高温燃气喷流与主流干扰实验技术及研究

陈雪冬[1]，王发民[1]，唐贵明[1]

（1 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室（筹），北京海淀区 100190）

摘要 本文首次用实验手段研究高温燃气自由喷流（热喷流）、燃气喷流/主流干扰流对气动热环境的影响。实验主流由脉冲风洞提供，燃气喷流用氢氧燃烧驱动路德维希管（Ludwieg-tube）的方式产生。利用脉冲风洞驱动段压力信号自动控制热气源的产生以保证风洞主流与燃气喷流同步，利用氢气、氮气和氧气的不同比例实现燃气喷流的热力学相似。实验技术上完成了高温燃气喷流系统的参数采集与系统状态标定；实验内容上开展了压缩拐角平板模型的气动热实验研究，通过实验比较了只有主流流场、只有热喷流流场和既有主流流场又有热喷流流场（即干扰流场）三种工况的热流分布。实验研究发现，热喷流/主流相互干扰会对压缩拐角平板上某一范围内的气动热环境造成显著影响，热流峰值较无喷流流场高出一个量级。

关键词 高超声速；燃气喷流；喷流供气系统；气动热环境

引 言

为了认识喷流/主流干扰流动现象，了解喷流干扰对气动特性的影响，国内外进行了广泛的数值研究和地面模拟实验研究，研究内容主要包括干扰流场结构，喷流干扰对飞行器的气动操纵特性的影响，现有结果表明喷流干扰对气动操纵的影响十分显著[1~7]。

真实飞行中，飞行器的喷流装置以高温燃气喷流（热喷流）的方式工作，为了考察真实飞行中燃气喷流对飞行器机体和结构部件气动热环境的影响，利用地面实验设备开展热喷流及其干扰流的气动热实验研究是非常迫切而重要的。

高温燃气喷流/主流相互干扰流场主要源于的工程实际现象有：1、冲压发动机尾喷管处的燃气喷流与主流的相互干扰。2、喷流发动机出口处的燃气喷流与主流的相互干扰。本文实验研究的背景主要针对第一种流动干扰现象。

与之前喷流干扰实验不同，热喷流实验总温较高，在实验技术和实验内容方面都会遇到新的问题，主要包括：1、满足热力学相似的热喷流气源的产生及其状态标定；2、利用脉冲风洞进行热喷流/主流干扰流气动热实验，需要解决热喷流气源与风洞毫秒量级时间内同步运行问题。3、分析热喷流对不同模型的气动热环境的影响区域范围及数值上的变化。

针对以上问题，本文利用本课题组研发的热喷流气源供气系统作为热喷流的发生装置，利用中科院力学所的 JF8A 作为实验主流产生装置，实现了两套装置同步运行，建立了热喷流/主流干扰流场。重点介绍压缩拐角模型在热喷流/主流干扰流场中的气动热环境。

1 热喷流/主流干扰流场的建立

热喷流/主流干扰实验的关键技术是要保证热喷流系统和主流系统（脉冲风洞）同步运行，建立干扰流场。热喷流/主流实验系统示意图及实物照片如图 1 所示。为了控制两套系统同步运行，本实验中，在 JF8A 高压段布置一压力传感器，快速响应被驱动段压力变化，利用压力信号触发喷流系统电火花点火，起动热喷流供气系统工作。

为了验证热喷流和脉冲风洞两套系统的同步性，在喷流出口处用皮托排管采集记录喷流气体的喷出时间以及喷流的皮托压力；同时，采集 $JF8_A$ 炮风洞反射激波 P_5 压力信号，记录脉冲风洞来流气体到达实验段的时间。实验结果表明，从信号触发开始到喷流气体喷出时间为 30~50ms，喷流气体稳定流动时间约为 30ms，同时，主流气体从信号触发到到达实验段的时间在 50~60ms。

通过实验验证，两个系统达到了同步运行的状态。数据采集结果如图 2 所示。

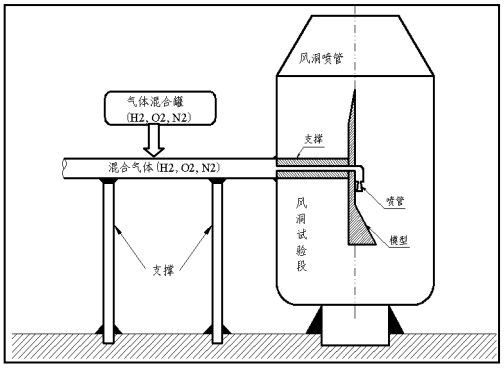

图 1（a）热喷流系统与风洞系统结构示意

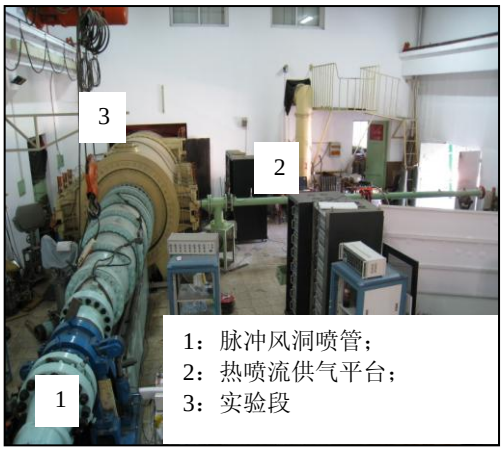

图 1（b）热喷流系统与风洞系统结构实物图

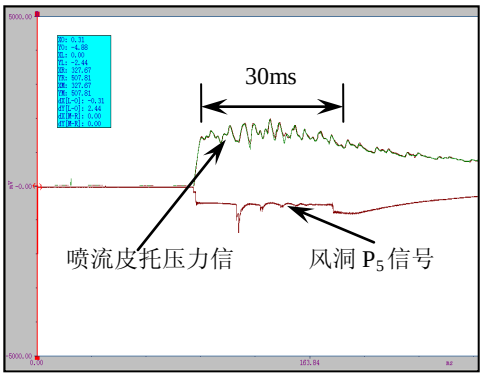

图 2. 热喷流系统与脉冲风洞系统同步信号

2 实验模型及实验结果

本文开展了压缩拐角模型在三种不同工况、不同喷流总温状态下的气动热环境实验。其中测量位置用测量总长度 L 归一化，热流值用风洞来流的驻点热流值 Q_s 归一化。

2.1 实验模型及实验状态

实验模型如图 3 所示，在平板中心线上安装有热喷流喷管，热喷流方向与主流来流方向一致。本文的三种不同工况以及三种不同热喷流总温的状态如表 1 所示。

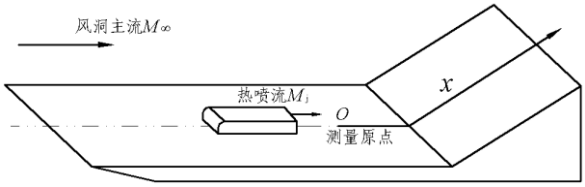

图 3 实验模型图

2.2 实验结果

本文实验中的测量位置包括拐角前平面中心线以及压缩面中心线。

（1）工况 1：只有主流流场，无热喷流流场

文献[8~9]对二维压缩拐角模型在只有主流流场中的流场结构以及气动热环境做了详细的阐述。为了与本文后面工作进行对比，这里只给出此实验状态的主要结果（如图 4 所示），图中所示点划线左侧为拐角前平面中心线的热流分布，右侧为压缩面中心线热流分布（下同）。从实验结果发现：本文压缩拐角模型在 M∞=6.5, Re∞=3.27×107 状态下，根据文献[8~9]的理论，在拐角前平面，随距离 X 的增加热流值稍有下降，由于激波与边界层的干扰导致热流值在拐角附近迅速上升，在 X/L=0.4 处达到峰值，随后随 X 的增加而有所下降，根据边界层传热理论热流值分布于 X0.2 成反比，所以下降并不明显。在 X/L>0.8 后受到气流膨胀的影响热流值明显下降。

本文利用平板边界层湍流边界层理论对模型的拐角前平面以及压缩面前部分进行了理论预测[8~9]，并将理论预测值与实验值进行了对比，图中虚线表示湍流边界层预测结果，实点表示实验结果。结果发现实验值和理论预测值在拐角前平面和压缩面的 X/L=0.4~0.8 范围内趋势上一致。在拐角附近由于边界层的分离使得理论预测方法误差较大。

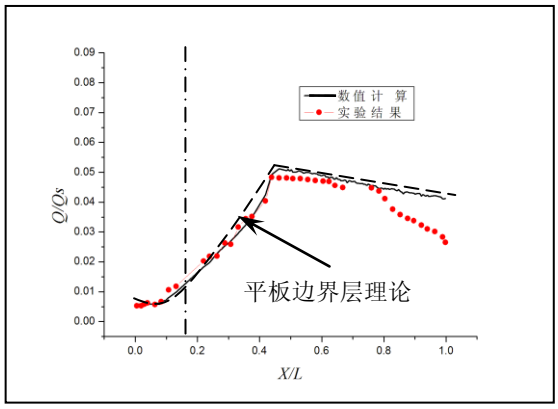

图 4 只有主流流场的热流分布

（2）工况 2：无主流流场，只有热喷流流场

图 6 所示的是模型在三种不同总温状态下的中心线上的热流分布。实验发现，由于喷管的存在以及喷管壁面厚度的影响，在其出口处与拐角前平板形成了一个台阶，造成喷管出口处于后台阶流动回流区（如图 5 所示），此区域内热流值较低，热流值随喷流总温、总压的增加而上升。

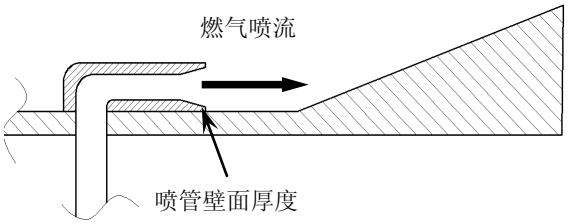

图 5 喷管出口后台阶流动示意

当热喷流气体到达压缩面后，由于存在压缩作用，在喷流流场中形成一道斜激波，激波与边界层的相互作用使得压缩面上热流急剧上升，在 $X/L=0.2$ 附近达到峰值，随后热流值迅速下降。下降的原因有：1、在气流状态不变的条件下，根据边界层传热理论热流值分布于 $X^{0.2}$ 成反比，导致热流值有所下降。2、燃气喷流在压缩面后部迅速膨胀导致喷流流场的总温的明显降低，影响到热流值的急剧下降。这也是造成此实验结果的重要原因。本文利用了三种不同总温的层流和湍流边界层理论，对实验结果进行了理论估算。以热喷流总温 T_0=1050K 为例，对此状态进行了理论估算和数值模拟，热流分布如图 7（a）所示，流场压力结构如图 7（b）所示，喷流流场中激波与边界层的相互作用使得压缩面上热流急剧上升与湍流理论值一致，随后由于喷流快速膨胀，热流急速下降，在压缩面中后部热流值与层流理论一致，说明在喷流流场中的热流值分布呈现出由湍流流场分布向层流流场分布转变的“层流化”过程。从数值模拟与实验结果对比看，二者基本符合。同时，对于不同喷流总温状态下的热流值变化趋势一致，随喷流总温，总压的升高，热流峰值变高。在热流数值上，由于热流分布与流场的总温状态密切相关，本文喷流流场的总温状态 T_0>750K，而工况 1 中的流场总温状态 T_0 在 400K 左右，这导致了热喷流流场中的最大热流值高较工况 1 高出 5~7 倍。

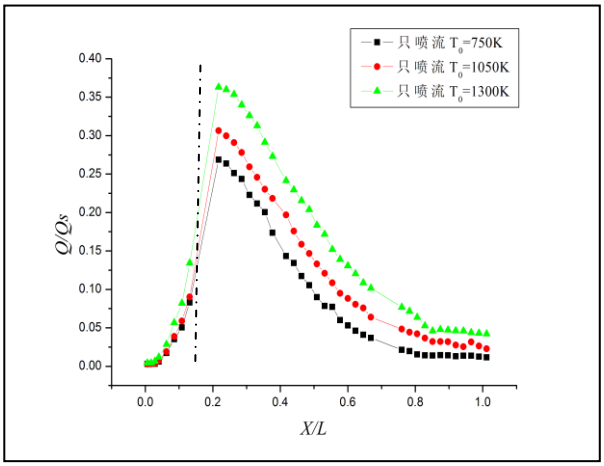

图 6 不同总温热喷流场的热流分布

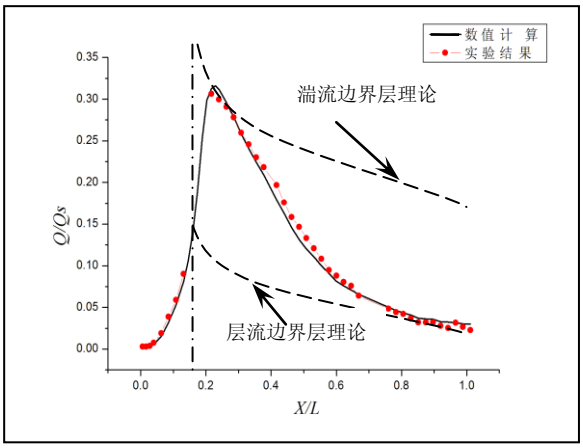

图 7(a) T_0=1050K 热喷流场的热流分布

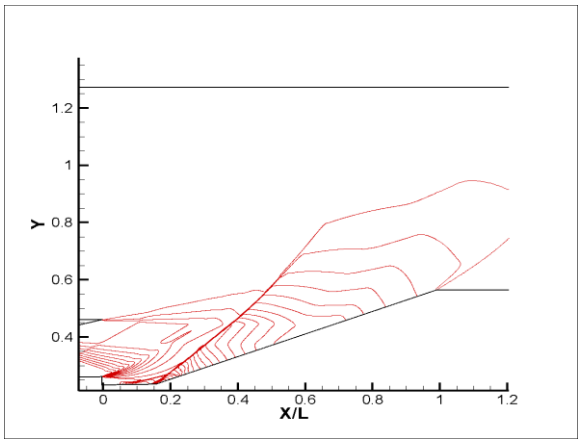

图 7(b) T_0=1050K 热喷流场的流场结构

（3）工况 3：既有主流流场，又有热喷流流场

图 8 所示的是模型在同一主流状态，三种不同喷流总温状态的干扰流场中的热流分布。在拐角前平面，同样是由于处在喷管出口后台阶回流区内，因此拐角前平面的热流值仍然较低，实验结果表明随喷流总温增加而升高。本文对总温 T_0=1050K 的实验状态进了数值模拟并与实验结果进行了对比，如图 9 所示，从热流分布的结果看二者基本吻合，同时此工况的热流分布变得更为复杂（图 9(b)）：首先、由于激波与边界层的相互干扰导致压缩面上的热流值上升，可能由于风洞主流和喷流的共同作用使得拐角前激波与边界层相互干扰的程度加强，导致热流峰值出现的位置较工况 2 稍有靠后在 x/L=0.3 附近，数值上高出 50%~90%。同时由于风洞主流与热喷流干扰流场的总温总压较工况 1 的无喷流流场要高，因此体现在热流峰值上较工况 1 高出一个量级。

其次、实验发现：压缩面中心线上热流出现峰值后，热流值不像工况 2 一样急剧下降，而在某一位置开始下降的比较缓慢，产生这种现象的原因是：热喷流气体受到风洞主流的再次压缩作用形成了热喷流/风洞主流相互干扰流场。在干扰流场中的压缩波与边界层再次相互作用，使得热喷流气体的膨胀减弱，压缩面上的热流分布呈现出缓慢下降趋势。通过数值计算发现，压缩波与边界层相互作用在压缩面上的位置与热流缓慢下降的起始位置大致相同，以总温 T_0=1050K 为例，二者位置均出现在 X/L=0.5 附近（图 9 所示）。随后在压缩面的后部由于风洞主流与热喷流的同时膨胀进一步导致热流值的加速下降。热流缓慢下降的起始位置随喷流总温的升高而向后移动（图 9 所示）。但与工况 1 相比缓慢下降的范围减小。

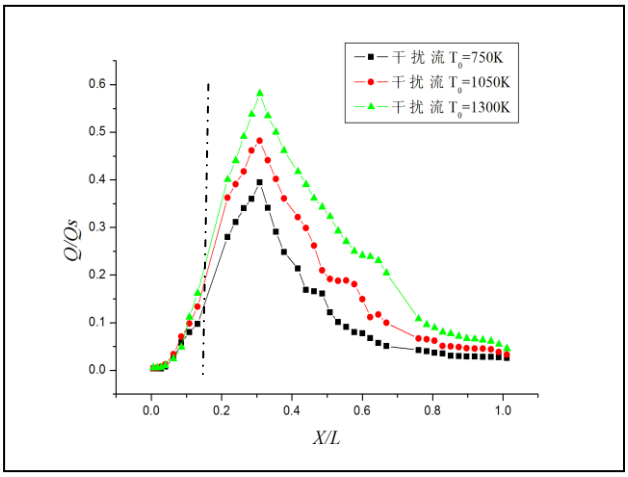

图 8 不同总温干扰流场的热流分布

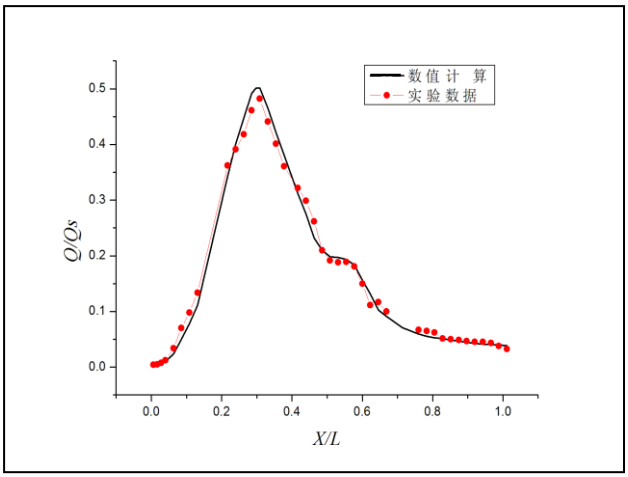

图 9(a) 热喷流 T_0=1050K 干扰流场热流分布

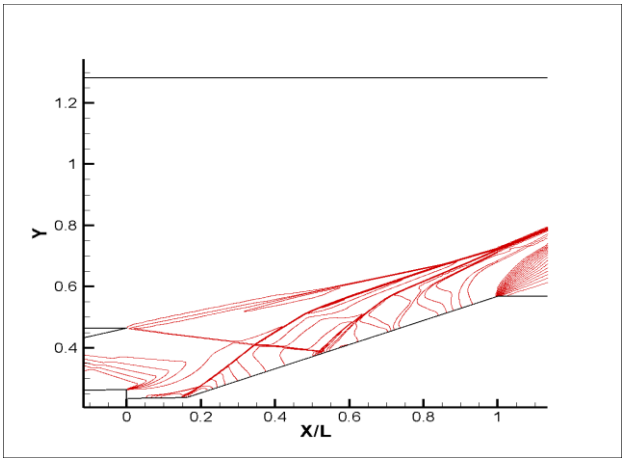

图 9(b) 热喷流 T_0=1050K 干扰流场流场结构

3 总结与讨论

本文首次以实验手段研究了高温燃气自由喷流、燃气喷流/主流干扰流对气动热环境的影响。其中实验燃气喷流用氢氧燃烧驱动路德维希管（Ludwieg-tube）的方式产生。利用脉冲风洞与热气源供气系统同步运行技术建立了高温燃气喷流与风洞主流的干扰流场。简要介绍了实验中燃气喷流系统的主要实验设备与运行原理。重点介绍了压缩拐角平板模型的气动热实验研究，包括了三个工况下的不同总温喷流总温的实验研究。研究发现高温燃气喷流对模型气动热环境的影响在数值上明显提高，在影响范围上，燃气喷流的影响只存在某一范围内，并非影响到全部模型。需要特别注意的是当来流与热喷流相互干扰情形下，最高热流值比只喷流时高出一个量级。

参考文献

1 Mitchell, J. W. An analytical study of a two-dimensional flow field associated with sonic secondary injection into a supersonic stream[R]. Technical Note 91662 TN22 Vidya Corp . ,March 1964.
2 Gnemmi，P., Sch ̈afer, H. J. Experiment and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body. AIAA 2005-0052, 2005
3 Gnemmi, P., Adeli,R. and Longo, J. Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile. AIAA 2008-6883, 2008.
4 Prats, B. D., Hill, J. A. and Metzger, M. A. High altitude control tests in NSWC hypervelocity Tunnel [R]. AIAA 8420616.
5 Gruber, M. R., Goss, L. P. Surface pressure measurements in supersonic transverse injection flowfields [J] . Propulsion and Power ,1999 ,15 (5)
6 Mudford, N. R., Roberts, G. T., et ac. Interference heating effect s caused by a 3D transverse jet in hypersonic flow [R] . Shock Waves , proceedings of 20th ISSW ,P173.
7 李素循 激波与边界层主导的复杂流动. 北京：科学出版社, 2007（Li Suxun. The Complex Flows Dominated by the Shock Wave and Boundary Layer. Beijing: Science Press, 2007(in Chinese)）
8 李建诚 高超声速湍流二维压缩拐角压力和热流分布的工程计算方法。 空气动力学学报，1983，（03）：89-93 (Li Jiancheng The engineering computational method for the pressure and heat transfer distribution of hypersonic turbulent flow at a two-dimensional compression corner Acta Aerodynamica Sinica, 1983, (03): 89-93
9 Stollery,J.L.,eta Turbulent hypersonic viscous interaction. J. Fluid Mech. (1974), vol.63,part 1: 145-156

表 1.实验工况和主流、热喷流流动状态

		$JF8_A$ 来流		燃气喷流	
工况	流动参数	马赫数	单位 Re 数	马赫数	总温（K）
工况 1	状态 1	6.5	3.27×10^7		
工况 2	状态 2			2.54	750
	状态 3			2.53	1050
	状态 4			2.53	1300
工况 3	状态 5	6.5	3.27×10^7	2.54	750
	状态 6			2.53	1050
	状态 7			2.53	1300

The investigation of experimental technique for high temperature gas jet flow test in impulse wind tunnel

CHEN Xue-Dong [1] WANG Fa-Min[1]，TANG Gui-Ming[1]

(1 State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract The background of this paper is the influence on the aerothermal environment by the High Temperature Jet Flow (HTJF) which came from the scramjet nozzle. This paper used the compression corner as the research object to research the aerothermal environment influenced by the HTJF and the interaction flow by the HTJF combine with the main flow filed. In this paper, the main flow came from the impulse wind tunnel; the HTJF came from the high enthalpy gas supply platform, which used the ox-hydrogen burner to drive the Ludwieg Tube. This paper used the pressure change of the driven section in the impulse wind tunnel to control the producing of the HTJF in order to assure the synchronous operation of the two parts of flow. This paper will present the research about: 1. To standardize the thermodynamic state of the HTJF; 2. The experimental research of the compress corner which include three experimental status: 1)the aerothermal environment in the main flow without the HTJF; 2) the aerothermal environment in the high temperature jet flow without the main flow; 3) the aerothermal environment in both the high temperature jet flow and the main flow. It is found from the experiment that the aerothermal environment of the part of the compress corner has great influenced by the high temperature gas flow. The high temperature gas jet flow can cause the heat flux peak an order of magnitude than the heat flux peak without it.

Key words hypersonic; high temperature gas jet; gas supply platform; aerothermal environment