

单边膨胀喷管内流动分离非定常特性

何成军¹, 李建强¹, 范召林¹, 李耀华^{1,2}, 梁锦敏¹, 高荣钊¹, 苗磊¹

(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 航空学院, 南京 210016)

摘 要: 结合聚焦纹影和动态压力测量技术,对基于特征线法设计的单边膨胀喷管(SERN)不同落压比(NPR)条件下喷管内流场结构和壁面压力进行了试验测量,通过壁面压力时域和频域综合分析获得了喷管内流动分离非定常特性。结果表明:过膨胀状态下单边膨胀喷管内流场结构具有明显的非对称特征,喷管上壁面流动分离模态为受限激波分离(RSS),而下壁面流动分离模态为自由激波分离(FSS);相比于FSS模态,RSS模态下出口附近壁面压力振荡更剧烈。喷管上、下壁面压力标准差峰值均在分离点附近,且概率密度函数分布向一侧偏斜或出现双峰现象。RSS模态下,激波运动呈明显低频特性;FSS模态下,激波非定常特性不仅受回旋区压力扰动的影响,且受分离剪切层的影响。

关 键 词: 单边膨胀喷管(SERN);受限激波分离(RSS);自由激波分离(FSS);非对称;非定常特性
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Flow separation unsteadiness in single expansion ramp nozzle

HE Chengjun¹, LI Jianqiang¹, FAN Zhaolin¹, LI Yaohua^{1,2},

LIANG Jinmin¹, GAO Rongzhao¹, MIAO Lei¹

(1. High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In combination with the focus schlieren and dynamic pressure measurement technology, the flow field and nozzle wall pressure were experimentally measured, under the different nozzle pressure ratios (NPR) of the single expansion ramp nozzle (SERN). Time and frequency domain analysis exhibited unsteady flow characteristics within the nozzle. Results showed that the flow field structure inside SERN was obvious asymmetrical. The flow separation mode on the upper wall of the nozzle was at restricted shock separation (RSS), and that on the lower wall at free shock separation (FSS); in RSS mode, the pressure on the wall near the outlet was sharply oscillated in relation to FSS mode. The pressure standard deviation of the upper and lower walls of the nozzle was peaked near the separation point, and the probability density function distribution was skewed to one side or showed double peaks. In RSS mode, the shock motion exhibited obvious low-frequency characteristics. In FSS mode, the unsteady characteristics of the shock wave were not only affected by the pres-

收稿日期:2019-05-14

作者简介:何成军(1989—),男,博士生,研究领域为喷管设计及其复杂流动机理研究。E-mail:hechengjun@163.com

引用格式:何成军,李建强,范召林,等.单边膨胀喷管内流动分离非定常特性[J].航空动力学报,2019,34(11):2339-2346. HE Chengjun, LI Jianqiang, FAN Zhaolin, et al. Flow separation unsteadiness in single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11):2339-2346.

sure disturbance of the recirculation region, but also affected by the separated shear layer.

Key words: single expansion ramp nozzle (SERN); restricted shock separation (RSS); free shock separation (FSS); asymmetry; unsteadiness

单边膨胀喷管(SERN)构型,因其易实现与飞行器高度融合设计,不仅满足了飞行器推进系统的需求,而且大大降低了后体阻力,成为高超声速飞行器尾喷管设计的理想选择^[1-2]。然而,由于SREN的工作范围较宽,喷管实际工作中难免受飞行环境及自身工作条件限制而偏离设计点状态,导致喷管“过膨胀状态”出现。当喷管处于过膨胀状态时,喷管内部气流常伴随着激波、流动分离与剪切层,使得分离流动具有高度不稳定和非定常性,严重影响飞行器的飞行性能、品质,甚至诱发复杂的非线性控制问题,会给飞行器推力、稳定性控制带来巨大冲击^[3-5]。因此,必须对SERN过膨胀状态下喷管内流动特性进行细致研究,对喷管设计及性能提升提供有力依据。

喷管流动分离研究最早始于20世纪40年代,美国JPL(jet propulsion laboratory)的Summerfield等^[6]对锥形喷管过膨胀状态下流动分离进行了广泛研究,发现了喷管内一旦发生分离、气流就不再附着管壁的流动分离现象,即自由激波分离(FSS)。70年代,Nave和Coffey^[7]在J2S发动机冷流试验中发现,在一定喷管落压比(nozzle pressure ratio,NPR,量符号记为 R_{np})范围内,分离点下游气流会再附喷管壁面,并称这种分离模态为受限激波分离(RSS)。

大量研究人员对SERN流动分离进行了试验和数值模拟。Engblom^[8]通过数值模拟证实,随NPR变化X43B的SERN内会出现FSS和RSS流动分离模态。通过两种不同构型SERN内流特性试验和定常数值模拟,谭杰等^[9-10]发现两种构型喷管内FSS和RSS对喷管壁面压力分布及喷管性能影响差异较大。结合试验和数值模拟,Yu等^[11-12]的研究结果表明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,但两种分离模态相互转化对喷管气动力特性影响较大。Mousavi等^[13]以文献[11]中喷管模型为研究对象,通过数值模拟重点分析了温度和喷管下壁面长度对喷管内激波结构及激波强度的影响。Khandai和Parammasivam^[14]试验研究了喷管壁面膨胀角和壁面长度对喷管性能的影响。

针对比热比、喷管落压比和非均匀流对SERN喷流与机体后体内外流相互干扰特性的影响,秦思、贺旭照等^[15-17]通过风洞试验获得了内外流干扰时喷管壁面压力分布及空间流场结构,并分析了不同参数对内外流干扰的影响规律。

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,流动分离非定常特性会直接影响喷管的载荷。然而,以往的研究关注喷管定常流动和推进特性的较多,本文基于动态压力传感测压和聚焦纹影技术,主要研究SERN过膨胀状态下,喷管上、下壁面不同分离模态下的流动非定常特性。

1 试验模型与设备

1.1 试验模型

本文研究采用的SERN模型根据特征线理论进行设计,并根据边界层修正方法对SERN模型进行修型。SERN设计落压比 $R_{np}=25.24$,喷管出口设计马赫数 $Ma_d=2.75$ 。坐标原点为SERN喉道中点, x 为喷管轴向到喉道的水平距离, y 为喷管纵向到喉道中心线的垂直距离,喉道高度 $H_t=8\text{ mm}$, x/H_t 为无量纲轴向距离,上膨胀斜面的轴向长度 $L_{upper}=82.02\text{ mm}$,下膨胀斜面的轴向长度 $L_{lower}=43.18\text{ mm}$ 。如图1所示,喷管上、下壁面分别布置了27个和14个动态压力传感器分别标记为A1~A27和B1~B14,其位置如表1和表2所示。喷管扩张段两侧为PC(聚碳酸酯)耐力透光板,采用聚焦纹影进行流场显示。试验模型安装如图2所示。

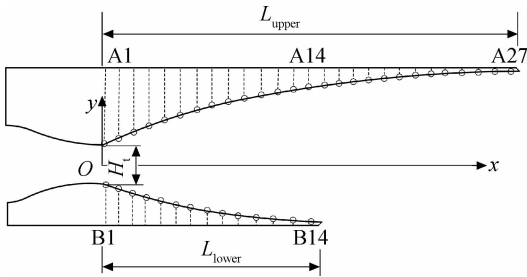


图 1 喷管模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of nozzle model

表 1 喷管上壁面传感器位置

Table 1 Location of transducers at upper wall of nozzle

测点	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7
x/H_t	0.23	0.58	0.93	1.31	1.68	2.07	2.44
测点	A8	A9	A10	A11	A12	A13	A14
x/H_t	2.82	3.18	3.56	3.91	4.30	4.69	5.07
测点	A15	A16	A17	A18	A19	A20	A21
x/H_t	5.45	5.83	6.21	6.59	6.97	7.35	7.73
测点	A22	A23	A24	A25	A26	A27	
x/H_t	8.11	8.49	8.87	9.25	9.62	9.99	

表 2 喷管下壁面传感器位置

Table 2 Location of transducers at lower wall of nozzle

测点	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
x/H_t	0.25	0.61	0.98	1.35	1.71	2.09	2.46
测点	B8	B9	B10	B11	B12	B13	B14
x/H_t	2.84	3.23	3.61	3.99	4.37	4.75	5.12

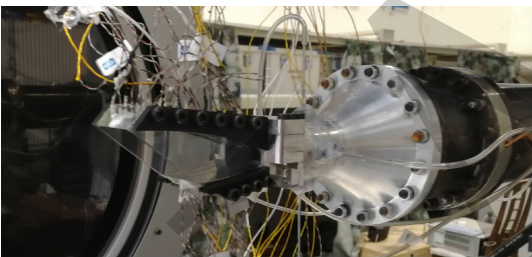


图 2 试验模型安装图

Fig. 2 Experiment model installation diagram

1.2 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、高压供气系统组成,最大可提供压力为 20 MPa。聚焦纹影系统进行流场观测,该聚焦纹影系统可观测的流场范围直径为 300 mm,系统最大灵敏度优于 0.13°,物距为 600 mm,对流场中心对焦时,可观测喷管中心线流向的压力梯度变化,急剧聚焦深度小于 10 mm,非急剧聚焦深度小于 30 mm。

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、下壁面中心线压力变化,传感器的量程为 0~206.7 kPa,固有

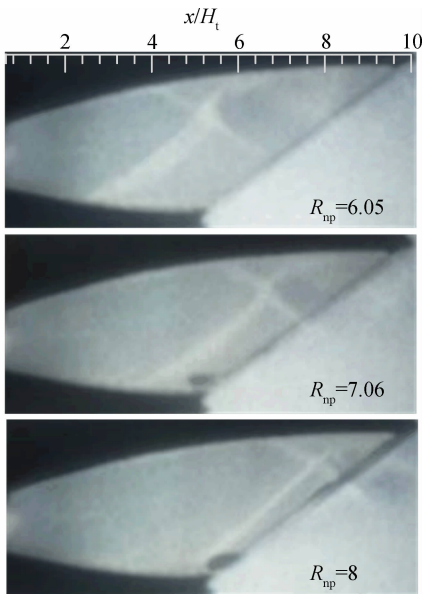
频率为 200 kHz。试验过程中,采用高时间分辨率动态试验数据采集系统(DEWESoft)进行实时采集,采样频率为 50 kHz,采样时间为 15 s。

2 结果与讨论

2.1 SERN 内平均流场特性

图 3(a)给出了喷管落压比分别为 6.05、7.06 和 8 条件下喷管内流动纹影图。为更清晰地刻画流场特性,本文对上述 3 种 R_{np} 流场进行二维定常数值模拟,空间离散采用 2 阶迎风格式,湍流模型为 $k-\omega$ shear stress transport(SST)。图 3(b)为数值纹影图,与图 3(a)中不同的压比条件下试验纹影图对比可看出,激波结构吻合较好。图中清晰可见喷管内流动发生分离,且流场结构呈现明显非对称。喷管上壁面流动分离发生后,分离流在分离点下游再附喷管壁面,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着壁面,分离点下游形成回旋气泡,分离区从分离点延伸至喷管出口,即出现自由激波分离(FSS)。

图 4 给出了试验测得的不同 R_{np} 喷管上、下壁面中心线沿程时均压力分布,并与数值模拟结果对比,壁面压力用环境压力进行无量纲化, $\bar{p}/p_a$, x 轴为到喷管喉道的距离,采用喷管喉道高度进行无量纲化, x/H_t 。由图 4 可见,数值模拟结果与试验数据整体发展趋势一致,表明数值模拟方法合理可行。喷管上、下壁面平均压力分布具有明显的差异:尽管都是由喷管喉道处气流开始膨胀加速,壁面压力逐渐降低,由于分离激波的作



(a) 试验

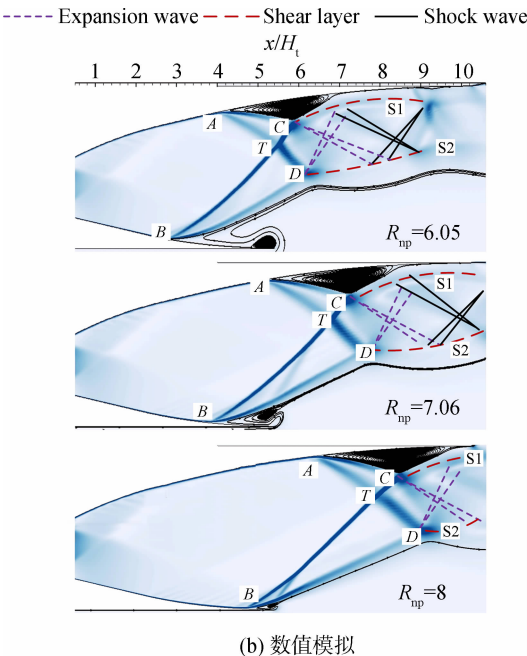


图 3 试验纹影和数值纹影图

Fig. 3 Experimental schlieren diagrams and numerical schlieren diagrams

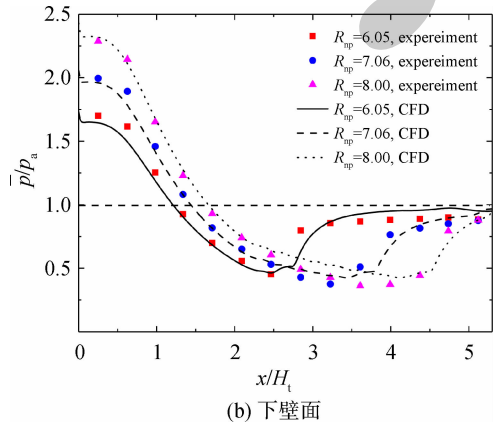
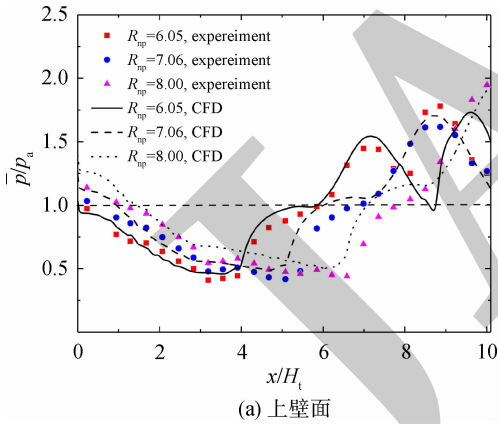


图 4 喷管壁面中心线时均压力分布

Fig. 4 Centerline time averaged pressure distribution on nozzle wall

用,壁面压力升高,但分离点之后上壁面压力均高于环境压力且可能存在压力峰值,而下壁面压力在分离点之后达到一个相对稳定的压力值且小于环境压力。

对于喷管上壁面,如图 4(a)所示, $R_{np}=6.05$ 条件下,试验获得的壁面压力与数值模拟结果均在 $x/H_t=3.91$ 处压力开始升高,此处为激波边界层相互干扰起始点,分离激波下游壁面压力上升,分离气泡处达到短暂的压力平台,之后气流再附壁面,壁面压力达到第一个峰值。由数值结果明显可见,在 D 点发出的膨胀波与分离剪切层 $S1$ 相遇并反射,形成压缩激波簇,激波下游流动处于膨胀区,壁面压力降低至小于环境压力, C 点发出的膨胀波在分离剪切层 $S2$ 反射形成的激波,在 $x/H_t=8.49$ 处与再附边界层相互干扰,再附边界层分离,形成第 2 个分离气泡,之后流动再次附壁压力出现第 2 个峰值。试验结果中同样出现了两个压力峰值,但不同的是在第 1 个压力峰值后壁面压力未降低至小于环境压力,表明流动未发生分离,这是由于试验中喷管是三维模型,气流在展向可以自由膨胀,故在喷管中心线未出现二次分离区,而数值模拟结果是二维的,导致了两者结果的差异,在文献[18]中已出现相同的现象。与 $R_{np}=6.05$ 不同, $R_{np}=7.06$ 和 8 条件下壁面压力仅有一个峰值,且压力未降低至小于环境压力,分离流附壁后未出现再次分离。

对于喷管下壁面,如图 4(b)所示,喷管内气流在分离点之后,形成回旋气泡且气泡内壁面压力基本保持不变,由压力平台区域的大小可知随着 R_{np} 增大,回旋气泡变小。

2.2 SERN 内流动非定常特性

以 $R_{np}=7.06$ 条件下为例,分析喷管内流动的非定常特性。图 5 为 $R_{np}=7.06$ 条件下上、下壁面中心线压力平均值 $\bar{p}/p_a$ 和标准差分布 $\sigma_p/\bar{p}$, 其中 σ_p 为压力测点标准差、 $\bar{p}$ 为压力平均值。由图 5 可见,喷管上、下壁面分别于 $x/H_t=5.07$ 和 $x/H_t=3.23$ 上游,气流膨胀加速,壁面压力逐渐降低。由压力标准差分布可见,上、下壁面分别于 l_u 和 l_l 区间内压力标准差开始上升,上游标准差值几乎接近于零,表明上游流动基本未受扰动, l_u 和 l_l 区域为激波边界层干扰的起始区域。由于动态压力传感器的空间精度问题,不能精确定位干扰起始点。上、下壁面分别于 $x/H_t=5.45$ 和 $x/H_t=3.61$ 处出现压力标准差峰值,此处压力

振荡剧烈,激波来回穿过传感器。在标准差峰值下游,标准差开始减小,但是仍高于上游压力未扰动区域的标准差值,压力依然具有振荡特性,但相对振荡较弱。上壁面在 $x/H_t=8.11$ 处,压力标准差出现第 2 个峰值,此处接近流动再附点,具有较强的压力振荡。

随后至时刻 b ,壁面压力陡然上升,激波前缘向 $x/H_t=5.45$ 上游移动,直至时刻 c ,激波运动方向改变,向 $x/H_t=5.45$ 下游移动。在时刻 d ,壁面压力再次保持基本不变,激波运动至 $x/H_t=5.45$ 下游,至此,激波往复运动形成一个完整的周期。

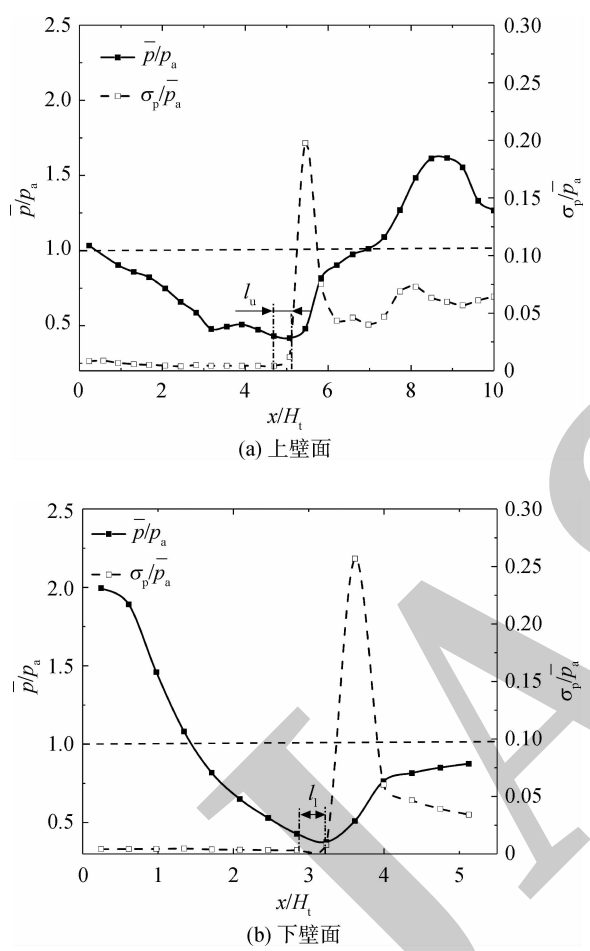


图 5 $R_{np}=7.06$ 时,壁面压力平均值和标准差分布
Fig. 5 Distribution of averaged pressure and standard deviation at $R_{np}=7.06$

图 6 和图 7 分别为 $R_{np}=7.06$ 喷管上、下壁面采样时间 25 ms 内喷管壁面 (x,t) 平面内压力云图和不同位置处壁面压力随时间变化的历程,图中 x/H_t 为到喷管喉道的距离, t 为时间, p/p_a 为实时压力。由图 6(b)和图 7(b)可见,喷管上、下壁面分别于 $x/H_t=5.45$ 和 $x/H_t=3.61$ 处压力振荡剧烈且具有明显的间歇特性,分离激波根部间歇的穿过 $x/H_t=5.45$ 和 $x/H_t=3.61$ 处的传感器。以上壁面 $x/H_t=5.45$ 处压力时间的变化历程分析激波运动特性。如图 6(b)所示, $x/H_t=5.45$ 处压力随时间变化曲线上的时刻 a ,壁面压力基本保持不变,激波前缘位于该点下游;

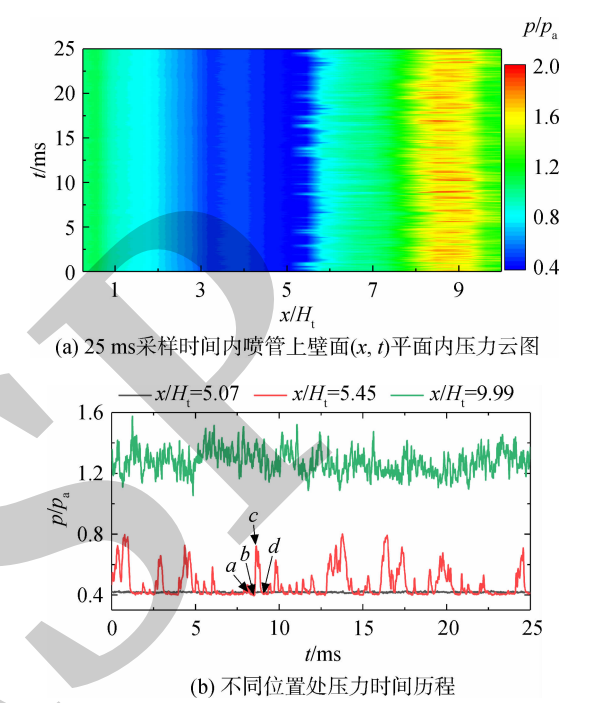


图 6 $R_{np}=7.06$ 时,上壁面压力分布
Fig. 6 Distribution of upper wall pressure at $R_{np}=7.06$

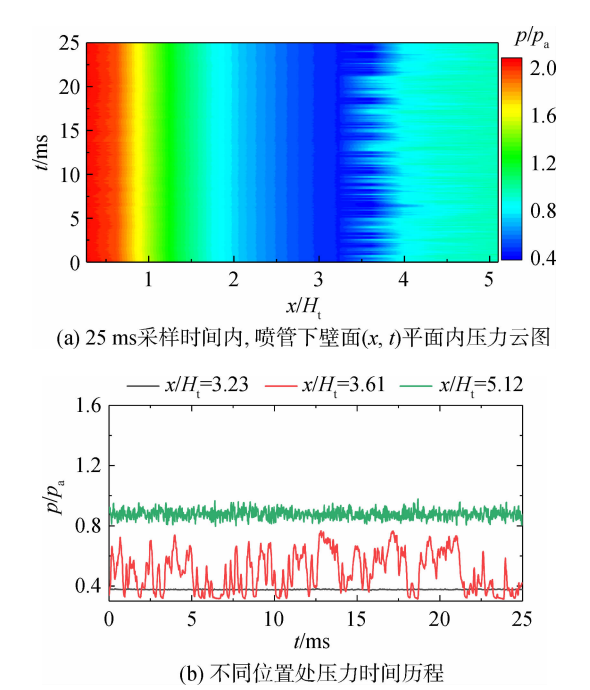


图 7 $R_{np}=7.06$ 时,下壁面压力分布
Fig. 7 Distribution of lower wall pressure at $R_{np}=7.06$

喷管上、下壁面分别于 $x/H_t=5.07$ 和 $x/H_t=3.23$ 至喷管喉道的区间内,壁面压力随时间基本保持不变,流动未受扰动,与压力标准差分布反映的现象一致。不同的是,喷管上壁面 $x/H_t=8.87$ 压力达到峰值,且此处压力具有明显的振荡特性,流动再附具有较强的非定常特性。对比上、下壁面出口处壁面压力随时间的变化,图 6(b)中 $x/H_t=9.99$ 处相对于图 7(b)中 $x/H_t=5.12$ 处,上壁面出口处压力振荡较为强烈,且高于环境压力。

图 8 为 $R_{np}=7.06$ 条件下上壁面分离点附近动态压力的概率密度函数(probability density function,PDF,量符号记为 $\varphi(\zeta)$)。横坐标以无量纲动态压力形式 $\zeta=(p-\bar{p})/\sigma_p$ 给出,无量纲概率密度函数记为 $\varphi(\zeta)\sigma_p$,求解步骤可参考文献[19]。

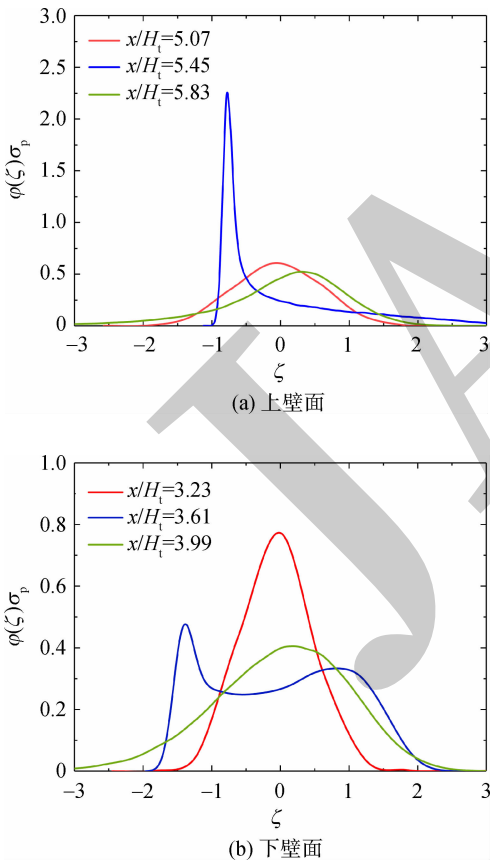


图 8 $R_{np}=7.06$ 时,分离点附近概率密度分布
Fig. 8 Probability density distributions near separation point at $R_{np}=7.06$

对于 $R_{np}=7.06$ 条件下喷管上壁面, $x/H_t=5.07$ 处,壁面压力未受扰动,流动比较稳定,PDF 基本呈正态分布。 $x/H_t=5.45$ 处,PDF 在 $-\zeta$ 出现极大值且在 $+\zeta$ 拖了一个长尾。对于流动分离而言, $-\zeta$ 对应于未扰动边界层的压力区间,而

$+\zeta$ 对应于分离激波下游较高的压力区间。 $x/H_t=5.45$ 处 PDF 分布表明该处壁面压力大部分时间分布在未扰动边界层的压力范围内。而 $x/H_t=5.83$ 处,PDF 略微右偏,即在 $+\zeta$ 出现极大值,该处的压力值大部分时间分布于分离泡的压力平台范围内。对于喷管下壁面, $x/H_t=3.61$ 处,概率密度分布具有明显的双峰现象,分离激波在该位置处往复运动。 $x/H_t=3.99$ 处,PDF 略微右偏。

图 9(a)为上壁面 $x/H_t=5.45$ 处加功率谱密度(weighted power spectral density, WPSD, 量符号记为 D_{wps})分布,其中, f 为频率值,此处为流动分离间歇区,可见激波自激振荡诱导的压力脉动具有低频特性,较为显著的两个频率值为 220 Hz 和 850 Hz。上壁面流动分离模态为 RSS, 分离点下游存在一个封闭的分离气泡,分离气泡的“呼吸”运动,对分离激波的影响表现为明显的低频特征。图 9(b)为下壁面 $x/H_t=3.61$ 处加权

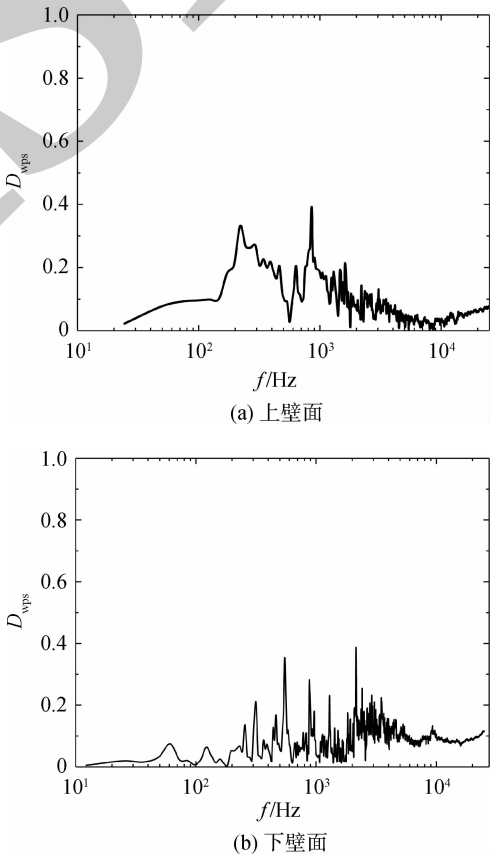


图 9 $R_{np}=7.06$ 时,壁面压力标准差最大值处加权功率谱密度分布
Fig. 9 Weighted power spectral density (WPSD) at the location of peak standard deviation of wall pressure for $R_{np}=7.06$

功率谱密度分布,呈现 100~2 000 Hz 的低频特性,存在几个幅值相当的频率值而没有相对明显的主频,同时还明显可见一个 9 kHz 左右的频率值。分析其原因,FSS 模式下,流动分离发生后,在分离点下游形成一个回旋区,与环境大气相通,回旋区压力的扰动造成激波的非定常特性,而近壁剪切层带来的压力脉动造成压力的高频振荡。

3 结 论

通过本研究,得出以下结论:

- 1) $R_{np}=6.05、7.06$ 和 8 条件下,单边膨胀喷管内流动分离具有明显的非对称特征;喷管上壁面流动分离为受限激波分离(RSS),而喷管下壁面流动分离为自由激波分离(FSS)。RSS 模式下出口附近壁面压力振荡较 FSS 模式剧烈。
- 2) 结合壁面压力的时间历程、压力标准差、概率密度函数及功率谱密度对喷管上下壁面的分离激波非定常特性分析,发现分离间歇区壁面压力具有明显的振荡现象,标准差存在峰值,概率密度函数呈现双峰现象或向一侧偏斜。
- 3) 喷管上壁面激波非定常特性具有明显的低频特性,峰值频率为 220 Hz 和 850 Hz;而喷管下壁面间歇区不仅具有小于 2 kHz 的低频特性,且由于分离剪切层的影响,存在一个 9 kHz 左右的频率值。

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.

TAN Lan,XU Jinglei,MO Jianwei,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. (in Chinese)

[3] 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.

MO Jianwei. Research on design method and flow characteristics of TBCC exhaust system[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2015. (in Chinese)

[4] 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 Jinglei,ZHANG Yanhui,ZHANG Kunyun. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on

the off-design point[J]. Journal of Propulsion Technology,2007,28(3):287-290. (in Chinese)

[5] MIRMIRANO M,WU C,CLARK A,et al. Modeling for control of a generic airbreathing hypersonic vehicle[R]. AIAA-2005-6256,2002.

[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 73-1284,1973.

[8] ENGBLOM W A. Numerical prediction of SERN performance using WIND code[R]. AIAA-2003-4410,2003.

[9] 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. (in Chinese)

[10] 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):1223-1230.

TAN Jie,JIN Jie,DU Gang,et al. Experimental and computational investigation of single expansion ramp nozzle [J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(6):1223-1230. (in Chinese)

[11] 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.

[12] YU Y,XU J,WANG M. The separation pattern transition phenomena and its effects on the SERN performance[R]. AIAA-2012-5931,2012.

[13] MOUSAVI S M,POURABIDI R,GOSHTASBI-Rad E. Numerical investigation of over expanded flow behavior in a single expansion ramp nozzle [J]. Acta Astronautica,2018,146(5):273-281.

[14] KHANDAI S H,PARAMMASIVAM K M. Experimental study of single expansion ramp nozzle flows (SERN) at low supersonic speeds [J]. International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering,2014,14(5):84-89.

[15] 秦思,贺旭照,曾学军,等. 喷流落压比对高超飞行器尾喷管内外流干扰的实验[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2491-2497.

QIN Si,HE Xuzhao,ZENG Xuejun,et al. Experiment of influence of the nozzle pressure ratio on the interaction between the external flow and nozzle flow of hypersonic aircraft[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(10):2491-2497. (in Chinese)

[16] 贺旭照,秦思,周凯,等. 比热比和压比对高超飞行器尾喷流影响的实验研究[J]. 实验流体力学,2017,31(1):13-19.

HE Xuzhao,QIN Si,ZHOU Kai,et al. Experiment study of the influence of specific heat and pressure ratios on the hypersonic's nozzle plume[J]. Journal of Experiment in

Fluid Mechanics, 2017, 31(1): 13-19. (in Chinese)

[17] 贺旭照,秦思,卫锋,等. 吸气式高超声速飞行器非均匀尾喷流试验[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 120199. 1-120199. 8.
HE Xuzhao, QIN Si, WEI Feng, et al. Test of non-uniform nozzle plume for air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 120199. 1-120199. 8. (in Chinese)

[18] 肖华. 基于无源腔的大膨胀比单边膨胀喷管流动机理研究[D]. 西安:西北工业大学, 2015.

XIAO Hua. A passive cavity concept for high pressure ratio single expansion ramp nozzle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)

[19] BARNHARDT P J, GREBER I. Experimental investigation of unsteady shock wave turbulent boundary layer interactions about a blunt fin[R]. NASA Contractor Report 202334, 2002.

(编辑:王碧琚)