 杨基明. 隔离段横向喷流作用下激波串运动特性研究[J]. 实验流体力学, 2018, 32(5): 1–6.
- [30] 岳连捷, 叶青, 徐显坤, 等. 三面压缩高超进气道附面层抽吸研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 372–378.
- [31] Sepahi Y J, Forouzi F B, Maadi S R, et al. Boundary Layer Suction for High–Speed Air Intakes: A Review [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(9): 3459–3481.
- [32] 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.
- [33] 李季, 罗佳茂, 杨顺华. 边界层抽吸和脉动反压作用下隔离段内流动特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1759–1766. (LI Ji, LUO Jia-mao, YANG Shun-hua. A Study of Flow Characteristics in Isolator with Effects of Boundary Layer Suction and Oscillating Back Pressure [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8): 1759–1766.)
- [34] 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.)
- [35] Wang Z A, Chang J T, Wu G W, et al. Experimental Investigation of Shock Train Behavior in a Supersonic Isolator [J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33: 046103.
- [36] 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.

(编辑:梅 瑛)