

高超声速稀薄流中横向喷流干扰特性实验研究

卓越, 罗凯, 尚甲豪, 于庆豪, 汪球, 王业军, 梁金虎, 赵伟

EXPERIMENTAL STUDY ON THE CHARACTERIZATION OF TRANSVERSE JET INTERACTION IN HYPERSONIC RAREFIED FLOW

Zhuo Yue, Luo Kai, Shang Jiahao, Yu Qinghao, Wang Qiu, Wang Yejun, Liang Jinhu, and Zhao Wei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-22-599>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

高超声速飞行复现风洞理论与方法

SHOCK TUNNEL THEORY AND METHODS FOR DUPLICATING HYPERSONIC FLIGHT CONDITIONS

力学学报. 2018, 50(6): 1283-1291

前体涡发生器对轴对称高超声速进气道激波振荡流动的影响实验

EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS OF EFFECTS OF FOREBODY VORTEX GENERATORS ON THE OSCILLATORY FLOW OF AN AXISYMMETRIC HYPERSONIC INLET

力学学报. 2018, 50(2): 209-220

基于多层分块算法的激波干扰流场预测

PREDICTION OF SHOCK INTERFERENCE FLOW FIELD STRUCTURE BASED ON THE MULTI-LEVEL BLOCK BUILDING ALGORITHM

力学学报. 2021, 53(12): 3284-3297

高超声速激波湍流边界层干扰直接数值模拟研究

DIRECT NUMERICAL SIMULATION OF HYPERSONIC SHOCK WAVE AND TURBULENT BOUNDARY LAYER INTERACTIONS

力学学报. 2018, 50(2): 197-208

基于深度学习技术的激波风洞智能测力系统研究

DEEP-LEARNING-BASED INTELLIGENT FORCE MEASUREMENT SYSTEM USING IN A SHOCK TUNNEL

力学学报. 2020, 52(5): 1304-1313

激波风洞高低压段钢膜片破裂特性研究

RESEARCH ON RUPTURE CHARACTERISTICS OF STEEL DIAPHRAGM BETWEEN HIGH AND LOW PRESURE SECTION IN SHOCK TUNNEL

力学学报. 2021, 53(6): 1747-1757



关注微信公众号，获得更多资讯信息

高超声速稀薄流中横向喷流干扰特性实验研究¹⁾

卓 越^{*,†} 罗 凯[†] 尚甲豪^{†,**} 于庆豪^{*,†} 汪 球[†] 王业军^{†,2)}
梁金虎^{*} 赵 伟^{†,**}

^{*} (中北大学环境与安全工程学院, 太原 030051)

[†] (中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

^{**} (中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要 喷流干扰是高超声速飞行高精度控制的一种有效手段, 研究者们以往大部分都主要集中于连续流条件下喷流干扰效应的机理研究, 并给出了喷流干扰流场的典型结构, 而稀薄流条件下喷流干扰特性的实验数据还十分匮乏. 本文利用 JFX 爆轰激波风洞产生高超声速稀薄自由流, 基于平板模型开展不同喷流压力和自由来流参数对横向喷流干扰特性影响的实验研究, 采用高速纹影成像及图像处理技术, 获得稀薄流条件下喷流干扰流场演化过程及流场结构的变化规律. 相比于无喷流条件形成的流场, 横向喷流与稀薄自由流相互作用形成的流场结构更为复杂, 喷流压力由于受到稀薄来流的扰动, 斜激波会短暂穿透喷流干扰流场并延伸至楔形体上部. 喷流干扰流场内桶状激波的影响范围随着喷流压力的升高而逐渐变宽, 位于三波点上游的斜激波空间位置不会随喷流压力的变化而改变, 而位于三波点下游的弓形激波则向上游移动, 当喷流压力过低时, 桶状激波不会与其他两种激波交汇形成三波点. 高超声速稀薄来流压力的降低同样会使桶状激波的影响范围变宽, 弓形激波同样也会向上游移动, 但基本不会对斜激波空间位置产生任何影响.

关键词 横向喷流干扰, 高超声速流动, 稀薄来流, 激波风洞

中图分类号: V211.751 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-22-599

EXPERIMENTAL STUDY ON THE CHARACTERIZATION OF TRANSVERSE JET INTERACTION IN HYPERSONIC RAREFIED FLOW¹⁾

Zhuo Yue^{*,†} Luo Kai[†] Shang Jiahao^{†,**} Yu Qinghao^{*,†} Wang Qiu[†] Wang Yejun^{†,2)}
Liang Jinhu^{*} Zhao Wei^{†,**}

^{*} (School of Environment and Safety Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

[†] (State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

^{**} (School of Engineer Science, University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)

Abstract Jet interaction is an effective approach for hypersonic flight controls with higher agility and improved maneuverability. Previous researches are mainly focused on the mechanisms of jet interaction effects in continuous region, classical flowfield structures of jet interaction based on different models have been proposed theoretically, on the other hand, scarce experimental data on characterizations of jet interaction in rarefied region exist. Therefore, the

2022-12-22 收稿, 2023-02-03 录用, 2023-02-04 网络版发表.

1) 国家自然科学基金 (12072353, 12272386) 和中国科学院青年创新促进会 (2021020) 资助项目.

2) 通讯作者: 王业军, 副研究员, 主要研究方向为高超声速流动与激光测试技术. E-mail: wangyejun@imech.ac.cn

引用格式: 卓越, 罗凯, 尚甲豪, 于庆豪, 汪球, 王业军, 梁金虎, 赵伟. 高超声速稀薄流中横向喷流干扰特性实验研究. 力学学报, 2023, 55(5): 1053-1062

Zhuo Yue, Luo Kai, Shang Jiahao, Yu Qinghao, Wang Qiu, Wang Yejun, Liang Jinhu, Zhao Wei. Experimental study on the characterization of transverse jet interaction in hypersonic rarefied flow. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(5): 1053-1062

objective of this work aims to experimentally investigate the effects of jet pressure and hypersonic rarefied flow condition on the characterizations of transverse jet interaction based on a flat plate model, whereas hypersonic rarefied flows are generated in a JFX detonation shock tunnel. Evolution and typical structure of transverse jet interaction in hypersonic rarefied flow are recorded using high-speed schlieren imaging approach, and variations of spatial positions of different shock waves are analyzed using imaging process technique. Compared to the flowfield without the presence of jet flow, the interaction between jet flow and hypersonic rarefied flow makes the flowfield much more complex. Oblique shock could instantaneously penetrate through the flowfield of jet interaction due to the pressure fluctuation of jet flow caused by the incoming flow. With increasing the jet pressure, the affecting region of the barrel shock gradually becomes broader. The spatial position of the oblique shock wave in the upstream of the triple point barely changes with an increase in the jet pressure, while in the downstream of the triple point, the bow shock moves upstream with increasing pressure. The spatial position of the barrel shock would not overlap with the other two when the jet pressure is low. The pressure reduction of the incoming hypersonic rarefied flow can broaden the affecting region of the barrel shock and thus move the bow shock upstream as well, but it has little influence on the spatial position of the oblique shock wave.

Key words transverse jet interaction, hypersonic flow, rarefied flow, shock tunnel

引言

高超声速飞行技术已然成为世界主要航空航天大国发展的最前沿阵地,并将对国民经济和国防领域产生极其重要的影响。喷流干扰技术作为高超声速飞行器姿态/轨道控制的一种有效手段,其喷流方式在飞行器设计中占据重要地位,根据来流与喷流作用方向不同,可分为同向喷流、横向喷流以及反向喷流三种方式^[1-5]。随着飞行高度和速度的增加,尤其在稀薄流环境中,来流压力大幅降低,采用传统的气动舵控制技术响应慢、控制能力降低。喷流干扰控制技术综合考虑稀薄来流状态参数和飞行器飞行特点,通过设计相应喷流参数和喷流位置等来改变飞行器压心位置并对气动力/热产生一定影响,从而实现稀薄流飞行条件下飞行器状态的精准控制。

国内外学者主要通过理论模型、数值计算和试验方法进行喷流干扰控制的机理研究,其中理论模型和数值计算具有系统性和通用性优点,而试验方法可以为前者提供有效验证及对比。自 20 世纪 60 年代起,国外学者采用这三种方法对喷流干扰控制机理进行了广泛的研究,其研究成果也用于不同类型飞行器姿态/轨道控制上,比如爱国者 3 型导弹、战区高空防卫导弹等利用喷流实现快速机动响应^[6]。Cubission 等^[7]利用平板及旋成体模型获得连续流域条件下不同来流马赫数和喷流压比对模型壁面压力的影响。Spaid 等^[8]不仅分析了不同喷流介质对流场重要参数及流场结构的影响规律,而且给出

了基于平板模型的典型喷流干扰流场结构。Srivastava^[9]利用数值计算方法模拟了普通导弹在连续流域条件下有无横向喷流状态下的流场结构,其计算结果与试验数据吻合度较好。Haidinger 等^[10]分析了不同飞行高度下的喷流效果,其结果表明随着高度的增加,组分扩散效应对喷流干扰的放大系数影响越小。Gilmore 等^[11]利用 NS 方程和 DSMC 方法对喷流干扰流场结构进行求解,发现在稀薄条件下 DSMC 方法要优于 CFD 方法。

国内自 20 世纪 80 年代开始展开了喷流干扰控制的研究工作,并发展了相关风洞试验技术及数值模拟方法,近年来发射的神州系列载人飞船是依靠小型姿态控制发动机产生的喷流作用来实现飞行器姿态的精准控制^[12]。梁杰等^[13]发展了数值模拟方法,在喷流参数保持不变的情况下,随着来流密度的降低,喷流产生的空间分离涡不断减小,来流对喷流的影响变小,而喷流本身的影响范围变大。张智勇等^[14]发现在稀薄气体环境中,使用高温喷流气体可提升减阻的效果,但是防热效果明显降低。陈雪冬等^[15-16]也利用脉冲风洞设备进行了喷流干扰实验研究,建立了可以满足缩比模型所需喷流条件的热气源。此外,其他高校如国防科技大学、北京航空航天大学、南京航空航天大学等研究团队都对低密度流条件下横向喷流干扰进行了数值模拟研究^[17-24]。

由此可见,连续流域条件下喷流干扰机理已取得丰富的研究成果,随着临近空间高超声速飞行技术的发展,稀薄流域条件下喷流干扰机理也开展了

一定的理论模型及数值模拟研究工作. 受限于试验设备及相应测量技术, 只有极少数研究者开展了稀薄流与喷流相互作用的实验研究. 美国 Virginia 大学 McDaniel 教授团队^[25-27]在稀薄流条件下基于返回舱缩比模型的喷流干扰流场特性方面做了相关研究. 中国空气动力研究与发展中心开展了高超声速低密度风洞内侧向喷流干扰流场成像测试技术, 其实验结果主要用于与连续流区的同类实验数据进行对比^[28]. 综上所述, 高超声速稀薄流与喷流干扰相互作用的有效实验数据还非常匮乏, 因而也无法对模型研究提供有效验证及与数值计算进行对比. 因此, 本研究工作的主要目的是利用中国科学院力学研究所 JFX 激波风洞开展高超声速稀薄流条件下基于平板模型的喷流干扰流场特性研究. 通过设计喷流发生控制系统和利用高速纹影成像技术, 获得稀薄流条件下喷流干扰流场动态演化过程; 发展图像处理技术, 研究不同喷流压力及来流状态对喷流干扰流场结构的影响.

1 实验设置

1.1 实验设备

实验在中国科学院力学研究所 JFX 爆轰激波风洞中进行, 其结构示意图如图 1 所示, 风洞主体结构长约为 22 m, 主要由卸爆段、爆轰驱动段、被驱动段、喷管、试验段以及真空罐等组成, 其中卸爆段长为 1.2 m, 爆轰驱动段长为 6.5 m, 被驱动段长为 6.8 m, 喷管长为 2.3 m, 卸爆段和爆轰驱动段、被驱动段和喷管之间分别设置铝制膜片, 点火位置位于第二道膜片之前, 喷管名义马赫数为 8, 出口直径为 0.5 m. 辅助系统包括 H₂/O₂/N₂ 充气系统、试验段大型真空机组及各管体小型真空抽气系统、点火起爆系统、喷流发生与控制系统、压力/图像数据采集系统等.

实验中采用反向单爆轰驱动运行模式, 此时激波管整个管体作为驱动段, 管体抽真空后按一定比

例充入 H₂, O₂ 和 N₂ 预混气体, 点火后产生的爆轰波向上游传播, 混合气体被迅速压缩反应并释放大能量, 压力、温度和速度随之升高并迅速达到混合气体的 CJ 状态. 由于受到管体末端静止膜片的限制, 爆轰波过后会紧接着产生一簇 Taylor 稀疏波, 导致气体逐渐膨胀, 速度变得越来越小直至达到滞止状态^[29], 爆轰后高温高压气体流经喷管加速膨胀, 从而获得高超声速稀薄来流条件.

1.2 实验气流参数

JFX 激波风洞可通过调节激波管初始压力参数以满足实验所需的不同驻室状态, 混合可燃气体比例固定为 H₂:O₂:N₂ = 2:1:2, 初始温度为 300 K, 驻室温度约为 2700 K, 驻室最低和最高压力分别为 0.3 MPa 和 3.21 MPa, 通过数值计算获得 Ma=8 喷管出口稀薄来流状态参数. 本实验采用的三种不同运行工况对应的气流参数如表 1 所示, 其中下标 1 为激波管初始状态, 下标 0 为激波管驻室状态, 下标 ∞ 为喷管出口自由来流状态, 通过安装于喷管出口的皮托耙压力传感器得到的激波后气流压力曲线 (图 2) 可以看出: 喷管出口气流稳定时间为 10 ms 左右.

表 1 实验采用的三种工况气流参数
Table 1 Parameters for three operational cases in experiments

	$P_1 /$ MPa	$T_0 /$ K	$P_0 /$ MPa	$P_\infty /$ Pa	$T_\infty /$ K	$V_\infty /$ (m·s ⁻¹)	$\rho_\infty /$ (kg·m ⁻³)	Ma	Kn
Case1	0.5	2883	3.21	403	509	3228	2.16×10^{-3}	6.44	0.0003
Case2	0.1	2711	0.61	80	451	3117	4.78×10^{-4}	6.52	0.0014
Case3	0.05	2637	0.30	42	421	3041	2.63×10^{-4}	6.54	0.0025

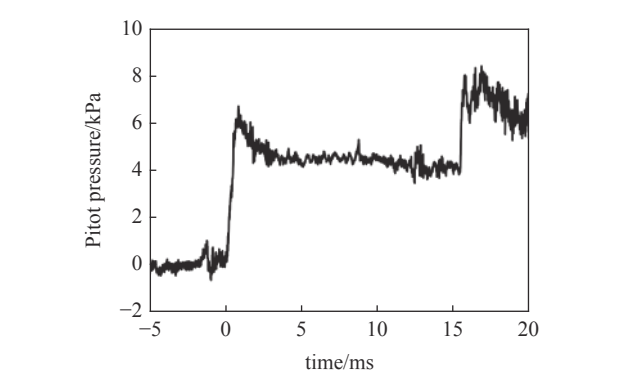


图 2 喷管出口处皮托压力曲线
Fig. 2 Pitot pressure curve at nozzle exit

1.3 实验模型

本实验采用简单不锈钢平板模型, 其结构示意图如图 3 所示, 喷流孔直径为 1 mm, 喷流孔中心距离

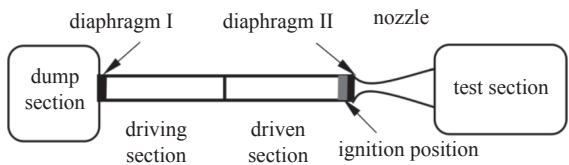


图 1 JFX 激波风洞结构示意图
Fig. 1 Schematic of JFX shock tunnel structure

平板头部为 77 mm. 此外, 为增强稀薄流条件下喷流干扰效应, 在距离平板头部 $L = 95$ mm 处安装一楔形体, 其宽度为 40 mm, 高度为 40 mm, 楔面角度为 45° , 在楔面中间位置布置压力传感器 (上海天沐, NS-3) 用于壁面压力测量.

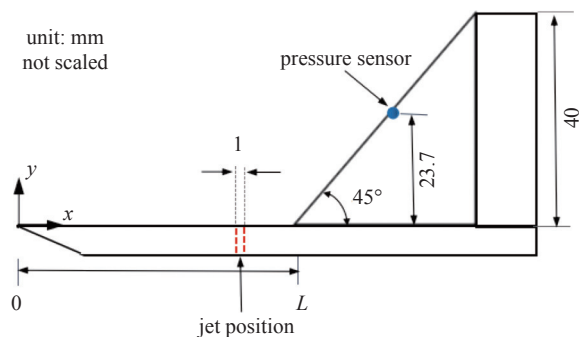


图 3 平板模型结构示意图

Fig. 3 Schematic of the flat panel model

1.4 喷流控制系统

通过优化设计喷流、主流以及数据采集系统的精准时序控制, 喷流控制系统可提供快响应且气流稳定的横向喷流. 实验中采用的喷流气体介质为干燥空气, 温度为 300 K, 喷流总压可根据试验要求通过调压阀控制. 如图 4 所示, 当只有喷流时, 喷流出口总压在有效时间内一直稳定; 启动风洞后, 稀薄来流到达喷流出口位置时会对喷流总压造成瞬时的扰动 (2 ms 左右), 随后迅速恢复稳定状态, 从而确保在有效测量时间范围内数据采集的准确性.

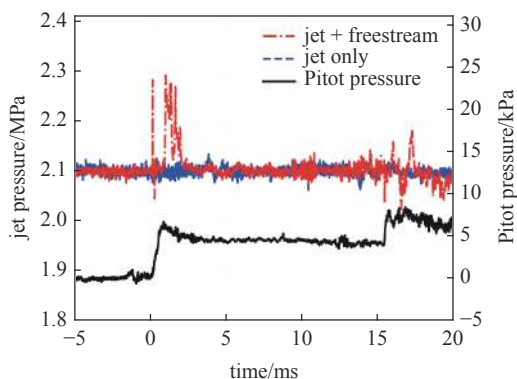


图 4 喷流及皮托压力变化曲线

Fig. 4 Pressure curves of jet and Pitot

1.5 高速纹影成像

实验采用高速纹影成像技术对喷流干扰演化过程及流场结构进行观测, 其系统示意如图 5 所示. 该光学测量系统主要包括高功率氙灯光源 (北京纽比

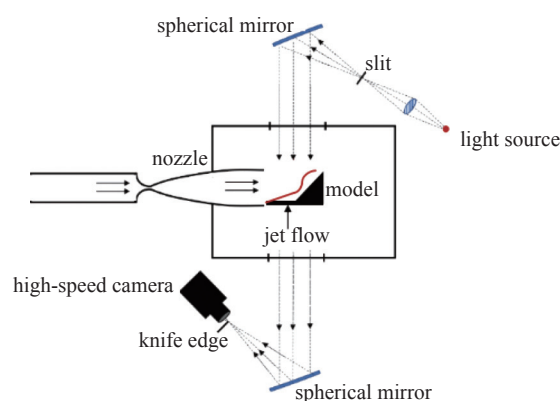


图 5 反射式纹影成像示意图

Fig. 5 Schematic of reflective schlieren imaging

特, HSX-F300)、球面反射镜和高速相机 (Phantom, V1612) 等, 实验中高速相机采样频率为 10 kHz, 曝光时间为 $5 \mu\text{s}$, 获取的喷流干扰流场结构图像分辨率为 640×704 像素, 对应空间分辨率为 0.47 mm/像素 .

2 结果与讨论

2.1 喷流干扰流场演化过程

实验中以稀薄来流到达平板模型前端的前一帧作为 0 时刻, 获取稀薄来流条件下喷流干扰流场的演化过程. 以 Case1 实验工况为例, 喷流出口总压为 2.1 MPa, 稀薄来流压力为 403 Pa, 如图 6(a) 所示, 在 $T = 0.0 \text{ ms}$ 时刻, 喷流出口压力稳定在 2.1 MPa, 喷流呈自由射流状态; 当 $T = 0.1 \text{ ms}$ 时, 稀薄自由流流过平板并在其前缘产生斜激波, 喷流结构发生明显偏转现象; 当 $T = 0.5 \text{ ms}$ 时, 稀薄来流与喷流发生强相互作用并产生弓形激波. 由于稀薄来流对喷流压力造成的瞬时扰动影响, 使得斜激波短暂穿透喷流干扰区域, 其影响延伸至楔形体上部 ($T = 1.0 \text{ ms}$). 待喷流出口恢复至初始压力后, 稀薄流与喷流相互作用诱导形成的弓形激波也趋于稳定, 弓形激波与边界层相互作用在喷流上游产生分离激波, 此时马赫盘也逐渐形成; 在 $T = 4.0 \text{ ms}$ 时, 可清晰地观察到桶状激波的位置及形状, 喷流干扰流场也基本处于稳定状态. 总体来看, 横向喷流干扰演化过程及稳定后喷流干扰流场结构与数值模拟结果基本一致^[30-31].

纹影图像强度与喷流干扰流场当地密度变化有直接关系, 由此也可以确定喷流干扰流场内激波在空间上的变化情况. 图 7 展示了在距离模型表面不同高度处喷流干扰流场内强度随时间的变化规律.

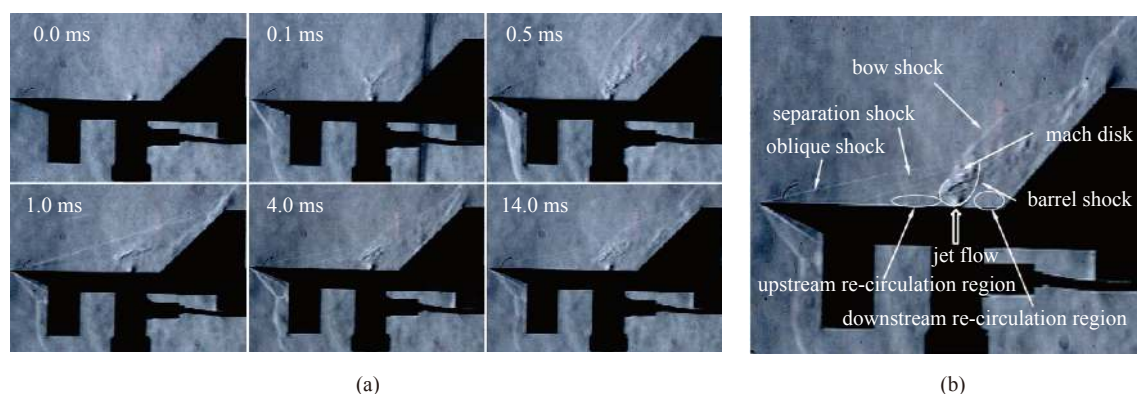


图 6 喷流干扰流场的 (a) 演化过程及 (b) 典型结构

Fig. 6 (a) Evolution and (b) typical structure of transverse jet interaction flowfield

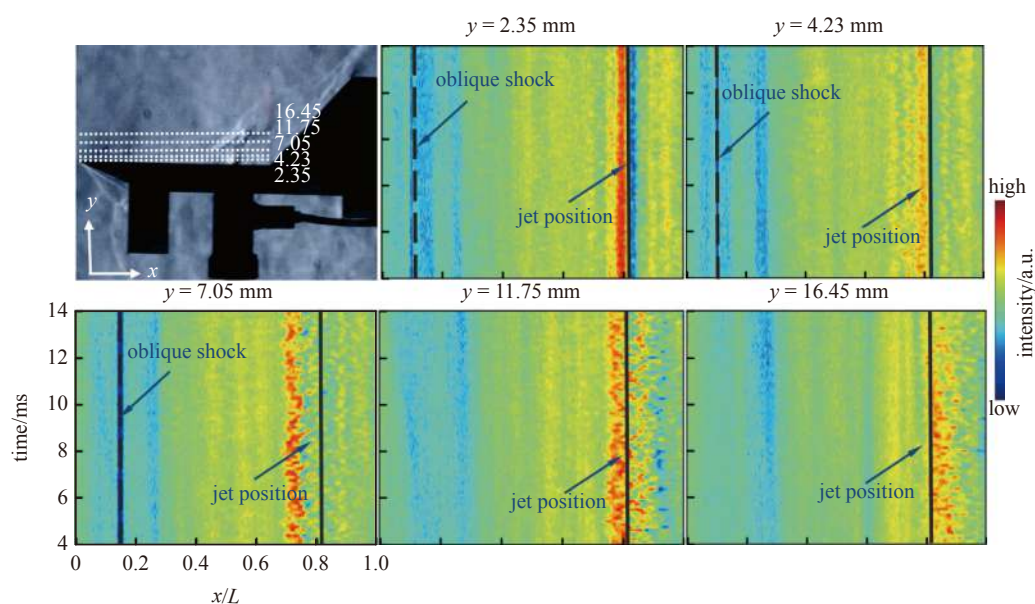


图 7 不同高度条件下喷流干扰流场图像强度随时间变化过程

Fig. 7 Time-varying intensity of transverse jet interaction flowfield at different heights

在紧贴模型表面 ($y = 2.35 \text{ mm}$) 处, 高超声速稀薄来流在模型头部区域形成斜激波 (左侧深蓝色线条位置), 沿着来流流动方向, 喷流干扰流场内密度变化导致强度逐渐增强, 在喷流出口对应的空间位置周围密度变化最为剧烈, 该区域的强度变化幅度也相应最大. 图中右侧黄色与蓝色交界处为喷流出口所在位置, 由于弓形激波与边界层作用形成的回流区使紧靠喷流出口上游位置处的压力及密度最高, 其对应的强度为最强; 相反地, 喷流下游形成的回流区使紧靠喷流出口位置处的压力及密度相对最低, 对应的强度也为最弱. 随着高度的增加, 喷流上下游附近的回流区影响减弱, 斜激波显而易见地远离模型端部, 稀薄来流与喷流相互作用形成的桶状激波同样使喷流上下游流场密度变化较大, 其影响的空间

范围也变宽.

此外, 为研究不同喷流压力及来流条件对喷流干扰流场结构的影响, 利用图像边缘处理方法^[32]从高速纹影图像中获取喷流干扰流场内不同激波的空间位置, 其具体计算方法为: 选取图像某一高度处沿来流流动方向的强度曲线, 对该强度曲线进行一阶导数计算得到其极值分布, 极值的绝对值越大, 表明该处强度变化越剧烈, 对应流场密度梯度变化也越大, 以此就可以确定激波空间位置. 以图 7 所示喷流干扰流场在高度 $y = 2.35 \text{ mm}$ 处为例, 对该高度所对应的强度曲线 (图 8(a)) 取极值及绝对值后得到极值曲线 (图 8(b)), 再通过峰值的水平位置来确定该高度下激波的位置 (图 8(c)), 在斜激波和桶状激波之间会有一些幅度较低的峰值, 这一方面是由于背景强

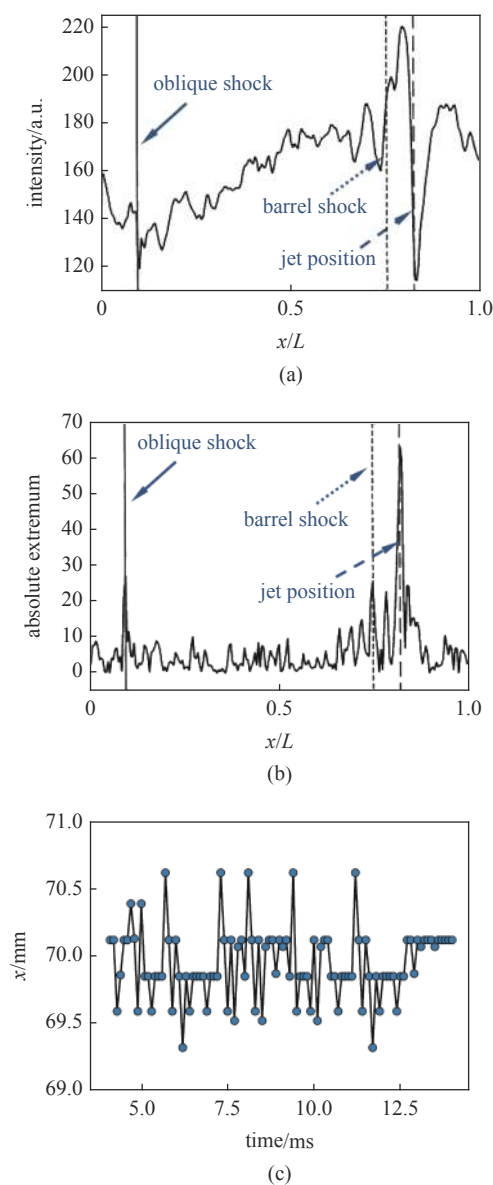


图 8 喷流干扰流场在 $y = 2.35$ mm 处的 (a) 强度曲线、(b) 极值曲线以及 (c) 桶状激波水平位置随时间的变化曲线

Fig. 8 Curves of (a) intensity, (b) absolute extremum and (c) time-varying horizontal position of barrel shock of transverse jet interaction flowfield at a height of 2.35 mm

度的变化, 另一方面是由流场非定常特性引起的强度变化所致. 此外, 通过对多幅纹影图像进行相同处理获得激波在空间上的波动情况, 其平均值为激波在此高度下的水平位置, 图 8(c) 为 $y = 2.35$ mm 处桶状激波水平位置随时间的变化情况, 对所有时刻求取平均值后获得该高度下的水平位置为 69.94 mm, 激波水平位置波动范围约为 1 mm. 另外, 由于喷流与稀薄来流相互作用产生的非定常流场在高度较低时, 受喷流作用影响大, 激波相对稳定且波动范围小; 随着高度的增加, 激波水平波动范围最大可至

2 mm. 图 9 为采用上述图像处理方法获得的喷流干扰流场内激波空间位置与纹影图像的对比, 可以明显看出计算得到的激波空间位置与纹影图像吻合度较好.

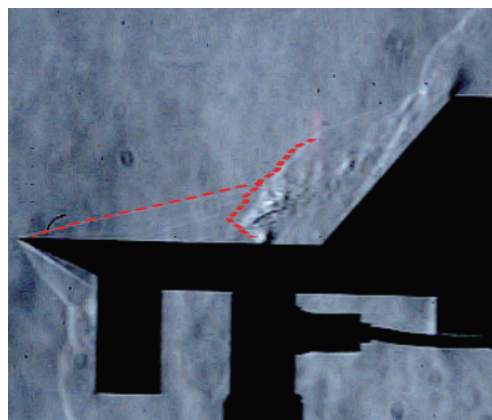


图 9 计算获得的流场激波空间位置与纹影图像对比
Fig. 9 Comparison of calculated spatial positions of shock waves with schlieren imaging

2.2 不同喷流条件的影响

2.2.1 有无喷流情况

以 Case2 工况作为来流条件, 实验首先研究了有无喷流情况对基于平板模型形成的稀薄流场结构的影响, 喷流压力为 2.1 MPa, 纹影图像对比如图 10 所示. 相比于无喷流条件下的流场结构, 正如上述讨论可知, 喷流与稀薄来流相互作用产生的喷流干扰流场结构更为复杂, 喷流干扰使楔形体表面形成的弓形激波左移, 产生的桶状激波使流场内强度变化更加剧烈且影响流场范围更宽.

有无喷流对应的流场结构纹影图在不同高度处的强度变化如图 11 所示, 在有效试验时间内, 斜激波位置会随着高度增加而向右移动, 但是基本不随时间而改变. 当无喷流时, 喷流出口位置对应的强度随高度增加而基本不变; 当有喷流时, 强度随时间和高度都呈现明显波动, 并且高度越高, 强度波动空间

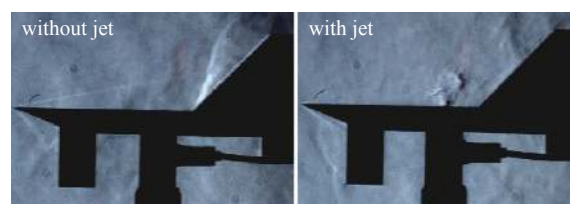


图 10 有无喷流条件下喷流干扰流场结构纹影图
Fig. 10 Schlieren images of flowfield structures without and with jet

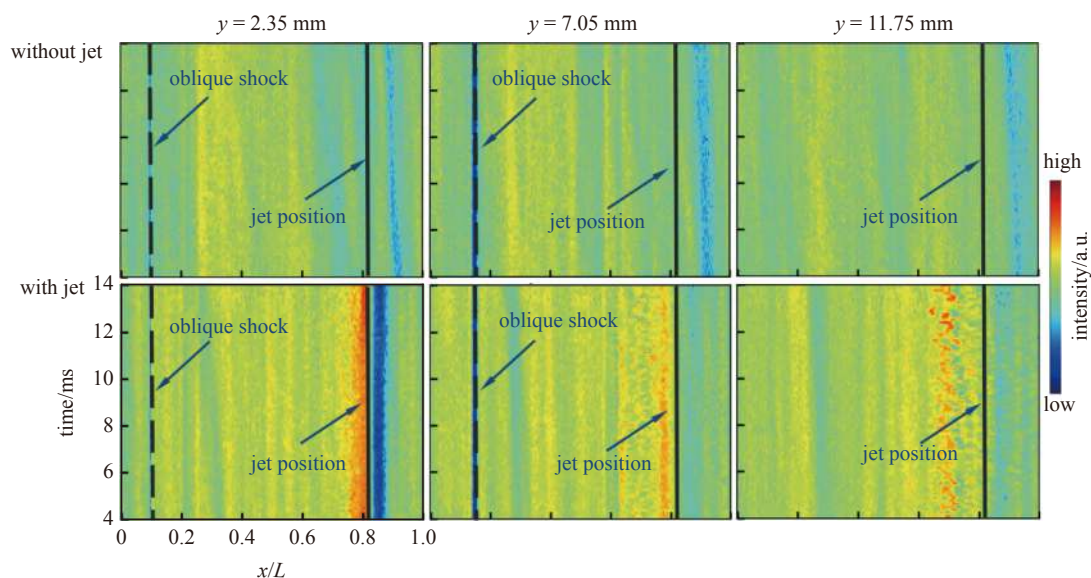


图 11 有无喷流条件下流场强度随时间变化过程

Fig. 11 Time-varying intensity of flowfield at different heights without and with jet

范围也越广,这主要是因为近模型表面流场受喷流作用影响较大,而随着高度增加,来流与喷流相互作用效果越明显,流场内密度变化范围越大.此外,图 12 为有无喷流对应的流场内不同激波的空间位置变化情况,与无喷流情况对比,有喷流时产生了桶状激波,在该激波上游的斜激波位置基本不变,而在其下游方向,喷流会使斜激波抬高变为弓形激波,且弓形激波向上游移动.

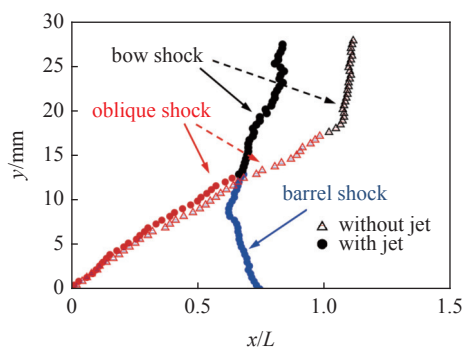


图 12 有无喷流条件下流场内激波空间位置曲线

Fig. 12 Spatial position curves of shock waves of flowfield without and with jet

2.2.2 不同喷流压力影响

喷流压力是影响喷流干扰流场最重要的因素之一,以 Case2 作为来流条件,实验研究了喷流出口总压为 1.0 和 2.1 MPa 时喷流干扰流场结构的变化规律.由图 13 可以看出,当喷流压力为 1.0 MPa 时,喷流干扰产生的桶状激波宽度较小且不与斜激波相

连,喷流干扰影响范围也相对较窄;而当喷流压力为 2.1 MPa 时,桶状激波会与斜激波和弓形激波相互作用并形成三波点,喷流压力的变化不会改变三波点前斜激波位置,而三波点后的弓形激波空间位置会随喷流压力升高而向上游移动.

此外,不同喷流压力条件下喷流干扰流场在楔形体表面的压力变化曲线如图 14 所示.由上述讨论可知,喷流干扰流场结构随喷流压力变化而发生改变(图 13),数值计算结果也指出喷流压力增加会使楔形体表面的压力降低^[33],而实验测量结果未明显观察到该现象主要是由于在稀薄流条件下对应的压力范围内压力传感器灵敏度较低、测量误差偏大所导致,未来的研究工作将结合数值模拟和高精度测量方法用于深入分析喷流对楔形体表面压力分布的影响.

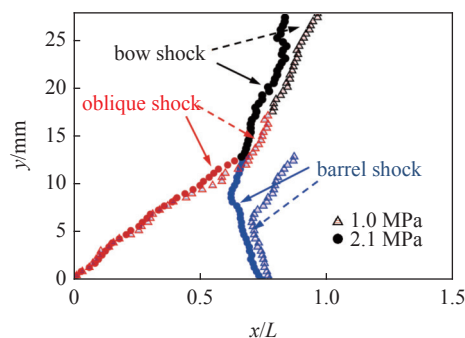


图 13 不同喷流压力条件下喷流干扰流场内激波空间位置曲线

Fig. 13 Spatial position curves of shock waves of transverse jet interaction flowfield with different jet pressures

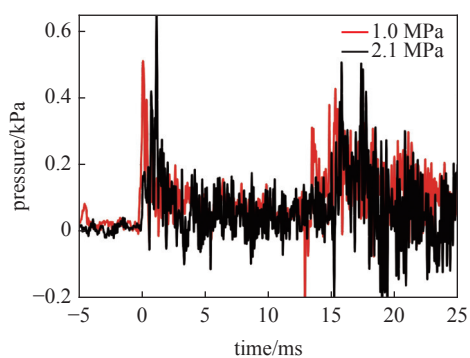


图 14 楔形体表面压力变化曲线

Fig. 14 Variation of surface pressure of the wedge model

2.3 稀薄来流条件的影响

来流条件也是影响喷流干扰流场的重要因素,图 15 比较了三种不同稀薄来流条件下喷流干扰流场结构的变化,喷流出口压力固定为 2.1 MPa. 随着稀薄来流压力和密度降低,弓形激波和桶状激波影响范围越大,马赫盘位置越高. 当来流密度过低 (Case3) 时,高速纹影成像可以清晰地观测到桶状激波,但却难以捕捉到斜激波和弓形激波结构,当来流条件更稀薄时,需要采用其他测试方法如电子束荧光技术等对喷流干扰流场进行准确测量^[34]. 类似地,图 16 和

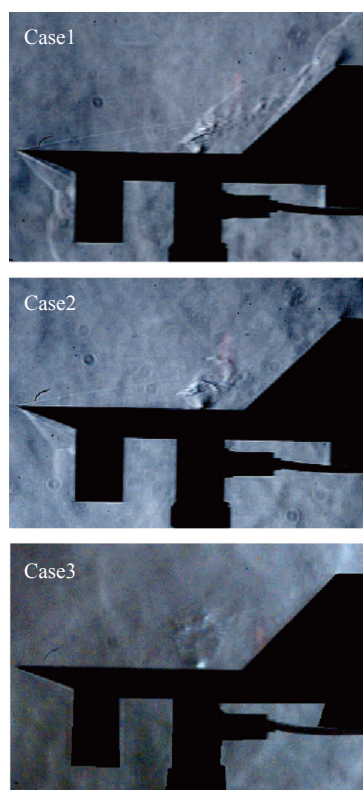


图 15 不同来流条件下喷流干扰流场结构

Fig. 15 Schlieren images of transverse jet interaction flowfield under different freestream conditions

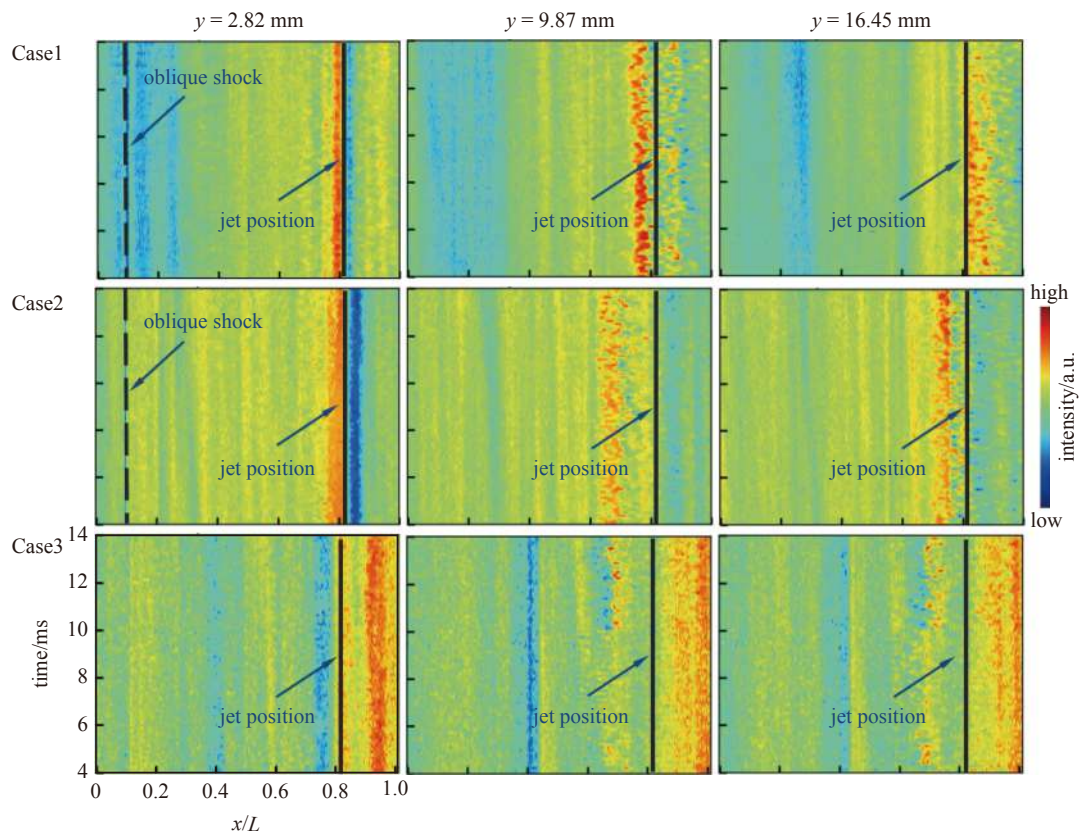


图 16 不同来流工况下喷流干扰流场强度随时间变化过程

Fig. 16 Time-varying intensity of transverse jet interaction flowfield with different heights under various freestream condition

图 17 为喷流干扰流场纹影图像在不同高度处的强度及激波空间位置的变化规律。当高度为 $y = 2.82 \text{ mm}$ 时, 所有来流条件下喷流干扰流场的脉动区域集中于喷口附近, 变化不明显; 随着来流条件越稀薄, 喷流干扰形成的桶状激波脉动范围逐渐变宽, 如 Case1 到 Case3 工况对应的脉动距离分别为 9 mm , 12 mm 和 16 mm 左右。此外, 当稀薄来流压力及密度降低时, 斜激波的位置几乎不会受到影响, 而弓形激波会向上游移动, 由于 Case3 工况获得的纹影图像很难捕捉到斜激波和弓形激波, 因而图 17 中仅给出了该工况条件下桶状激波的空间位置变化曲线。

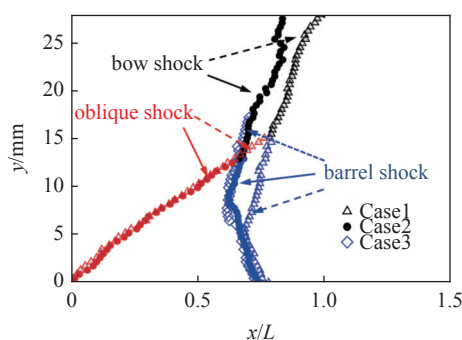


图 17 不同来流条件下喷流干扰流场内激波空间位置曲线
Fig. 17 Spatial position curves of shock waves of transverse jet interaction flowfield under different freestream conditions

3 结论

本文在 JFX 爆轰激波风洞内开展了高超声速稀薄流条件下基于平板模型的横向喷流干扰实验研究, 利用高速纹影成像技术, 获得了横向喷流干扰流场的演化过程及典型结构, 利用图像处理技术, 研究了不同喷流及自由流参数对喷流干扰流场结构的影响, 主要得出以下结论。

(1) 高超声速稀薄来流与喷流相互作用产生弓形激波, 来流对喷流压力造成的瞬间扰动导致斜激波短暂穿透喷流干扰区域, 稳定状态下的喷流干扰流场结构存在桶状激波、马赫盘、分离激波以及高/低压回流区等, 与文献预测结构基本一致。

(2) 相比于无喷流情况, 有喷流条件下形成的流场结构更为复杂, 随着喷流压力的增加, 喷流干扰流场内桶状激波影响范围更广, 并且会与斜激波和弓形激波交叉形成三波点, 位于该点上游的斜激波空间位置基本不变, 而下游的弓形激波会向上游移动; 此外, 当喷流压力过低时, 喷流干扰流场内三种激波在空间上不相交导致三波点不存在。

(3) 随着稀薄来流压力降低, 桶状激波波动影响范围扩大, 斜激波空间位置不发生改变, 而弓形激波会向上游移动。

参 考 文 献

- 1 Jackson HH. Longitudinal aerodynamic characteristics and effect of rocket jet on drag of models of the hermes A-3 A and A-3 B missiles in free flight at Mach numbers from 0.6 to 2.0. NACA report No. NACA-RM-SL55 F15, 1955
- 2 Dong M, Liao J, Du Z, et al. Influences of lateral jet location and its number on the drag reduction of a blunted body in supersonic flows. *The Aeronautical Journal*, 2020, 124(1277): 1055-1069
- 3 Ji C, Liu B, Huang W, et al. Investigation on the drag reduction and thermal protection properties of the porous opposing jet in the supersonic flow: A parametric study with constant mass flow rate. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 107064
- 4 唐志共, 杨彦广, 刘君等. 横向喷流干扰/控制研究进展. *实验流体力学*, 2010, 24(4): 1-6 (Tang Zhigong, Yang Yanguang, Liu Jun, et al. The investigation and expectation on lateral jet interference/control. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(4): 1-6 (in Chinese))
- 5 许晨豪, 蒋崇文, 高振勋等. 高超声速飞行器反作用控制系统喷流干扰综述. *力学与实践*, 2014, 36(2): 147-155, 160 (Xu Chenhao, Jiang Chongwen, Gao Zhenxun et al. The jet interaction effects of reaction control systems in hypersonic vehicles. *Mechanics in Engineering*, 2014, 36(2): 147-155, 160 (in Chinese))
- 6 Gilman BG. Control jet interaction investigation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, 8(4): 334-339
- 7 Cubbison RW, Anderson BH, Ward JJ. Surface pressure distributions with a sonic jet normal to adjacent flat surfaces at Mach 2.92 to 6.4//National Aeronautics and Space Administration, 1961
- 8 Spaid FW, Cassel LA. Aerodynamic interference induced by reaction controls. AGARD-AG-173, 1973
- 9 Srivastava B. Computational analysis and validation for lateral jet-controlled missiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(5): 584-592
- 10 Haidinger F, Weiland C. Jet/airflow interaction study on a non-winged reentry vehicle at supersonic speed//35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1997: 409
- 11 Gilmore M, Warburton K. Axisymmetric hypersonic jet interaction. II-a combined experimental and computational study//33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1995: 414
- 12 李素循. 近空间飞行器的气动复合控制原理及研究进展. *力学进展*, 2009, 39(6): 740-755 (Li Suxun. Progress in aerodynamics of combination control for vehicles at high speed. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 740-755 (in Chinese))
- 13 梁杰, 阎超, 李志辉等. 稀薄过渡流区横向喷流干扰效应数值模拟研究. *空气动力学学报*, 2013, 31(1): 29-35 (Liang Jie, Yan Chao, Li Zhihui, et al. Numerical simulation of transverse jet interference effects in the rarefied transition flow region. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(1): 29-35 (in Chinese))
- 14 张智勇, 张艳. 稀薄气体环境对逆向喷流的减阻和防热效果的影响. *东南大学学报 (自然科学版)*, 2022, 52(3): 594-601 (Zhang Zhiyong, Zhang Yan. Influence of rarefied gas environment on the drag and heat reduction effect of opposing jet. *Journal of Southeast*

- University (Natural Science Edition), 2022, 52(3): 594-601 (in Chinese))
- 15 陈雪冬, 王发民, 唐贵明. 高温燃气喷流/主流相互干扰实验研究. 力学学报, 2012, 44(2): 230-237 (Chen Xuedong, Wang Famin, Tang Guiming. The investigation of experimental technique for high temperature gas jet flow test in impulse wind tunnel. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(2): 230-237 (in Chinese))
- 16 陈雪冬, 王发民, 唐贵明. 脉冲风洞热喷流实验方法初步研究. 实验流体力学, 2012, 26(3): 68-73 (Chen Xuedong, Wang Famin, Tang Guiming. Investigation of experimental technique for high-temperature jet flow test in impulse wind tunnel. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(3): 68-73 (in Chinese))
- 17 李洁, 石于中, 徐振富等. 高超声速稀薄流的气粒多相流动 DSMC 算法建模研究. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 95-100 (Li Jie, Shi Yuzhong, Xu Zhenfu, et al. Study of DSMC algorithm and model for hypersonic multiphase rarefied flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(1): 95-100 (in Chinese))
- 18 靳旭红, 黄飞, 程晓丽等. 稀薄流区高超声速飞行器表面缝隙流动结构及气动热环境的分子模拟. 航空动力学报, 2019, 34(1): 208-216 (Jin Xuhong, Huang Fei, Cheng Xiaoli, et al. Monte Carlo simulation for the flow-field structure and aerodynamic heating due to cavities on hypersonic vehicle surfaces in the rarefied flow regime. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(1): 208-216 (in Chinese))
- 19 李洁, 陈伟芳, 任兵. 二维过渡区喷流干扰流场的 DSMC/EPS 仿真. 推进技术, 2003, 24(6): 495-499 (Li Jie, Chen Weifang, Ren Bing. Numerical study on chemical reactive jet interaction flows in the two-dimensional transitional regime by DSMC/EPSM method. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6): 495-499 (in Chinese))
- 20 梁杰, 阎超, 杨彦广等. 过渡区侧向喷流干扰的并行 DSMC 数值模拟研究. 宇航学报, 2011, 32(5): 1012-1018 (Liang Jie, Yan Chao, Yang Yanguang, et al. Parallel DSMC simulation of lateral jet interaction in rarefied transitional region. *Acta Astronautica*, 2011, 32(5): 1012-1018 (in Chinese))
- 21 Zhuang H, Ding D, Chen H, et al. Effectiveness of reaction control system in hypersonic rarefied reactive flow. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2022, 59(3): 717-727
- 22 靳旭红, 黄飞, 程晓丽等. 稀薄流区高超声速飞行器表面缝隙流动结构及气动热环境的分子模拟. 航空动力学报, 2019, 34(1): 201-209 (Jin Xuhong, Huang Fei, Cheng Xiaoli, et al. Monte Carlo simulation for the flow-field structure and aerodynamic heating due to cavities on hypersonic vehicle surfaces in the rarefied flow regime. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(1): 201-209 (in Chinese))
- 23 王树军, 胡俊, 吴甲生等. 旋转导弹横向喷流/外流干扰的数值模拟研究. 系统仿真学报, 2009, 21(11): 3472-3475, 3478 (Wang Shujun, Hu Jun, Wu Jiasheng, et al. Numerical simulation of interaction between lateral jet and external flow over spinning missile. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(11): 3472-3475, 3478 (in Chinese))
- 24 黄琳, 聂万胜, 陈伟芳. 姿控发动机高空羽流流场干扰效应的 DSMC 方法研究. 空气动力学学报, 2003, 21(1): 104-108 (Huang Lin, Nie Wansheng, Chen Weifang. Studying of multiplume interference effects for attitude control thruster with DSMC method. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2003, 21(1): 104-108 (in Chinese))
- 25 Cecil E, McDaniel J. Planar velocity and temperature measurements in rarefied hypersonic flow using iodine LIF//38th AIAA Thermophysics Conference. Toronto, 2005: 4695
- 26 Reed EM. Planar laser induced iodine fluorescence for the investigation of the aerodynamics of reaction control system jets on Mars-entry aeroshells. [PhD Thesis]. Charlottesville: University of Virginia, 2013
- 27 Reed E, Alkandry HI, Codoni J, et al. Investigation of the interactions of reaction control systems with Mars science laboratory aeroshell //48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, 2010: 1558
- 28 Liang J, Li Z, Li X, et al. DSMC numerical simulation of lateral jet interaction with rarefied atmosphere. *American Institute of Physics*, 2014, 1628(1): 589-595
- 29 李进平, 张仕忠, 于江鹏等. 以高温燃气为试验介质的爆轰波风洞. 气体物理, 2018, 3(6): 1-8 (Li Jinping, Zhang Shizhong, Yu Jiangpeng et al. A detonation tunnel with high temperature burnt gas test medium. *Physics of Gases*, 2018, 3(6): 1-8 (in Chinese))
- 30 杨彦广, 刘君. 高超声速主流中横向喷流干扰非定常特性研究. 空气动力学学报, 2004, 22(3): 295-302 (Yang Yanguang, Liu Jun. Unsteady characteristic research of lateral jet in hypersonic external flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(3): 295-302 (in Chinese))
- 31 Viti V, Neel R, Schetz JA. Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field. *Physics of Fluids*, 2009, 21(4): 046101
- 32 余生晨, 刘大有, 孙莉民. 一阶方向导数极值法——一种检测边缘的新方法. 计算机研究与发展, 2000, 37(2): 244-247 (Yu Shengchen, Liu Dayou, Sun Limin. Method using extremum of first directional derivative—a new method for edge detection. *Journal of Computer Research and Development*, 2000, 37(2): 244-247 (in Chinese))
- 33 张杰, 高振勋, 李椿萱. 后拐板对高超声速层流来流/声速喷流干扰流动的影响//第十四届全国激波与激波管学术会议论文集 (下册). 2010: 145-152 (Zhang Jie, Gao Zhenxun, Li Chunxuan Effects of back-ramp to the interaction flow of hypersonic laminar free-stream and sonic jet//Proceedings of the 14th National Shock and Shock Tube Academic Conference (Volume II). 2010: 145-152 (in Chinese))
- 34 Gochberg LA. Electron beam fluorescence methods in hypersonic aerothermodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 1997, 33(7-8): 431-480