

## 过膨胀状态下单边膨胀喷管内壁面 压力非定常特性试验研究\*

何成军<sup>1</sup>, 李建强<sup>1</sup>, 范召林<sup>1</sup>, 李耀华<sup>2</sup>, 高荣钊<sup>1</sup>, 梁锦敏<sup>1</sup>, 苗磊<sup>1</sup>

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;  
2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 为获得单边膨胀喷管 (SERN) 过膨胀状态下壁面压力非定常特性, 在喷管落压比 ( $NPR$ ) 为 7.54 和 9.98 两种状态下, 采用动态压力传感器对 SERN 壁面压力进行试验测量, 并结合聚焦纹影观测流场。结果表明: 在两种落压比条件下, 喷管下壁面分离模态均为自由激波分离 (FSS);  $NPR=7.54$  条件下, 喷管上壁面分离模态为受限激波分离 (RSS); 而在  $NPR=9.98$  条件下, 喷管上壁面分离剪切层间歇性地撞击喷管壁面, 导致喷管出口附近壁面压力间歇性的高于环境压力, 流动分离模态为部分受限激波分离 (pRSS)。不同分离模态下, 上游未受扰动区域壁面压力脉动主频均接近于 6kHz, 喷管内流动分离点呈现宽低频振荡特性。RSS 模态下, 分离点附近壁面压力脉动具有相对独立主频, 而在 FSS 和 pRSS 模态下无明显独立主频。

**关键词:** 单边膨胀喷管; 过膨胀状态; 受限激波分离; 自由激波分离; 低频振荡

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 03-0537-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190302

## Experimental Investigation of Wall Pressure Unsteadiness in an Over-Expanded Single Expansion Ramp Nozzle

HE Cheng-jun<sup>1</sup>, LI Jian-qiang<sup>1</sup>, FAN Zhao-lin<sup>1</sup>, LI Yao-hua<sup>2</sup>, GAO Rong-zhao<sup>1</sup>, LIANG Jin-min<sup>1</sup>, MIAO Lei<sup>1</sup>

(1. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;  
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To evaluate the unsteadiness of wall pressure in an over-expanded single expansion ramp nozzle, under fixed nozzle pressure ratio ( $NPR$ ) 7.54 and 9.98, respectively, an experimental investigation has been conducted based on dynamic pressure measurement and focus schlieren techniques. Under both  $NPR$ s, the tests showed free shock separation (FSS) is formed on the lower wall. On the upper wall at  $NPR=7.54$ , the separation mode is fully restricted shock separation (RSS). However, the separated shear-layer can come in very close proximity to the lower wall and randomly impinges on it at  $NPR=9.98$ , so that wall pressure signal near the nozzle exit randomly alternates between its value in the backflow region and that above ambient, the separation mode is partially restricted shock separation (pRSS). Under different separation modes, the peak frequency of the wall pressure pulsation in the upstream undisturbed zone is close to 6kHz, and near the flow separation point in the nozzle exhibits low broadband frequency oscillation characteristics. In the RSS mode, the wall pressure pulsation near

\* 收稿日期: 2019-05-14; 修订日期: 2019-07-24。

通讯作者: 何成军, 博士生, 研究领域为喷管设计及其复杂流动机理。E-mail: hecheng.jun@163.com

引用格式: 何成军, 李建强, 范召林, 等. 过膨胀状态下单边膨胀喷管内壁面压力非定常特性试验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(3): 537-543. (HE Cheng-jun, LI Jian-qiang, FAN Zhao-lin, et al. Experimental Investigation of Wall Pressure Unsteadiness in an Over-Expanded Single Expansion Ramp Nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3): 537-543.)

the separation point has a relatively distinct dominant frequency, while in the FSS and pRSS modes, there is no obvious distinct dominant frequency.

**Key words:** Single expansion ramp nozzle; Over-expansion; Restricted shock separation; Free shock separation; Low-frequency unsteadiness

## 1 引言

单边膨胀喷管(SERN)作为飞行器排气系统的重要部件<sup>[1]</sup>,飞行马赫数6时产生的最大推力可达整个推进系统的70%<sup>[2]</sup>,其性能优劣直接影响着推进系统的推进效率。然而,从起飞到巡航状态飞行的宽马赫数范围内,喷管将不可避免地偏离设计点状态,出现“过膨胀状态”,以致喷管性能严重恶化。SERN处于过膨胀状态工作时,喷管内发生流动分离,产生俯仰力矩,对飞行器的稳定性造成严重危害<sup>[3-5]</sup>。因此,理清过膨胀状态下喷管内流动特性对提升喷管性能具有重要意义。

关于过膨胀状态下喷管内流动分离的研究最早始于20世纪40年代<sup>[6]</sup>,主要集中在火箭喷管上。通过几十年的研究,已经证实喷管内流动分离发生后主要出现两种分离模式,即自由激波分离(FSS)和受限激波分离(RSS)<sup>[6-7]</sup>。分离流常伴随着激波边界层干扰,使得分离流具有高度的不稳定性,引起载荷剧烈变化,以致大量的研究人员致力于大膨胀比喷管非对称侧向力产生的流动机制。Dumnov<sup>[8]</sup>通过RD-120发动机试验发现,喷管侧向力产生的原因是分离区压力扰动造成的。在分离点附近,运动分离激波导致间歇的壁面压力,其压力值在分离点上游未扰动边界层和分离区下游扰动区域之间振荡。除此之外,Frey等<sup>[9]</sup>、Östlund等<sup>[10]</sup>在冷流试验中发现,喷管侧向力产生的主要原因是FSS与RSS相互转换。

对于SERN而言,喷管本身具有非对称性,过膨胀状态下非对称载荷自身固有,更多的研究主要聚焦在喷管内不同分离模式的刻画及其对喷管性能的影响。Engblom<sup>[11]</sup>通过数值模拟证实了X43B的SERN内,FSS和RSS两种分离模式均会出现。谭杰等<sup>[12-13]</sup>通过试验和数值模拟,对两种不同构型SERN内流特性进行定常模拟,发现两种喷管内分别出现的FSS和RSS对喷管上壁面压力分布及喷管性能影响差异较大。通过试验和数值模拟,Yu等<sup>[14-15]</sup>发现SERN流动分离模式主要为RSS,仅在较小的落压比范围内出现FSS,并且两种分离模式的相互转化对喷管气动力特性影响较大。采用高速纹影对一种直壁SERN过膨胀状态流场观测,Yu等<sup>[16-17]</sup>发现在落压比

变化过程中喷管上下壁面分别出现RSS模式,且这两种分离模式相互转换过程形成一个完整的迟滞环。

国内外众多研究采用定常数值和试验模拟对SERN流动分离发生后喷管内两种不同的分离模式进行了分析。然而,过膨胀状态下SERN内激波边界层相互干扰具有明显的非定常特性,壁面压力非定常直接影响了喷管壁面的载荷分布。本文基于动态压力传感测压,主要研究SERN过膨胀状态下,在 $NPR=7.54$ 和 $NPR=9.98$ 两种条件下,喷管上、下壁面不同分离模式下的壁面压力非定常特性,并结合聚焦纹影技术对流场结构进行观测。

## 2 试验模型与设备

### 2.1 试验模型

SERN模型基于特征线法进行型面设计,并根据边界层修正方法对SERN模型进行修正。SERN设计落压比 $NPR_d = 25.24$ ,喷管出口设计马赫数 $Ma_d = 2.75$ 。如图1(a)所示,坐标原点为SERN喉道中点,喉道高度 $H_l = 8\text{mm}$ ,上膨胀斜面的轴向长度 $L_{\text{upper}} = 74.29\text{mm}$ ,下膨胀斜面的轴向长度 $L_{\text{lower}} = 46.61\text{mm}$ 。喷管上、下壁面分别布置24个和15个动态压力传感器。喷管扩张段两侧为PC耐力板,采用聚焦纹影进行流场显示。试验模型安装图如图1(b)所示,其中包括圆转矩过渡段和喷管模型。

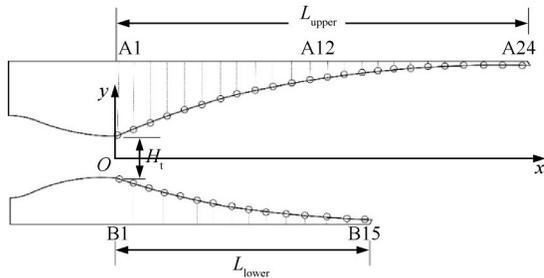
### 2.2 试验设备

试验在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)喷管地面试验台进行。该试验台为直连式试验台,包括喷流供气及控制系统、地面台架、聚焦纹影系统等。喷流供气及控制系统由高压气源(20MPa)、高压供气系统组成。

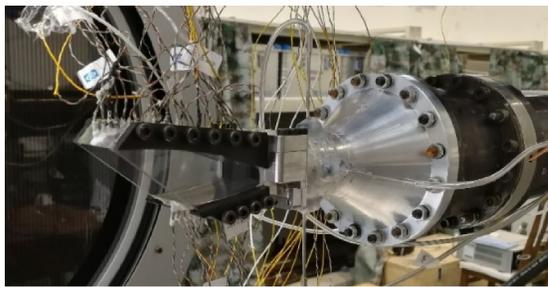
利用Kulite公司型号为XCE-062的压阻式动态压力传感器测量喷管扩张段上、下壁面中心压力变化,其量程为0~30Psi,固有频率为200kHz。喷管上壁面动态压力传感器位置标记为A1~A24,如表1所示;喷管下壁面动态压力传感器位置标记为B1~B15,如表2所示。测试过程中,采用高时间分辨率动态试验数据采集系统(DEWETRON-2601)进行实时采集,采样频率为50kHz,采样时间为15s。

聚焦纹影系统进行流场观测。该聚焦纹影系统

的物方场范围为  $\Phi=300\text{mm}$ , 系统最大灵敏度优于 8 arcsec, 物距为 600mm, 对流场中心对焦时, 急剧聚焦深度小于 10mm, 非急剧聚焦深度小于 30mm。



(a) Schematic diagram of nozzle model (mm)



(b) Nozzle model mounted on test rig

Fig. 1 Nozzle model

Table 1 Location of transducers at upper wall

Location	$x/H_1$	$y/H_1$	Location	$x/H_1$	$y/H_1$
A1	0.23	0.60	A13	4.72	1.69
A2	0.58	0.74	A14	5.09	1.73
A3	0.94	0.89	A15	5.47	1.77
A4	1.30	1.02	A16	5.84	1.81
A5	1.68	1.14	A17	6.23	1.85
A6	2.06	1.25	A18	6.61	1.88
A7	2.44	1.34	A19	6.99	1.90
A8	2.83	1.42	A20	7.36	1.93
A9	3.22	1.49	A21	7.74	1.94
A10	3.60	1.55	A22	8.12	1.96
A11	3.97	1.59	A23	8.50	1.97
A12	4.34	1.64	A24	8.87	1.98

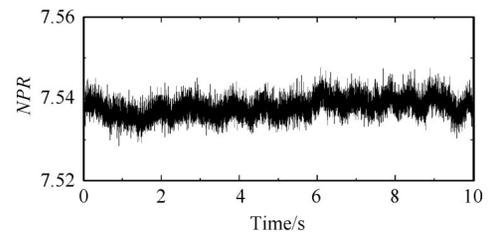
Table 2 Location of transducers at lower wall

Location	$x/H_1$	$y/H_1$	Location	$x/H_1$	$y/H_1$
B1	0.24	-0.57	B9	3.22	-1.30
B2	0.60	-0.67	B10	3.60	-1.35
B3	0.96	-0.78	B11	3.98	-1.39
B4	1.32	-0.88	B12	4.36	-1.42
B5	1.69	-0.99	B13	4.74	-1.45
B6	2.07	-1.09	B14	5.12	-1.48
B7	2.45	-1.17	B15	5.50	-1.30
B8	2.84	-1.24			

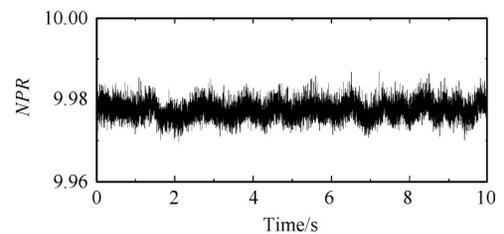
### 2.3 喷流压力测量精度

试验中通过喷流供气系统及阀门管路系统调节 NPR, 在喷管入口上游采用 Wika P-30 压力传感器测量来流总压, 量程为 0~300Psi, 其测量精度为全量程 0.02%。环境压力采用 Setra 270 压力传感器测量, 量程为 80kPa~110kPa, 其测量精度为全量程 0.03%。

图 2 给出了试验中, NPR 随时间的变化历程, 可得在 NPR=7.54 条件下 NPR 的均方差为  $\sigma_{NPR}/\overline{NPR} = 0.06\%$ , 在 NPR=9.98 条件下 NPR 的均方差为  $\sigma_{NPR}/\overline{NPR} = 0.05\%$ , 表明试验中 NPR 控制比较理想。



(a) NPR=7.54



(b) NPR=9.98

Fig. 2 Time-series of NPR

## 3 结果与讨论

### 3.1 SERN 内流场结构

为清晰刻画流场特性, 对设计点  $NPR_d$  为 25.24 以及 NPR 为 7.54, 9.98 条件下的流场进行二维定常数值模拟, 空间离散采用二阶迎风格式, 湍流模型为  $k-\omega$  SST 两方程湍流模型。

SERN 在设计状态  $NPR_d=25.24$  条件下, 马赫数分布和流线分布如图 3(a) 所示, 喷管出口速度方向与轴向方向平行, 马赫数达到设计马赫数 2.75。图 3 (b) 为设计点喷管上壁面压力分布, 可见气流在喷管内自由膨胀, 壁面压力逐渐降低, 喷管出口压力与环境压力接近, 喷管达到完全膨胀状态, 表明所设计的 SERN 型面合理。

图 4 为 NPR=7.54 和 NPR=9.98 时, 试验和数值影图, 喷管上、下壁面均发生流动分离, 由于喷管几何非对称造成激波结构非对称。从图 4 中可见, NPR=7.54 条件下, 喷管内激波干扰为 Endey 激波干扰分类

的 II 类干扰,即马赫反射;而  $NPR=9.98$  条件下,喷管内激波干扰为 Endey 激波干扰分类的 I 类干扰,即规则反射。除此之外, $NPR=7.54$  时,由数值模拟结果可见喷管上壁面流动分离发生后,分离流在下游再附喷管壁面,形成分离气泡,即出现受限激波分离(RSS);而喷管下壁面边界层分离后不再附壁,分离区延伸至喷管出口,即出现自由激波分离(FSS)。通过对比可见, $NPR=9.98$  时,数值模拟结果与流场纹影激波结构吻合较好,而在  $NPR=7.54$  时,试验结果马赫杆的长度与数值模拟结果存在差异。

图 5 和图 6 分别给出了  $NPR=7.54$  和  $NPR=9.98$  条件下,喷管上、下壁面中心线的平均压力和标准差的分布,并与数值模拟所获得的壁面压力进行对比。壁面压力采用环境压力进行无量纲化,  $\bar{p}/p_\infty$ , 而压力标准差采用当地压力的平均值进行无量纲化,  $\sigma_p/\bar{p}$ 。  $x$  轴为到喷管喉道的距离,采用喷管喉道高度进行无

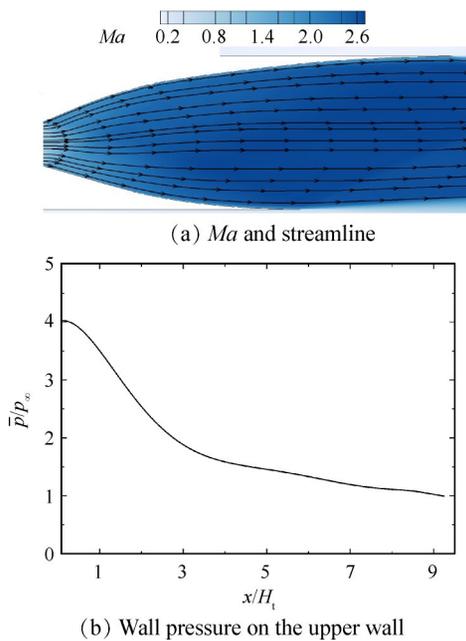


Fig. 3  $Ma$  contour and wall pressure at  $NPR_d=25.24$

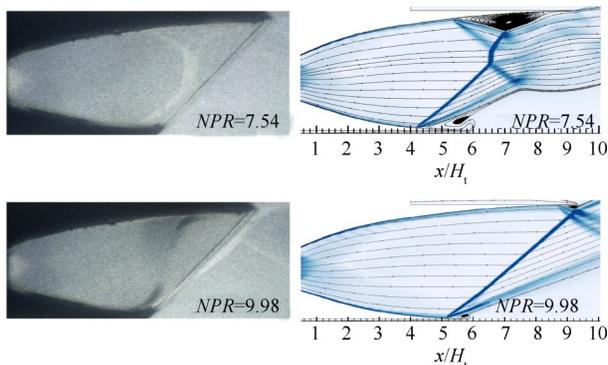


Fig. 4 Experimental and numerical schlieren images

量纲化,  $x/H_1$ 。压力升高起始点为  $x_i$ , 压力标准差最大值处表明激波来回穿过该处传感器, 压力振荡剧烈, 此处位于分离间歇区, 并非物理分离点, 为方便下文分析, 将分离点  $x_s$  近似取为压力标准差最大值出现位置。

由图 5 和图 6 可见, 喷管壁面压力数值模拟结果与试验数据在整体发展趋势上基本一致, 仅在  $NPR=7.54$  时, 喷管下壁面压力分布具有差异, 而本文数值模拟主要目的是给出清晰的流场云图以定性分析流场结构, 存在的差异并不影响对试验所获得壁面压力进行非定常特性分析。

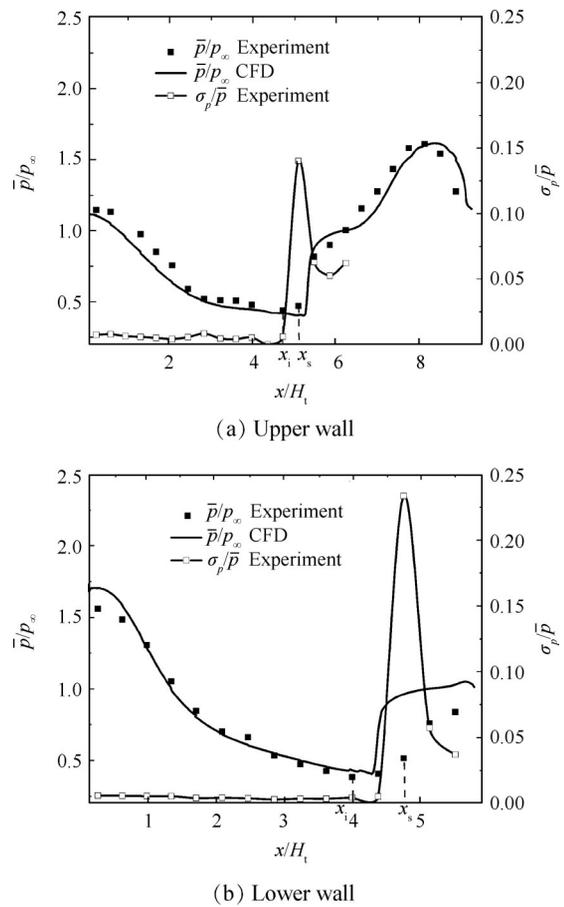


Fig. 5 Centerline mean wall pressure and standard deviation at  $NPR=7.54$

$NPR=7.54$  时, 喷管上壁面在  $x/H_1 = 4.72$  上游, 壁面压力沿着  $x$  方向逐渐减小, 流动比较稳定;  $x/H_1 = 4.72$  处激波边界层开始相互作用, 壁面压力升高; 在  $x/H_1 = 5.09$  处压力标准差达到最大值, 流动发生分离, 随后压力标准差降低但仍高于分离上游未扰动的边界层。分离剪切层在  $x/H_1 = 8.12$  处再附壁面(图 4 中数值模拟结果可见), 壁面压力达到峰值, 至此喷管上壁面出现 RSS。喷管下壁面激波边界层干扰起

始点位于  $x/H_1 = 3.98$  处,之后壁面压力持续上升,至喷管出口接近环境压力。对比图 5(a)和 5(b)喉道附近压力分布,可见喷管上壁面喉道附近压力值小于下壁面,分析其原因,是由于上壁面膨胀角相对于下壁面较大,气流经过喉道开始膨胀加速,上壁面加速较快,壁面压力下降迅速。

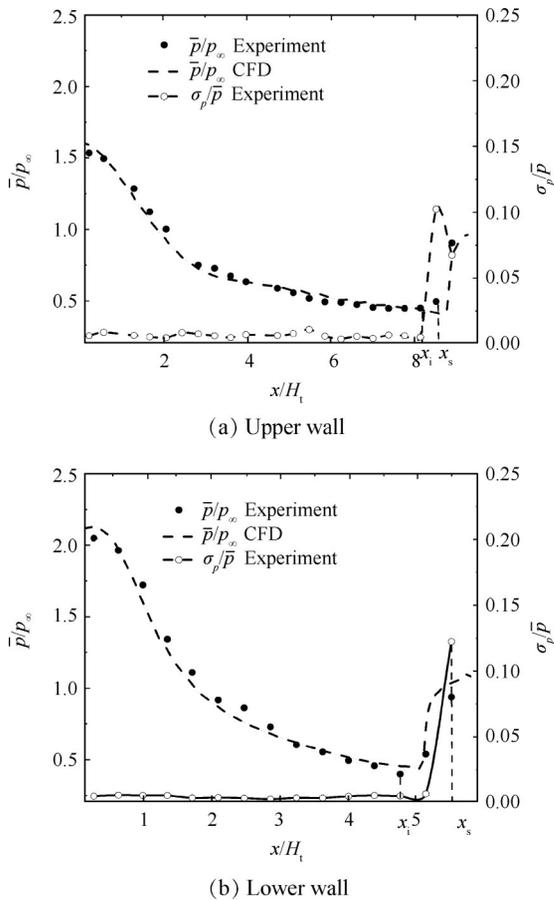


Fig. 6 Centerline mean wall pressure and standard deviation at  $NPR=9.98$

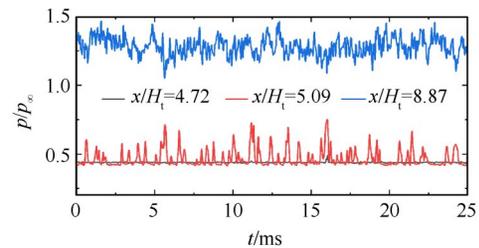
由图 6 可见,  $NPR=9.98$  时,与  $NPR=7.54$  条件下喷管下壁面流动分离状态类似,同样为 FSS,分离点位置向下游平移。不同的是上壁面的分离模式发生了改变,在  $x/H_1 = 8.50$  处流动分离之后,壁面压力上升至接近环境压力,未出现类似  $NPR=7.54$  上壁面的压力峰值,流动分离模式在下文中详细分析。

### 3.2 SERN 内壁面压力非定常特性

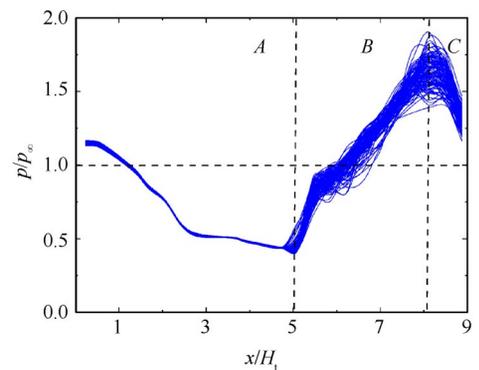
图 7(a)、图 8(a)和图 9(a)分别给出了不同分离模式下 25ms 时间内喷管壁面不同位置压力随时间的变化历程,明显可以看出,在分离位置处有较强的压力振荡特性。结合图 7(b)、图 8(b)和图 9(b)不同分离模式下 25ms 采样时间内 200 个随机样本的瞬态压力分布,详细分析喷管内流动分离发生后的壁面压

力非定常特性。

由图 7 中可见,  $NPR=7.54$  条件下,喷管上壁面喉道至  $x/H_1 = 4.72$  之间(区域 A),壁面压力基本未受扰动,之后壁面压力扰动现象出现。  $x/H_1 = 4.72 \sim 8.12$  之间形成分离气泡(区域 B)。  $x/H_1 = 8.12$  处壁面压力出现峰值,分离剪切层再附壁面(见图 4),之后直至喷管出口处,喷管壁面压力持续降低,且在喷管出口处高于环境压力(即  $p/p_\infty > 1$ ),表明在区域 C 内,分离剪切层一直附着喷管壁面,直至喷管出口未离壁,喷管出口处压力未降低至小于环境压力。



(a) Distribution of wall pressure time-dependent pressure



(b) Instantaneous wall pressure distributions

Fig. 7 Instantaneous wall pressure on the upper wall at  $NPR=7.54$

图 8 为  $NPR=7.54$  喷管下壁面瞬态压力分布,不像该条件下喷管上壁面在分离之后壁面压力上升至高于环境压力且存在峰值,而表现为由壁面压力干扰起始点开始,直至喷管出口壁面压力一直低于环境压力,喷管下壁面的流动分离模式为 FSS。这种流动分离模式下,下壁面仅产生一道分离激波,分离剪切层向环境大气张开使得环境大气进入喷管尾部,形成回旋区(区域 B)。

图 9 为  $NPR=9.98$  喷管上壁面瞬态压力,在  $x/H_1 = 8.12$  之后壁面压力出现扰动,之后 B 区域为分离区。比较明显的是,  $x/H_1 = 8.87$  处,喷管壁面压力时而高于环境压力(即  $p/p_\infty > 1$ ),时而低于环境压力(即  $p/p_\infty < 1$ ),分离剪切层间歇地再附喷管壁面,壁面压力的这种分布形式表明喷管内流动分离既不完全是

RSS,也不是FSS,Verma等<sup>[18]</sup>在研究TOP火箭喷管内流动分离时已发现这种流动现象,并称这种分离模态为部分受限激波分离(pRSS)。

值得注意的是, $NPR=9.98$ 条件下,喷管上壁面流动分离状态为pRSS,而在 $NPR=7.54$ 条件下表现为RSS,表明在落压比增大的过程中喷管上壁面的流动分离

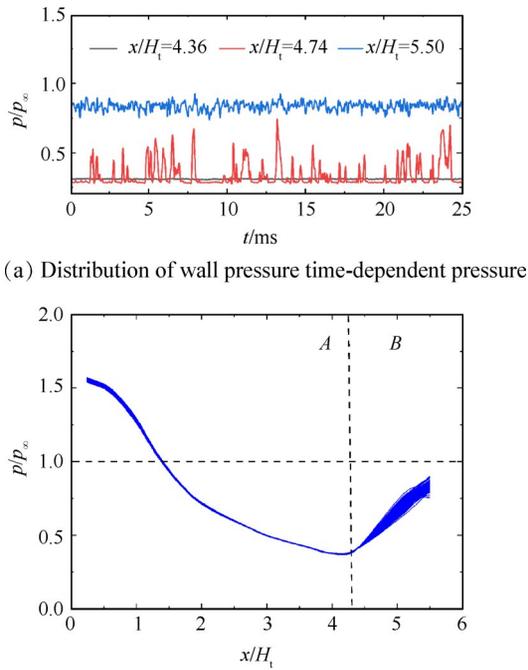


Fig. 8 Instantaneous wall pressure on the lower wall at  $NPR=7.54$

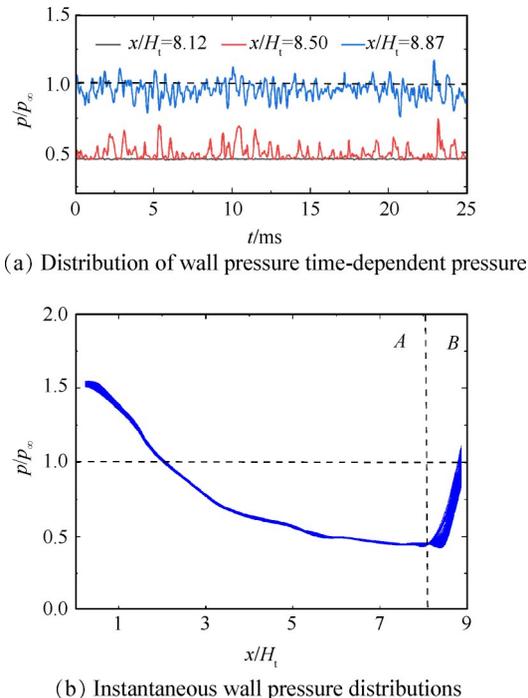


Fig. 9 Instantaneous wall pressure on the upper wall at  $NPR=9.98$

模态由RSS向FSS转换。不同于TOP流动分离的是<sup>[18]</sup>,在TOP火箭喷管中,随着 $NPR$ 增大,喷管内流动分离先是FSS,之后由FSS向RSS转换,之间转换的过渡流动分离模态为pRSS;而本文SERN流动分离现象是,随着 $NPR$ 增大,喷管内流动分离从RSS向FSS转换过程中出现了pRSS这种流动分离过渡状态。

图10为不同分离模态下壁面不同位置处压力的功率谱。由图清晰可见,不同分离模态下未受扰动区域(图10中黑色曲线)壁面压力脉动具有相似性,峰值频率均接近于6kHz,与充分发展的湍流边界层压力脉动的频谱特性一致,表明分离上游未扰动区域已经完全发展为湍流边界层。分离点附近(图中粉色曲线所示),主要是激波诱导的低频扰动,不同分离模态下壁面压力振荡特性虽然均呈现宽低频特征,但存在显著差异。RSS模态下,如图10(a)粉色曲线,低频段具有明显峰值,峰值频率为170Hz,高频段没有明显峰值。FSS和pRSS模态下,如图10(b)和(c)中粉色曲线,低频段具有多个幅值相当的频率值,并没有相对独立的主频,表明分离激波运动并不是连续的,而是间歇的或者任意的。值得注意的是,如

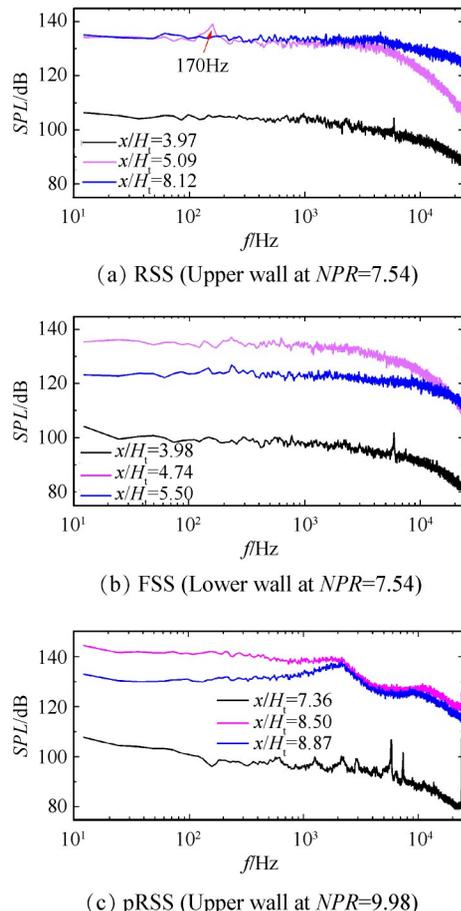


Fig. 10 Power spectra of the wall pressure for different separation modes

图10(c)中蓝色曲线, pRSS模态下, 喷管壁面出口附近压力脉动不仅具有宽低频特征, 且在接近10kHz处存在一峰值频率, 其原因是分离剪切层间歇地撞击喷管壁面, 分离剪切层中地对流涡结构对壁面压力脉动的影响出现。

## 4 结 论

通过本文研究, 得出以下结论:

(1)  $NPR=7.54$  和  $NPR=9.98$  两种状态下, 喷管下壁面均为自由激波分离;  $NPR=7.54$  时, 喷管上壁面为受限激波分离;  $NPR=9.98$  时, 喷管上壁面为部分受限激波分离, 分离剪切层间歇地撞击喷管壁面。

(2) 不同分离模态下, 未受扰动区域壁面压力脉动具有相似性, 峰值频率均接近于6kHz, 分离点压力脉动均表现为宽低频振荡特性。受限激波分离模态下, 分离点附近壁面压力脉动存在一相对独立主频170Hz, 而自由激波分离和部分受限激波分离模态下没有显著的主频。部分受限激波分离模态下, 受分离剪切层的影响, 喷管出口附近壁面压力脉动存在明显的高频峰值。

## 参考文献

- [ 1 ] Mitani T, Ueda S, Tani K, et al. Validation Studies of Scramjet Nozzle Performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(5): 725-730.
- [ 2 ] 唐 兰, 徐惊雷, 莫建伟, 等. 基于壁面压力分布的单边膨胀喷管反设计及试验验证[J]. 推进技术, 2016, 37(12): 2226-2232. (TANG Lan, XU Jing-lei, MO Jian-wei, et al. Reverse Design and Experiment Validation of Single Expansion Ramp Nozzle Based on Given Wall Pressure Distribution [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2226-2232.)
- [ 3 ] Mirmirani M, Wu C, Clark A, et al. Modeling for Control of a Generic Airbreathing Hypersonic Vehicle [R]. AIAA 2005-6256.
- [ 4 ] 莫建伟. TBCC 排气系统设计方法及流场特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [ 5 ] 徐惊雷, 张艳慧, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管非设计状态性能计算[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 287-290. (XU Jing-lei, ZHANG Yan-hui, ZHANG Kun-yuan. Numerical Simulation of Single Expansion Ramp Nozzle for Scramjet on the Off-Design Point [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(3): 287-290.)
- [ 6 ] Summerfield M, Foster C, Swan W. Flow Separation in Overexpanded Supersonic Exhaust Nozzles [J]. *Jet Propulsion*, 1954, 24(9): 319-321.
- [ 7 ] Nave L H, Coffey G A. Sea-Level Side Loads in High-Area-Ratio Rocket Engines [R]. AIAA 73-1284.
- [ 8 ] Dumnov G E. Unsteady Side-Load Acting on the Nozzle with Developed Separation Zone [R]. AIAA 96-3220.
- [ 9 ] Frey M, Hagemann G. Status of Flow Separation Prediction in Rocket Nozzles [R]. AIAA 98-3619.
- [ 10 ] Östlund J, Damgaard T, Frey M. Side-Load Phenomena in Highly Overexpanded Rocket Nozzles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(4): 695-704.
- [ 11 ] Engblom W A. Numerical Prediction of SERN Performance Using WIND Code [R]. AIAA 2003-4410.
- [ 12 ] 谭 杰, 金 捷, 杜 刚, 等. 过膨胀单边膨胀喷管试验和数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 292-296. (TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Experimental and Computational Investigation of a Over-Expanded Single Expansion Ramp Nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(3): 292-296.)
- [ 13 ] 谭 杰, 金 捷, 杜 刚, 等. 单边膨胀喷管试验和数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6).
- [ 14 ] Yu Y, Xu J, Mo J, et al. Principal Parameters in Flow Separation Patterns of Over-Expanded Single Expansion Ramp Nozzle [J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2014, 8(2): 274-288.
- [ 15 ] Yu Y, Xu J, Wang M. The Separation Pattern Transition Phenomena and Its Effects on the SERN Performance [R]. AIAA 2012-5931.
- [ 16 ] Yu Y, Xu J, Yu K, et al. Unsteady Transitions of Separation Patterns in Single Expansion Ramp Nozzle [J]. *Shock Waves*, 2015, 25(6): 623-633.
- [ 17 ] Yu Y, Xu J, Mo J, et al. Numerical Investigation of Separation Pattern and Separation Pattern Transition in Over-Expanded Single Expansion Ramp Nozzle [J]. *The Aeronautical Journal*, 2014, 118(1202): 399-424.
- [ 18 ] Verma S B, Haidn O. Study of Restricted Shock Separation Phenomena in a Thrust Optimized Parabolic Nozzle [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(5): 1046-1057.

(编辑: 张 贺)