

喷流落压比对高超飞行器尾喷管内外流干扰的实验

秦 思, 贺旭照, 曾学军, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力学研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了研究吸气式高超声速飞行器尾喷流对飞行器尾部区域气动性能的影响,在中国空气动力研究与发展中心 $\phi 0.5\text{ m}$ 高超声速风洞中,在来流马赫数为 5.0 和 6.0 条件下,开展了不同落压比条件下的尾喷流干扰测压实验研究,同时采用高清纹影观测了喷流干扰区域的流场结构。实验结果表明:不同喷流落压比时,飞行器尾部区域表面压力分布差别明显,高落压比时喷流干扰作用的区域更大,压强数值更高。纹影也显示高落压比时交叉干扰激波更强、剪切层扩张更明显。喷流干扰区域已影响到了飞行器水平翼区域的压力分布,将会对飞行器操纵特性产生影响。

关 键 词: 吸气式飞行器; 高超声速; 落压比; 尾喷流; 测压实验

中图分类号: V211

文献标志码: A

Experiment of influence of the nozzle pressure ratio on the interaction between the external flow and nozzle flow of hypersonic aircraft

QIN Si, HE Xuzhao, ZENG Xuejun, LE Jialing

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Hypervelocity Aerodynamics Research Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: To find out the effect of nozzle plume on aircraft aerodynamic performance, a pressure measurement experimental study on different nozzle pressure ratios (NPR) of nozzle plume was carried out at a freestream Mach number of 5.0 and 6.0 in the 0.5m hypersonic wind tunnel of China Aerodynamics Research and Development Center (CARD). The structure of the nozzle plume interaction area was obtained by using schlieren photography. The result showed obvious different pressure distribution of aircraft afterbody area at a high NPR. When the NPR was high, the nozzle plume interaction area became bigger with a higher pressure. The schlieren pictures also showed that cross interaction shocks became stronger and the extending of the shear layer tended to be more obvious. Interaction area has affected the pressure distribution of the wings, which would affect the control ability of the aircraft.

收稿日期: 2016-03-04

作者简介: 秦思(1987—),男,助理工程师,硕士,主要从事高超声速飞行器内外流耦合研究。

引用格式: 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.

Key words: air-breathing aircraft; hypersonic; nozzle pressure ratio (NPR); nozzle plume; pressure measurement experiment

后体尾喷管不仅是吸气式高超声速飞行器产生推力的主要部件,也会产生升力和俯仰力矩,后体尾喷管相当于一个复杂的推力矢量装置,其推力矢量随飞行工况的变化而不同,不仅对飞行器的推阻性能产生重要影响,还对飞行器的控制及操稳至关重要。吸气式高超声速飞行器的后体尾喷管在布局形式上,存在一些共同点,就是较大的膨胀比、单边非对称膨胀,在流动规律上表现为内外流高度耦合干扰。后体尾喷管产生的高速尾喷流与飞行器外部气流的速度方向、量值等状态参数都不相同,当两股气流相遇时,两者之间存在复杂的相互干扰。吸气式高超声速飞行器在飞行过程中,喷流和外流通常为超声速气流,就超声速尾喷流干扰而言,其典型流场包含激波、膨胀波、弓形波、马赫盘、剪切层、分离及再附等流动结构,往往具有显著的非定常特性,同时还包含了化学非平衡流动特征,是一个高度复杂的非线性动力学系统^[1],这使得对后体尾喷管及其内外流干扰区域的推力、升力及俯仰力矩的准确预测变得非常困难。更进一步的,尾喷管性能评估预测的基础上,通过设计分析提升后体尾喷流区域的气动推进性能,将变得更加困难。这些在发展吸气式高超声速飞行器技术中的迫切需求,要求必须对后体尾喷管流动区域的内外流干扰流动规律进行细致研究,在认识流动规律的基础上,完善对该流动区域气动推进特性的认识。

20 世纪 80 年代,美国的 NASA Ames 中心和 McDonnell Douglas 研究室对美国国家空天飞机(NASP)计划飞行器的喷管进行了一系列冷流实验和数值计算研究,研究了喷管羽流、外流、机身后体的相互作用,获得了相应的油流图、纹影图以及膨胀面上压力分布^[2-3],NASA Langley 研究中心和洛克希德公司也对 NASP 计划飞行器的喷管进行了一系列包含内外流干扰的数值计算和实验研究^[4]。他们研究了内外流干扰对机翼以及控制面的影响,例如作用在后体的力和力矩,同时与 CFD 模拟结果进行比较,为 CFD 分析代码校准提供数据库。日本宇航实验室(NAL)在外流马赫数为 7.1 的条件下,对尾喷管性能进行了实验研究^[5],卡古达研究中心(KRC)在高空实验台上开展了用高温燃气流模拟 $Ma < 8$ 状态的尾喷

管实验^[6-8]。分别采用纹影法、油膜法、阴影法和蒸汽屏法等实验手段观察了尾喷管的流场结构,研究了内喷管出口压力与外流压力之比(静压比)对喷管性能的影响。通过纹影照相,拍摄了流场结构,对一些主要的激波、剪切层、分离区的分布有了比较清楚的认识。研究飞行器外流场对尾喷管射流流场影响的主要目的是为了获得估算喷管性能的简单方法,以便确定喷管的设计参数,如侧板长度、内外流压比等对喷管性能的影响。

21 世纪初,德国宇航中心对吸气式高超声速飞行器后体尾喷管内外流干扰问题进行了大量的实验研究,使用不同的测量技术对影响尾喷管内外流干扰的各种因素进行了详细的研究。文献[9]采用氩气(Ar)、空气(Air)和六氟化硫(SF_6)共 3 种气体作为喷流气体,来研究不同比热比对喷流干扰和喷管性能的影响。研究表明,随着比热比的增加,相应的压力系数会变小;另一方面,随着温度的增加,比热比会减小,也会对压力系数产生影响。为了更好的了解尾喷管内外流干扰流场的相关特征以及不同参数对尾喷管内外流干扰特性的影响,文献[10-14]介绍了尾喷管内外流干扰实验中的不同测量方法,文中分别采用压敏漆和压力传感器对尾喷管膨胀面壁面压力进行测量,用皮托耙对喷流干扰区域流场的皮托压进行测量,对尾喷管壁面温度进行了红外热成像测量,采用纹影成像技术对尾喷流干扰流场进行了观测。研究得到了喷流气体比热比、喷流总温、喷流总压、自由来流雷诺数、喷管落压比以及攻角等因素对喷管性能的影响,同时获得了喷流干扰区域流场的结构。国内相关研究单位对喷流干扰问题都进行了详细的数值模拟^[15-17]。

了解和掌握后体尾喷流内外流干扰机理及规律,对未来吸气式高超声速推进技术的发展至关重要。本文在中国空气动力研究与发展中心 $\phi 0.5\text{ m}$ 高超声速风洞中,开展了尾喷流干扰区域测压和流场纹影观测实验研究。在不同落压比条件下,测量得到了尾喷管壁面及机翼表面的压力分布,研究了内喷流的落压比对飞行器尾部区域气动性能的影响,同时通过高速纹影观察得到了尾喷流干扰区域流场结构。通过本文研究,初步获得了经过实验证实的落压比对开放式后体布局

飞行器后体区域气动特性影响的规律性认识,为研究未来大尺度及组合动力吸气式高超飞行器在内外流耦合条件下的后体尾喷流干扰问题提供了有益参考。

1 实验方案

本文采用的实验模型为具有开放式单壁膨胀喷管布局的一体化飞行器,如图 1(a)所示,该模型长度约为 0.5 m。要模拟内外喷流干扰问题,就需要建立外流和内流两股气流的相似模拟方案,该方案详细情况参考文献[18]。外流的模拟采用将实验模型置于常规风洞实验段流场的方式;内流的模拟采用在模型内部安装内喷管,内喷管是采用特征线方法设计的超声速二元拉瓦尔喷管,设计出口马赫数为 2.2,设计比热比为 1.4,如图 1(b)所示。内喷流通过高压气管进入内喷管驻室,然后通过内喷管型面产生超声速气流喷出。内喷管驻室安装了总压探针,在内喷管出口侧壁和上壁面,分 3 排,对称安装了 27 个静压测管用 于检测内喷流出口流场的均匀特性。在模型内喷管入口,设计了 5 组可插卸式蜂窝板(honeycomb panel,图 1(b)),用于优选蜂窝板对内喷流的整流作用。在内喷流膨胀面上布置了 8 排、水平翼表面上布置了 4 排,总共 86 个静压测点,如图 2 所示(图中 1~4 为静压测点),采用左右间隔非对称形式分布,以便在对称来流条件下获得更详细的喷流干扰表面压力分布特性。

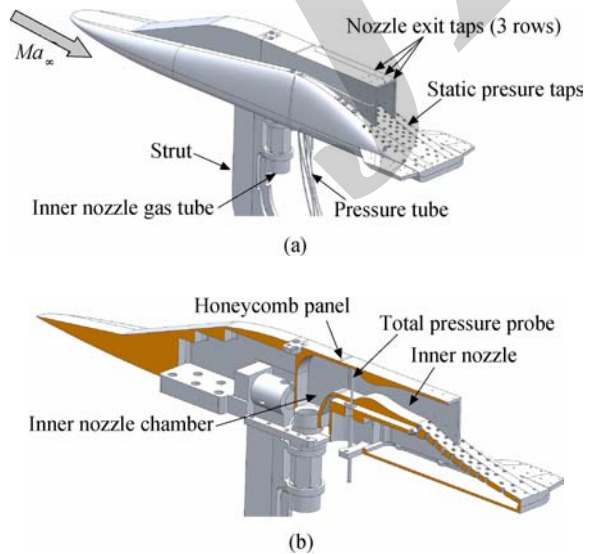


图 1 实验模型的三维示意图

Fig. 1 Three-dimensional view of the experimental model

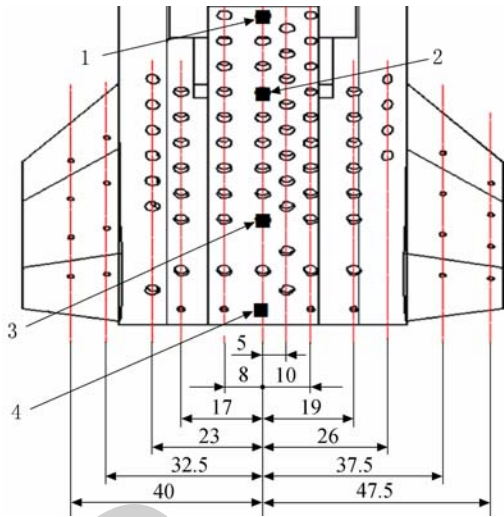


图 2 内外流干扰区域静压测点分布(单位:mm)

Fig. 2 Static pressure tabs distribution on the inner-outer flow interaction zone (unit:mm)

2 实验准备

为了模拟尾喷流内外流耦合干扰效应,采用中国空气动力研究与发展中心 0.5 m 高超声速风洞来模拟飞行器外部流动。该风洞是一座喷管出口直径为 0.5 m 的下吹、引射、暂冲式常规高超声速风洞,驻室尺寸为 1.7 m×1.2 m×1.3 m。实验段是封闭自由射流式,来流马赫数范围为 5~10,风洞采用轴对称固壁型面喷管。图 3 为该风洞照片。



图 3 ϕ 0.5 m 高超声速风洞

Fig. 3 ϕ 0.5 m hypersonic wind tunnel

实验模型如图 4 所示放置于实验段,模型通过背部曲臂支撑机构和风洞的背支系统相连接,可以实现上下移动以及 $\pm 6^\circ$ 攻角范围的俯仰运动。模型内喷管通过高压软管和外部气源系统连接,外部气源系统如图 5 所示,其上的两路 TESCO 自动调压系统和模型内喷管内的总压探针形成闭环反馈通路,可以精确调节模型内喷管内的驻室压力,从而精确保障确定数值的喷流

落压比。外部气源系统容积为 0.5 m^3 ，最大充气压力为 20 MPa ，一次充气可实现对内喷流 300 s 以上的稳定供气。模型表面的静压测控通过铜制金属管及橡胶软管，和放置于洞体外部的静态压力传感器连接。实验的压力采集系统使用的是 Pressure Systems Inc. Model 9016 型电子压力扫描系统，传感器测量精度为全量程的 0.06% ，静压测量采用 $0\sim 50\text{ kPa}$ 量程，皮托压和总压采用 $0\sim 500\text{ kPa}$ 量程。实验模型的外部流场采用高速纹影系统进行观测，最高帧频为 2000 帧/s ，最大像素为 $800\text{ 像素}\times 800\text{ 像素}$ ，可根据需求调整。

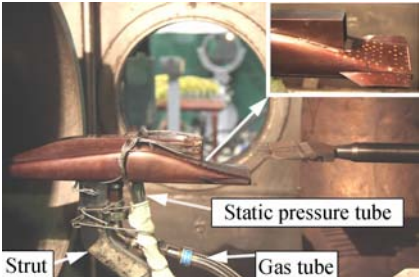


图 4 安装在风洞实验段的实验模型

Fig. 4 Experimental model in the wind tunnel's experiment section

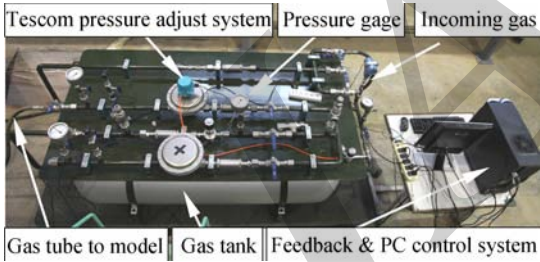


图 5 内喷管气体供给及控制装置

Fig. 5 Gas supply and control system for inner nozzle

3 实验结果和分析

3.1 内喷管驻室压力调节系统结果分析

要准确模拟尾喷流内外流耦合干扰实验研究中的落压比，必须能够准确模拟飞行器外流和尾喷管内流的压力。实验中外流由工业性常规风洞模拟，流场参数稳定。内喷流是由研制的带有反馈系统的内喷流供气系统提供。为了检验内喷管驻室压力调节系统的稳定性及响应时间，在本次实验前，分别选取了实验中使用的低落压比 $R_{np}=100$ 和高落压比 $R_{np}=180$ 喷流条件进行了调试，调试结果如图 6 所示。

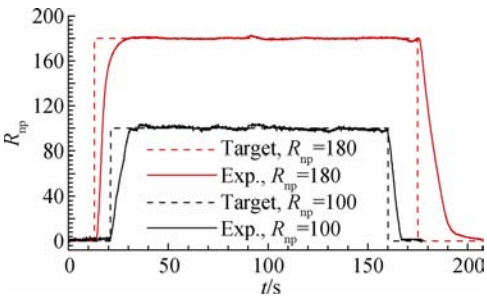


图 6 实验过程中内喷管总压变化

Fig. 6 Inner nozzle total pressure distribution during the experiments

从检验结果来看，当喷流驻室压力设定较低时，内喷流压力调节系统在 10 s 内达到了设定值，并保持稳定运行直至实验结束。当喷流驻室压力设定高时，需要约 20 s 左右的响应时间才达到系统设定压力。在内喷管驻室压力达到设定压力后，压力调节反馈系统能够使喷流驻室总压稳定的维持在设定的压力，压力最大维持时间依据气源的单次充气量而定，在目前实验中，单次充气可为内喷管提供 300 s 以上的稳定供气。

3.2 内喷管出口流场品质调试分析

在实验中，由于内喷流发生装置的尺寸较小，不易产生稳定均匀的高品质内喷流流场，需要加入稳流部件，以获得符合设计预期的内喷流流场。为了达到整流的目的，在内喷管驻室入口，设计了堵塞比为 20% 的 4 组不同孔径的蜂窝状的隔板，如图 7(a)所示。在内喷管出口壁面附近布置了 3 排测压点，内喷管两侧壁面及水平面各 3 个测压点，对称分布，如图 1(a)中所示。在实验中，开启风洞引射装置以获得实验运行的低压环境，开启内喷流装置，同时测量喷管出口 3 排测压点上的压力，通过压力分布的对称性来判断内喷流出口的流场品质。图 7(b)为实验过程中的纹影图片。

图 8 为采用不同的蜂窝隔板(①~④)，获得的喷管出口壁面上的压力分布。图中横坐标表示从对称面开始，测压点沿壁面分布的周向距离；纵坐标表示为测压点沿流向的相对距离。在未使用蜂窝隔板时，如图中①所示，内喷流出口流场的对称性和均匀性较差。使用蜂窝隔板①后，出口流场品质有所改善，从实验实测结果看，使用蜂窝隔板④时的流场出口对称性和均匀性最好。从图中也可以看出，内喷管型线的不断扩张，气流压力在内喷管扩张段呈逐渐下降的趋势。在后续实验中，采用蜂窝隔板④作为内喷流流场的整流装置。

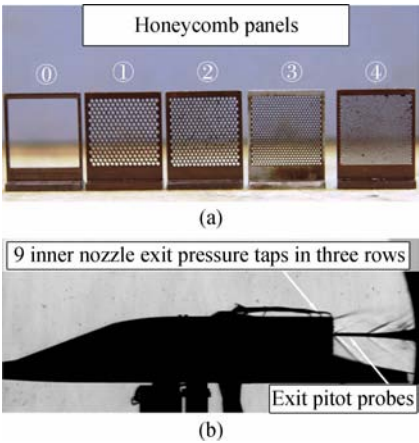


图 7 蜂窝隔板和实验纹影图

Fig. 7 Honeycomb panels and schlieren maps of the experiment

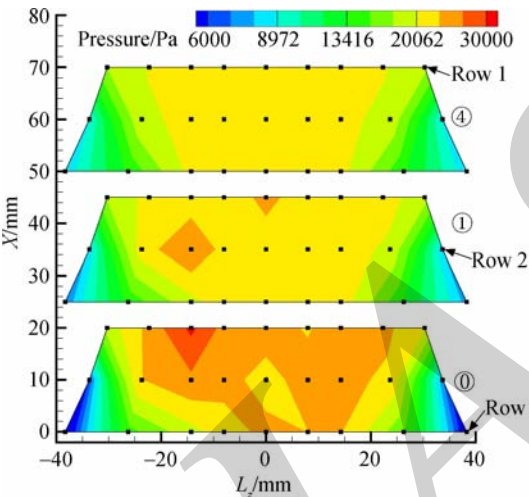


图 8 不同蜂窝隔板的内喷管出口壁面压力分布

Fig. 8 Inner nozzle exit pressure distributions using different honeycomb panels

3.3 实验稳压时间测试

模型表面的压力信息,是通过铜管连接到风洞洞体外的压力测量装置上的,而压力在铜管中的稳定需要一定的时间。为了获得可靠的表面压力信号,研究了压力测量系统的稳压时间。选取了 4 个特征点上的压力信号随时间的变化规律来考察测压系统的稳压时间。这 4 个点沿着模型尾部对称面分布,如图 2 中所示,能代表模型表面的高、中、低压力信号值。图 9 为各测压点的稳压时间,从图中可以看出,压力较高的点,在 40 s 左右趋于稳定,压力较低点在接近 50 s 时趋于稳定,总的来说选取 60 s 的稳压时间是可靠的。在实验中的测压时间都大于 100 s,这样保证了各次测压数据的可靠性。

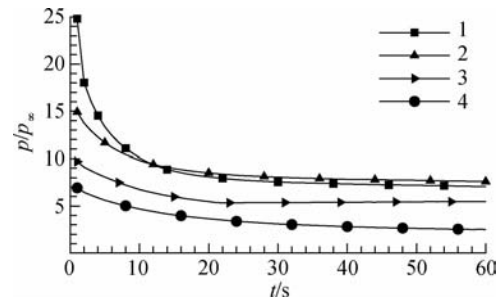


图 9 模型壁面测压点稳压时间

Fig. 9 Static pressure convergence history in model surface

3.4 落压比对尾部区域压力及流场的影响

落压比是后体尾喷流研究中的重要相似参数之一。图 10 为来流马赫数 $Ma_\infty=5.0$ 和落压比 $R_{np}=180, 100$ 条件下实验结果的对比。从图上可以看出, $R_{np}=180$ 时尾喷流的核心流区域范围明显增大,同时水平机翼受影响的区域也增大,并且落压比较高条件下喷流作用区域的壁面压力也应较高。从图 10 中可以看出喷管出口两侧及水平机翼头部区域,在不同落压比条件下,压力分布相近,说明该区域未受到尾喷管内外干扰气流影响。

图 11 为来流马赫数 $Ma_\infty=5.0$ 和 $R_{np}=180, 100$ 时,尾喷流内外流干扰区域的实验纹影图。从图中可以清晰的看到内外流干扰所产生的交叉激波及剪切层结构,喷流在内膨胀部分产生的膨胀波系在喷流的核心区域也清晰可辨,特别在 $R_{np}=180$ 时。对比高落压比($R_{np}=180$)和低落压比($R_{np}=100$)时的流场纹影(图 11(b)),可

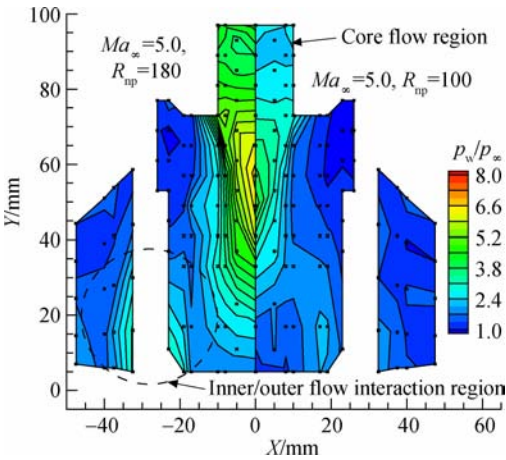


图 10 $Ma_\infty=5.0$ 和 $R_{np}=180, 100$ 时压力实验结果对比

Fig. 10 Static pressure distribution comparison at $Ma_\infty=5.0$ and $R_{np}=180, 100$

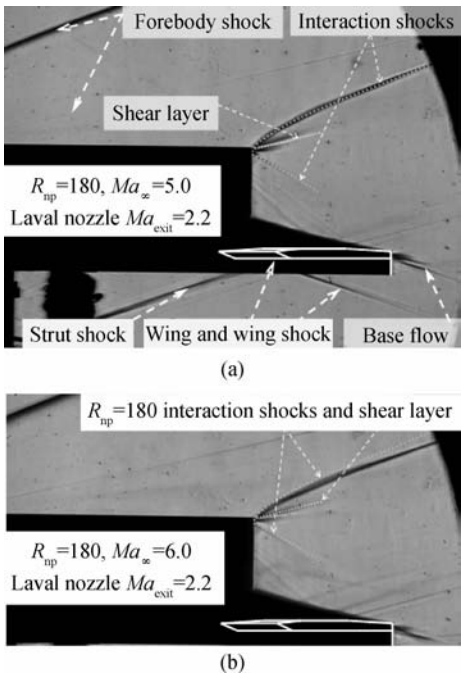


图 11 $Ma_{\infty}=5.0$ 和 $R_{np}=180,100$ 时内外流干扰区域纹影结果

Fig. 11 Schlieren maps of inner outer flow interaction region of $R_{np}=180,100$ and $Ma_{\infty}=5.0$

发现在高落压比时,内外流干扰激波的外分支及剪切层向外流部分的扩张更显著一些,而交叉干扰激波的内分支的位置变化不显著。交叉干扰激波外分支及剪切层主要受到内流膨胀排挤效应的影响,而交叉干扰激波内分支更多取决于内喷流的马赫数。从流场的纹影图中可以直观的判断出低落压比时内外流干扰的强度要弱一些。

图 12 为来流马赫数 $Ma_{\infty}=6.0$ 和 $R_{np}=180,100$ 时,和上文采用相同内喷管,获得了模型尾部及水平翼区域的压力分布。其压力分布规律和 $Ma_{\infty}=6.0$ 的类似。从图 10 和图 12 可以清楚的看到,在高落压比情况下,喷流干扰作用区域已经到达了位于机体后侧的水平翼面,导致翼面后缘压力升高,低头力矩也会增加,这对飞行器的操纵特性会产生明显影响,应得到充分重视。

图 13 为来流马赫数 $Ma_{\infty}=5.0,6.0$ 和 $R_{np}=180$ 时的流场纹影图,图中红线和黄线标识出了来流马赫数为 5.0 时,对应状态下的尾喷流/外流交叉干扰激波和剪切层位置型线,这些位置型线是和图 11(a)中的型线对应的。从图中看出,交叉干扰激波的内分支的位置在两个状态下基本重合,说明外流对核心流动的影响不明显。剪切层和交叉干扰激波的外分支,在 $Ma_{\infty}=5.0$ 时向外扩张的更显著一些。在低马赫数情况下,外流的

动量要小一些,对应相同的内喷流马赫数及落压比,内喷流更容易向小动量的外流区域扩张。

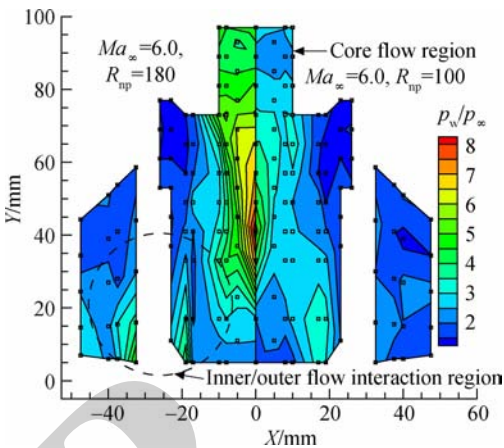


图 12 $Ma_{\infty}=6.0$ 和 $R_{np}=180,100$ 时压力实验结果对比

Fig. 12 Static pressure distribution comparison at $Ma_{\infty}=6.0$ and $R_{np}=180,100$

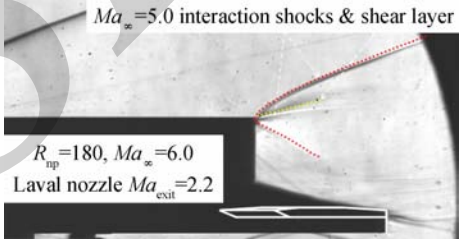


图 13 $Ma_{\infty}=5.0,6.0$ 和 $R_{np}=180$ 时流场结构对比

Fig. 13 Comparison of flow field structure at $Ma_{\infty}=5.0,6.0$ and $R_{np}=180$

4 结 论

本文针对开放式后体布局的高超声速飞行器外流/尾喷流干扰问题,重点针对喷流落压比对飞行器尾部区域的影响,在国内率先开展了内外喷流干扰条件下的喷流干扰区域压力测量及流场观测研究。获得以下结论:

- 1) 喷流和外流的相互作用将对开放式后体布局飞行器的后体外缘及水平翼舵上的压力分布产生明显影响,且随着落压比的提高,影响区域愈大,压强数值也越高。
- 2) 在喷流和外流的相互作用区域,存在明显的超声速交叉激波及剪切层流动结构,且高落压比喷流的交叉干扰激波及剪切层向外扩张的更明显。

本文获得的实验结果及规律性认识,可为未来大尺度及组合动力吸气式高超飞行器后体尾喷流研究提供方有益参考。

参考文献:

[1] EBRANHIM H B, LANKFORD D W. Numerical study of phenomena affecting the prediction for scramjet combustor and nozzle performance[R]. AIAA 93-0024, 1993.

[2] SPAID F W, KEENER E R. Experimental results for a hypersonic nozzle/afterbody flow field[R]. AIAA 92-3915, 1992.

[3] RUFFIN S M, VENKATAPATHY E, LEE S H, et al. Single expansion ramp nozzle simulation[R]. AIAA 92-0387, 1992.

[4] TATUM K, MONTA W, WITTE D, et al. Analysis of generic scramjet external nozzle flowfields employing simulant gases[R]. AIAA 90-5242, 1990.

[5] WTANABE S. Scramjet nozzle experiment with hypersonic external flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 521-528.

[6] 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.

[7] HIRAIWA T, TOMIOKA S, UEDA S, et al. Performance variation of scramjet nozzle at various nozzle pressure ratios[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(3): 403-408.

[8] MITANI T, TANI K, SATO S, et al. Experimental validation of scramjet nozzle performance. [R]. AIAA 92-3290, 1992.

[9] HIRSCHEN C, GRUHN P, GÜLHAN A. Influence of heat capacity ratio on the interaction between the external flow and nozzle flow of a scramjet[R]. AIAA-2006-8095, 2006.

[10] HIRSCHEN C, GÜLHAN A. Infrared thermography and pitot pressure measurements of a scramjet nozzle flowfield[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(5): 1108-1120.

[11] HIRSCHEN C, GÜLHAN A, BECK W H, et al. Measurement of flow properties and thrust on scramjet nozzle u-

sing pressure-sensitive paint[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 267-279.

[12] HIRSCHEN C. Experimental study of the interaction between internal and external flows of a scramjet nozzle using various diagnostic techniques[R]. AIAA-2007-5088, 2007.

[13] HIRSCHEN C, GÜLHAN A, BECK W H, et al. Experimental study of a scramjet nozzle flow using the pressure-sensitive-paint method[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(4): 662-672.

[14] HIRSCHEN C, GÜLHAN A. Influence of heat capacity ratio on pressure and nozzle flow of scramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 303-311.

[15] 杨磊, 叶正寅. 超声速飞行器侧向喷流干扰流场传统数值模拟方法的误差分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2508-2515.

YANG Lei, YE Zhengyin. Error analysis of lateral jet interaction flow field of supersonic vehicle with traditionanl [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2508-2515. (in Chinese)

[16] 杨希祥, 费阳, 江振宇, 等. 超声速/高超声速来流中侧向喷流干扰流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2437-2442.

YANG Xixiang, FEI Yang, JIANG Zhenyu, et al. Numerical simulation of lateral jet interaction flow field in supersonic/hypersonic flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2437-2442. (in Chinese)

[17] 蔡晋生, 刘秋洪. 超声速流场中侧向射流的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 553-558.

CAI Jinsheng, LIU Qiuhong. Numerical inverstigation of lateral jets in supersonic cross-flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 553-558. (in Chinese)

[18] 贺旭照, 秦思, 曾学军, 等. 模拟飞行条件下的吸气式高超声速飞行器后体尾喷流干扰问题实验方案研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1310-1316.

HE Xuzhao, QIN Si, ZENG Xuejun, et al. Experiment scheme research on afterbody nozzle plume interference of air-breathing hypersonic vehicle fly condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1310-1316. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)