

高温燃气喷流 / 主流相互干扰实验研究

陈雪冬¹⁾ 王发民 唐贵明

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要 报道关于高温燃气自由喷流(热喷流)、燃气喷流 / 主流干扰流对气动热环境影响的实验研究结果. 其意义在于: 抽象出高超声速飞行器实际飞行时燃气喷流及其干扰流的物理模型, 为高超声速飞行器耐热需求提供实验依据. 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)3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

中图分类号: V19 文献标识码: A 文章编号: 0459-1879(2012)02-0230-08

引 言

为了认识超声速主流 / 喷流干扰流动现象, 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模拟和实验研究. Gruber 等^[1]利用冷态喷流实验技术, 研究了平板模型超声速主流 / 喷流的干扰流场结构以及喷口附近的压力分布. Genmmi 等^[2-3]利用数值模拟和实验研究两种手段, 研究了有喷流干扰时, 旋成体在超声速流场中的气动特性. 在国内, 赵桂林等^[4]利用脉冲风洞, 实验研究了超声速流动中侧向喷流干扰特性. 王军旗等^[5]研究了超声速多喷干扰流场的气动特性. 李素循^[6]系统介绍了喷流导致超声速流场中激波与边界层干扰的复杂流动现象. 以上研究表明喷流干扰流场结构丰富, 运用在飞行器中, 对飞行器的气动操纵特性有重要影响.

发展吸气式高超声速飞行器是当今研究的热点^[7-8], 高超声速飞行器面临着强烈的气动加热问题^[9], 超声速主流 / 喷流相互干扰流动现象在高超声速飞行器上也有着广泛的应用背景^[10], 在超燃冲压发动机内部流动方面表现在: 喷流对燃料混合特性的影响^[11]. 在飞行器外部流动方面主要表现在: (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. 与前面研究不同, 飞行器的喷流装置以高温燃气喷流(热喷流)的方式工作, 此时喷流总温较高, 属于高温燃气喷流 / 主流相互干扰.

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.

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.

2011-04-13 收到第 1 稿, 2011-09-22 收到修改稿.

1) E-mail: chenxuedong@imech.ac.cn

(C)1994-2021 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

1 实验装置及运行原理

1.1 热喷流气源的产生

热喷流供气系统由以下几部分组成: 气体混合罐、路德维希管 (Ludwig-tube)、热喷流喷管、点火和电子控制器件。系统示意图及实物照片如图 1 所示。采用燃烧可燃混合气体驱动路德维希管的方式工作。具体实验操作流程如下: 正式试验前, 将一定比例氢气、氧气和氮气充入气体混合罐, 利用金属膜片将路德维希管靠近喷管端密封, 待气体混合一定时间后充入路德维希管。手动触发膜片前段电火花点燃管内混合气体, 利用燃烧后产生的高温高压燃气使金属膜片自然破裂, 喷入实验段。利用路德维希管产生热喷流燃气有以下几个方面优点: (1) 可以获得高总压、总焓的瞬态燃气热喷流气源, 不需要复杂的冷却系统; (2) 可以调配不同比例的混合气体, 以获得满足不同热力学状态的气源, 方便满足喷流实验相似准则。

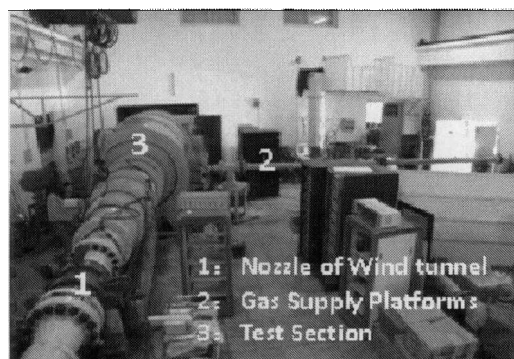
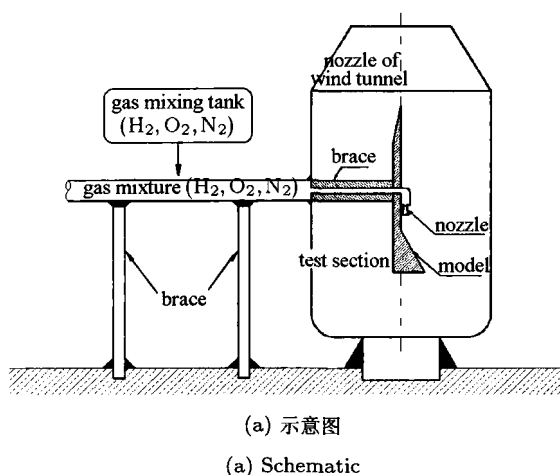


图 1 热喷流系统与风洞系统结构图

1.2 热喷流系统可靠性验证及状态标定

为了验证热喷流系统以及实验手段的可靠性, 本文针对 3 种不同比例的氢氧混合气体燃烧后燃气喷流状态做了相应的理论计算和实验测试。利用燃烧学理论计算燃烧产物的压力, 利用空气动力学和传热学理论计算燃气喷流马赫数 Ma_j 及驻点热流 Q_j 。实验方面, 测量了路德维希管内的驻室压力 P_{0j} , 燃气喷流皮托压力 P_{tj} , 燃气喷流的驻点热流 Q_j 。实验测量信号如图 2 所示。

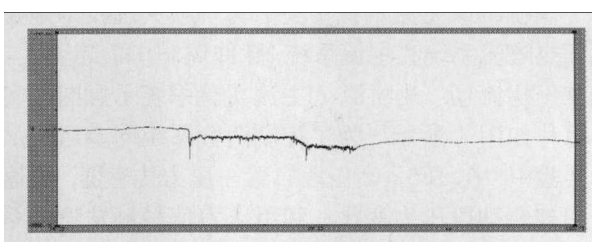
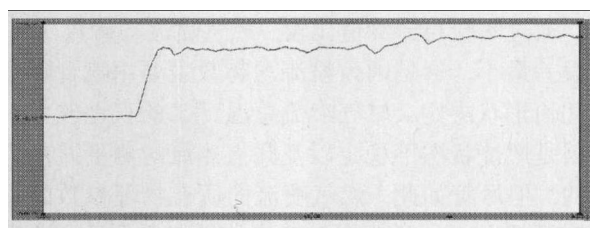
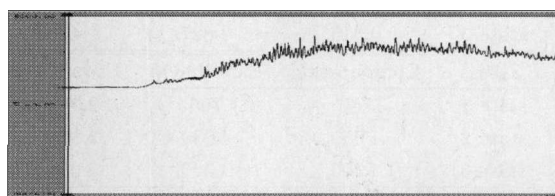


图 2 测量信号

Fig.2 Signals

热喷流实验系统提供燃气喷流的主要物理参数包括: 喷流总压 P_0 , 喷流总温 T_0 (利用驻点热流换算) 以及喷流马赫数 Ma_j (利用 P_0 和 P_t 换算)。实验信号显示, 利用前文所述实验手段可以获得能维持一段稳定流动时间的燃气喷流流场。定量上, 本文将

燃气喷流主要流场参数的理论计算结果和实验结果进行了对比, 给出了实验值与计算值的相对误差。如表 1 所示。

表 1 燃气喷流主要参数及相对误差

Table 1 Parameter of high temperature jet flow and error effect

P_{0j}/MPa	Computation	Experiment	Error/%
state 1	0.605	0.610	1.65
state 2	0.711	0.703	1.14
state 3	0.815	0.827	1.47
T_0/K	Computation	Experiment	Error/%
state 1	750	765	2.00
state 2	1050	1080	2.86
state 3	1300	1340	3.08
Ma_j	Computation	Experiment	Error/%
state 1	2.54	2.52	0.787
state 2	2.53	2.51	0.791
state 3	2.53	2.51	0.791

通过实验与计算值比较, 燃气喷流马赫数 Ma_j 的误差最小, 这是因为喷流马赫数主要由喷管喉道的几何形状决定。燃气喷流总温 T_{0j} 的误差较大, 原因是燃烧状态不稳定以及驻点热流的测量误差造成的。但尽管如此, 燃气喷流的所有物理参数的误差均不超过 5%, 说明燃气喷流的供气系统及实验手段是可靠的。

1.3 热喷流 / 主流干扰流场的建立

热喷流 / 主流干扰实验的另一项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 JF8A 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 30~50 ms, 喷流气体稳定流动时间约为 30 ms, 同时, 主流气体从信号触发到到达实验段的时间在 50~60 ms。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 3 所示。

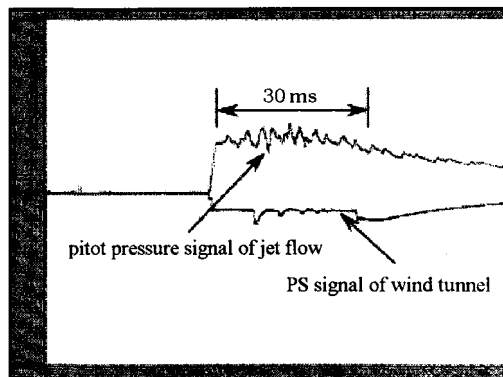


图 3 热喷流系统与脉冲风洞系统同步信号

Fig.3 Pressure sync signal of the Ludwieg-tube and the impulse wind tunnel

2 相似准则的选取

喷流 / 主流干扰流场的风洞实验, 必须模拟所需来流和喷流的相似参数。只喷流的流动相似参数包括: 总压 p_{0j} 、总温 T_{0j} 、雷诺数 Re_j 、边界层状态、喷流介质的成分、物理特性、出口马赫数 M_j 、壁温比 T_w/T_{0j} 、出口环境条件等。外流的流动相似参数包括: 来流马赫数 M_∞ 、雷诺数 Re_∞ 、总压 $p_{0\infty}$ 、总温 $T_{0\infty}$ 、来流气体的物理化学参数等。

干扰流场的相似条件是两种流场的组合参数, 如 p_j/p 等。在干扰流场中, 涉及喷流场参数与外流场参数的组合相似参数常用的定义如下^[6]:

$$\text{压力比 } \frac{p_j}{p_\infty}$$

$$\text{动量比 } \frac{\Phi_j}{\Phi_\infty} = \frac{p_j \gamma_j M_j^2 A_j}{p_\infty \gamma_\infty M_\infty^2 A_\infty}$$

$$\text{质量比 } \frac{\dot{m}_j}{\dot{m}_\infty} = \frac{p_j^2 \gamma_j M_j^2 (RT)_\infty A_j^2}{p_\infty^2 \gamma_\infty M_\infty^2 (RT)_j A_\infty^2}$$

$$\text{推力比 } \frac{T_j}{T_\infty} = \frac{\Phi_j}{\Phi_\infty} + \frac{A_j}{\Phi_\infty} (p_j - p_\infty) =$$

$$\frac{A_j}{A_\infty \gamma_\infty M_\infty^2} \left[\frac{p_j}{p_\infty} (1 + \gamma_j M_j^2) - 1 \right]$$

实验中热喷流气源为高温、高压燃气, 缩比之后很难满足所有相似条件。本文选取以下相似参数:

$$\text{静压比 } \frac{p_j}{p_\infty} = \frac{\tilde{p}_j}{\tilde{p}_\infty};$$

$$\text{总温比 } \frac{T_{j0}}{T_{\infty 0}} = \frac{\tilde{T}_{j0}}{\tilde{T}_{\infty 0}};$$

$$\text{比热比 } \frac{\gamma_j}{\gamma_\infty} = \frac{\tilde{\gamma}_j}{\tilde{\gamma}_\infty};$$

$$\text{马赫比} \frac{M_j}{M_\infty} = \frac{\tilde{M}_j}{\tilde{M}_\infty}$$

以上表述中“ $\sim$ ”代表地面模拟设备,即热喷流系统和脉冲风洞系统提供的流场状态值. 本文根据飞行条件以及风洞来流条件,运用上述相似准则,确定了喷流状态参数,特别是静压比和总温比相似.

3 实验模型及实验结果

本文开展了压缩拐角模型在 3 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.

3.1 实验模型及实验状态

实验模型如图 4 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 3 种不同工况以及 3 种不同热喷流总温的状态如表 2 所示.

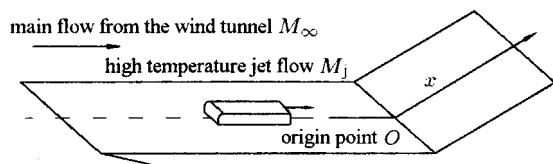


图 4 实验模型图

Fig.4 Diagram of experimental model

表 2 实验工况和主流、热喷流流动状态

Table 2 The experimental conditions and the flow status of the main flow and the jet flow field

Case	Condition	Main flow		Jet flow	
		M_∞	$Re_\infty / \times 10^7$	M_j	T_0 / K
Case 1	state 1	6.5	3.27	—	—
	state 2	—	—	2.54	750
Case 2	state 3	—	—	2.53	1050
	state 4	—	—	2.53	1300
Case 3	state 5	6.5	3.27	2.54	750
	state 6	6.5	3.27	2.53	1050
	state 7	6.5	3.27	2.53	1300

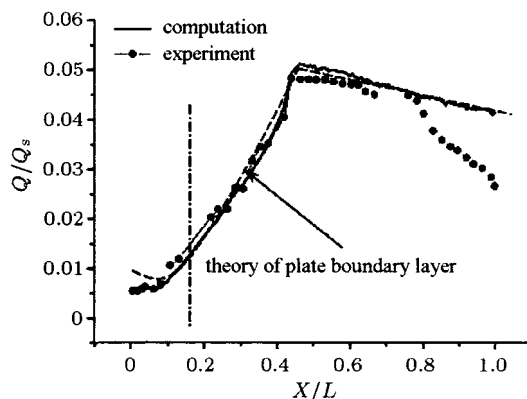
3.2 实验结果

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

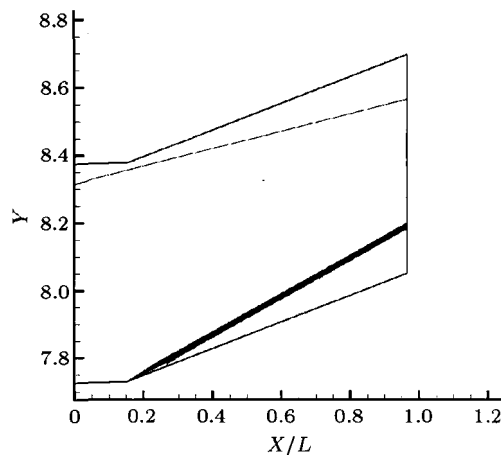
文献 [12-13] 对二维压缩拐角模型在只有主流流场中的流场结构以及气动热环境做了详细的阐述. 为了与本文后面工作进行对比, 这里只给出此实验状态的主要结果 (如图 5 所示), 图中所示点划线左

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 $M_\infty = 6.5$, $Re_\infty = 3.27 \times 10^7$ 状态下, 根据文献 [12-13] 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 $X^{0.2}$ 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.



(a) 热流分布

(a) Heat flux



(b) 流场结构

(b) Flow structure

图 5 只有主流流场的热流分布和流场结构

Fig.5 Heat flux and flow structure only in the main flow field

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 $X/L = 0.4 \sim 0.8$ 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. 本文对该模型在实验状态下进行了数值计算, 将计算结果与实验结果进行了对比 (图 5(a)) 在拐角前平面和压缩面前部结果基本吻合, 同时计算得到了流场压力结构 (图 5(b)). 在压缩面后部可能受到实验段气流膨胀的影响, 平板理论预测和数值计算所得结果与实验结果存在差异.

(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 3 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 7 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.

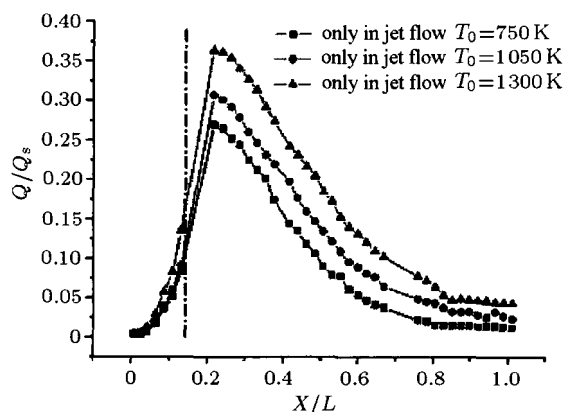


图 6 不同总温热喷流场的热流分布

Fig.6 Heat flux only in different jet flow fields

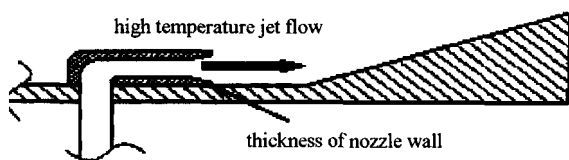
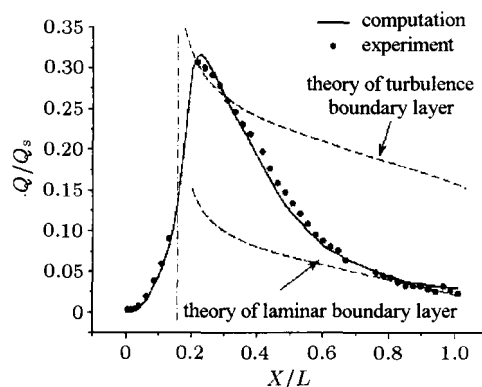


图 7 喷管出口后台阶流动示意

Fig.7 Schematic of field at the nozzle

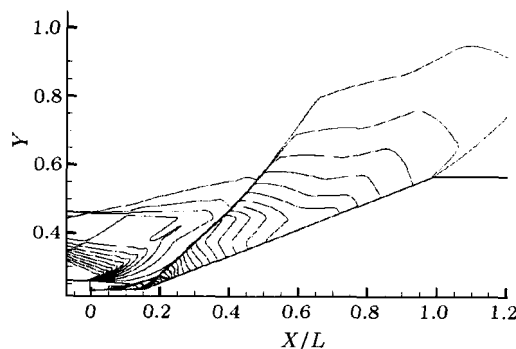
当热喷流气体到达压缩面后, 由于存在压缩作用, 在喷流流场中形成一道斜激波, 激波与边界层的相互作用使得压缩面上热流急剧上升, 在 $X/L = 0.2$ 附近达到峰值, 随后热流值迅速下降. 下降的原因有: (1) 在气流状态不变的条件下, 根据边界层传热理论热流值分布于 $X^{0.2}$ 成反比, 导致热流值有所下降; (2) 燃气喷流在压缩面后部迅速膨胀导致喷

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 3 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 $T_0 = 1050$ K 为例, 对此状态进行了理论估算和数值模拟, 热流分布如图 8(a) 所示, 流场压力结构如图 8(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 $T_0 > 750$ K, 而工况 1 中的流场总温状态 T_0 在 400 K 左右, 这导



(a) $T_0 = 1050$ K 热喷流场的热流分布

(a) Heat flux in jet flow field at $T_0 = 1050$ K



(b) $T_0 = 1050$ K 热喷流场的流场结构

(b) Flow structure in jet flow field at $T_0 = 1050$ K

图 8 热喷流场热流分布和流场结构 ($T_0 = 1050$ K)

Fig.8 Heat flux and flow structure in jet flow ($T_0 = 1050$ K)

致了热喷流流场中的最大热流值高较工况 1 高出 5~7 倍。

(3) 工况 3: 既有主流流场, 又有热喷流流场

图 9 所示的是模型在同一主流状态, 3 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 $T_0 = 1050\text{ K}$ 的实验状态进行了数值模拟并与实验结果进行了对比, 如图 10 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 10(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 $T_0 = 1050\text{ K}$ 为例, 二者位置均出现在 $X/L = 0.5$ 附近 (图 10 所示)。随后在压缩面的后部由于风洞主

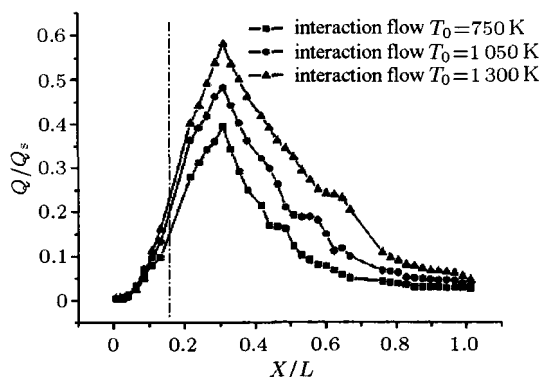
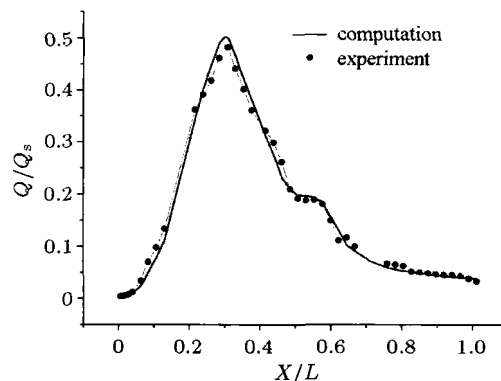


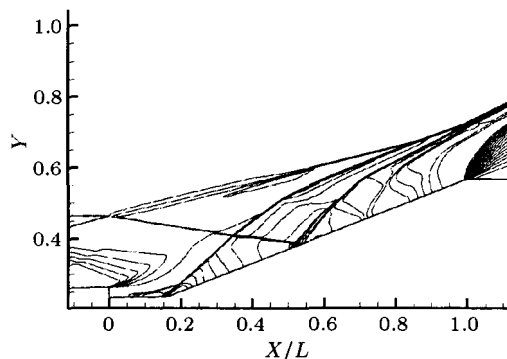
图 9 不同总温干扰流场的热流分布

Fig.9 Heat flux in different interaction flow fields



(a) 干扰流场热流分布

(a) Heat flux in interaction flow



(b) 干扰流场流场结构

(b) Flow structure in interaction flow

图 10 干扰流场的热流分布和流场结构 ($T_0 = 1050\text{ K}$)

Fig.10 Heat flux and flow structure in interaction flow

($T_0 = 1050\text{ K}$)

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。

第三, 与工况 2 相比干扰流的影响存在于一定范围之内, 不会影响到压缩面的后部, 但由于干扰流中不同总温的缘故, 造成干扰流的影响范围随喷流总温的增高而升高, 结果如图 11 所示。

第四, 以喷流总温 $T_0 = 1300\text{ K}$ 为例, 本文做了 3 种实验工况的比较如图 12 所示。干扰流场中既有较高的热流峰值又存在热流值缓慢下降区域。这说明燃气喷流和风洞主流的耦合作用造成干扰流场的热流分布规律兼有无喷流流场和只喷流流场的性质。

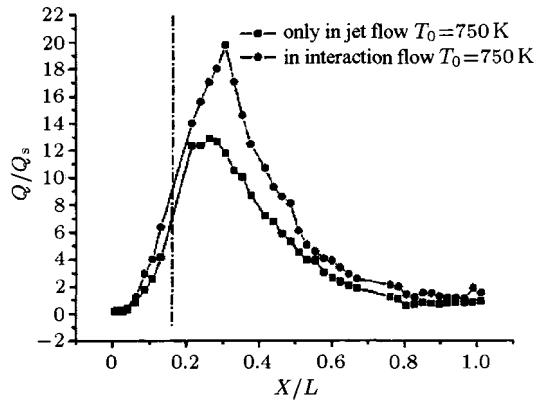
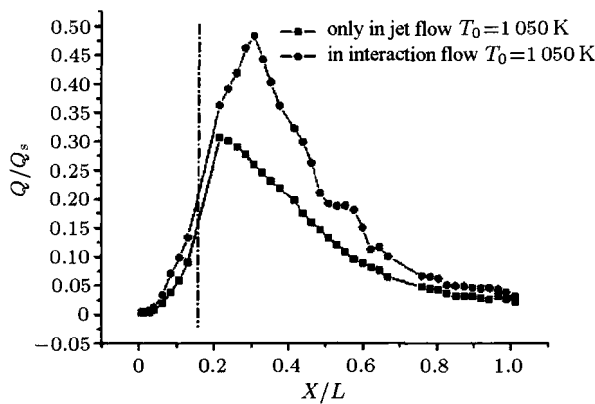
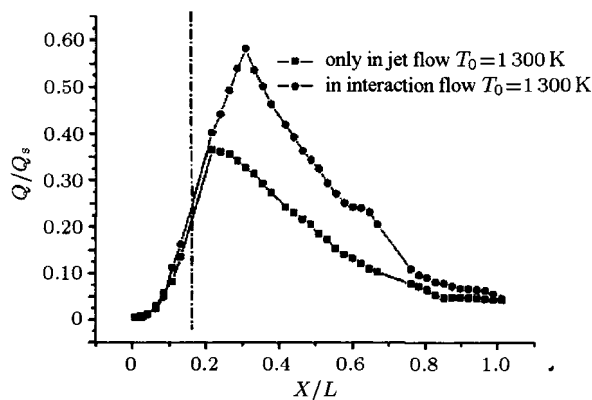
(a) 热喷流 $T_0 = 750$ K(a) Jet flow $T_0 = 750$ K(b) 热喷流 $T_0 = 1050$ K(b) Jet flow $T_0 = 1050$ K(c) 热喷流 $T_0 = 1300$ K(c) Jet flow $T_0 = 1300$ K

图 11 不同温度下干扰流场热流分布

Fig.11 Heat flux in interaction flow at different temperatures

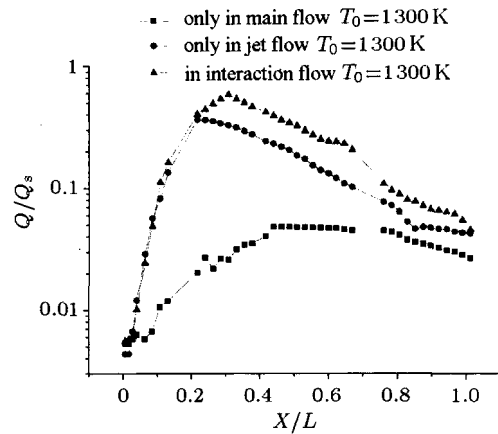
图 12 $T_0 = 1300$ K 的 3 种工况对比

Fig.12 Comparison of three experimental status at

 $T_0 = 1300$ K

4 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 3 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 Gruber MR, Goss LP. Surface pressure measurements in supersonic transverse injection flowfields. *Propulsion and Power*, 1999, 15 (5): 1299-1301
- 2 Gnemmi P, Schafer HJ. Experiment and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body. AIAA 2005-0052, 2005
- 3 Gnemmi P, Adeli R, Longo J. Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile. AIAA 2008-6883, 2008
- 4 赵桂林, 彭辉, 胡亮等. 超音速流动中侧向喷流干扰特性的实验研究. *力学学报*, 2004, 36(5): 577-582 (Zhao Guilin, Peng Hui, Hu liang, et al. Experimental investigations of lateral jet interactions in supersonic flows. *Acta Mechanica Sinica*, 2004, 36(5): 577-582 (in Chinese))
- 5 王军旗, 李素循. 超声速多喷流干扰流场特性研究. *力学学报*, 2009, 41(4): 575-583 (Wang Junqi, Li Suxun. Study on

- the characteristics of interaction flowfields induced by supersonic multi-jets. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2009, 41(4): 575-583 (in Chinese))
- 6 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))
 - 7 唐硕, 祝强军. 吸气式高超声速飞行器动力学建模研究进展. 力学进展, 2011, 41(2): 187-200 (Tang Shuo, Zhu Qiangjun. Research progresses on flight dynamics modeling of air-breathing hypersonic flight vehicles. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(2): 187-200 (in Chinese))
 - 8 杨亚政, 李松年, 杨嘉陵. 高超音速飞行器及其关键技术简论. 力学进展, 2007, 37(4): 537-550 (Yang Yazheng, Li Songnian, Yang Jialing. A review on hypersonic vehicles and key technologies. *Advances in Mechanics*, 2007, 37(4): 537-550 (in Chinese))
 - 9 潘静, 阎超, 耿云飞等. 高超声速飞行器气动防热新概念研究. 力学学报, 2010, 42(3): 383-388 (Pan Jing, Yan Chao, Geng Yunfei, et al. New conception of aerothermal protection for hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2010, 42(3): 383-388 (in Chinese))
 - 10 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))
 - 11 顾声龙, 陈立红, 顾洪斌等. 激励射流在超声速流场中的混合的特性研究. 力学学报, 2010, 42(5): 957-961 (Gu Shenglong, Chen Lihong, Gu Hongbin, et al. Experimental investigation of the excited jet in supersonic mixing. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2010, 42(5): 957-961 (in Chinese))
 - 12 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, (3): 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, (3): 89-93 (in Chinese))
 - 13 Stollery JL, Bates L. Turbulent hypersonic viscous interaction. *J Fluid Mech*, 1974, 63(1): 145-156

CNKI 优先出版编码: lxxb2011-085-20110929

(责任编辑: 刘希国)

THE INVESTIGATION OF EXPERIMENTAL TECHNIQUE FOR HIGH TEMPERATURE GAS JET FLOW TEST IN IMPULSE WIND TUNNEL

Chen Xuedong¹⁾ Wang Famin Tang Guiming

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract This is the first report on the experimental results about the aerothermal environment of high temperature jet flow (HTJF) and its interaction flow. The significance of this experiment is to abstract the physical mode from the real flight of hypersonic aircraft in order to provide experimental evidence for the thermal protection requirements. This experiment used the compression corner as the research object to research the aerothermal environment influenced by the HTJF and the interaction flow by the HTJF in 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 Ludwig 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: (i) the aerothermal environment in the main flow without the HTJF; (ii) the aerothermal environment in the high temperature jet flow without the main flow; (iii) 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

Received 13 April 2011, revised 22 September 2011.

1) E-mail: chenxuedong@imech.ac.cn

(C)1994-2021 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>