

用于脉冲风洞的热喷流实验方法初步研究

陈雪冬 唐贵明 王发民

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

摘要:本文介绍采用氢氧燃烧驱动路德维希管提供喷流热气源的技术,并将用于高超声速炮风洞中,模拟缩比模型超燃发动机热喷流干扰实验研究。本项工作解决了常温,低压下氢氧点火燃烧、破膜和喷流主流同步等技术难点。并开展了三个热喷流状态的标定以及热喷流/主流相互干扰流场模型实验研究。燃气热喷流总压 $p_{j0}=0.6\text{MPa}$, 0.7MPa , 0.8MPa , 总温 $T_{j0}=800\text{K}$, 1000K , 1200K , 喷流马赫数 $M_j=3$ 。主流总压 $p_0=6.0\text{MPa}$, 总温 $T_0=540\text{K}$, 马赫数 $M_\infty=6.4$ 。

1、引言

航天飞行器在高空高速飞行时,由于高空自由流动能急剧下降导致飞行器控制舵面的效率大大降低,进而影响到整个飞行器的气动特性和飞行特性。为了提高高速飞行器的机动特性,发展了发动机羽流控制以及飞行器侧向喷流控制。火箭、冲压发动机羽流和飞行器周围流场的相互干扰,以及高速导弹飞行控制的侧向喷流与自由流的相互干扰对飞行器气动特性的影响是理论和工程应用面临的一个重要问题(图1)^[1-3]。

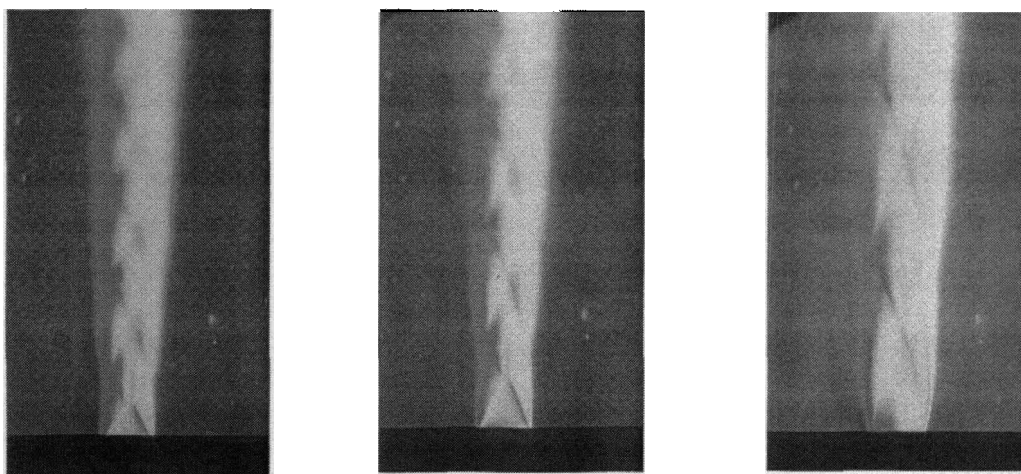


图1. 自由喷流复杂流场结构^[10]

为了了解喷流干扰流动现象,国内外进行了广泛的地面模拟实验研究^[4-6],美国对X-43A进行了大量冲压发动机非对称喷管羽流对飞行器气动/热影响的实验研究。利用冷喷流在满足落压比、总温比、马赫数相似和几何相似的条件下,研究喷流对飞行器气动操纵特性的影响,研究表明喷流干扰对气动操纵的影响十分显著。然而,在现有的绝大多数喷流实验中,喷流总温为常温。但飞行器实际飞行时采用的是燃气喷流,喷流总温很高,不再是常温,属于燃气热喷流。为了研究燃气热喷流干扰流场的气动热环境,美国进行了发动机和飞行器地面全尺寸的热喷流实验。美国航天飞机大量实践证明燃气喷流不仅对飞行器气动特性有影响,对局部气动热环境也会产生很大影响。

脉冲风洞作为模拟高超声速流动的地面试验设备已经被广泛应用于缩比模型气动力、气动热实验中。当前，将热喷流系统嵌入到已有成熟的脉冲风洞测试系统中，并且保证同步运行是迫切需要解决的实验技术问题。此项工作存在两个主要的技术难点：1、热喷流系统提供满足缩比模型实验相似准则热力学状态的瞬态热气源。2、热喷流系统要在 50ms 内完成燃烧并将热气体喷出以保证和脉冲风洞同步运行。瞬态热气源的好处是不需要复杂的冷却系统，因此采用氢氧燃烧驱动的路德维希管技术。需要解决的问题是在常温，低压下氢氧点火后缓慢燃烧、破膜以及喷流参数的确定。最关键的技术是如何保证两个毫秒量级的短时间流动能在风洞设备中同步到达。

在本文工作中，利用氢氧燃烧的方式提供的热气源状态为：总压 $p_{j0}=0.6\text{MPa}$, 0.7MPa , 0.8MPa ，总温 $T_{j0}=800\text{K}$, 1000K , 1200K ，喷流马赫数 $M_j=3$ 。热气体从点火燃烧到破膜喷出时间小于 50ms，热喷流气体流动稳定时间为 20~30ms。本文工作将此系统应用到中科院力学所 JF8A 炮风洞中，做了相关的模型试验。

2、主流/热喷流相互干扰实验相似准则的选取

利用风洞进行地面模拟实验，需要满足一定的相似准则。在满足几何相似的基础上，还需满足运动相似、动量守恒、能量守恒等相似准则^[7-8]。针对主流/喷流实验需要建立两种流场的相似准则以保证地面的风洞试验在特定条件下用于实际飞行^[9]。但是从目前的文献中看，还没有一种统一的用于主流/喷流实验的相似准则。本文选取的相似准则如下：

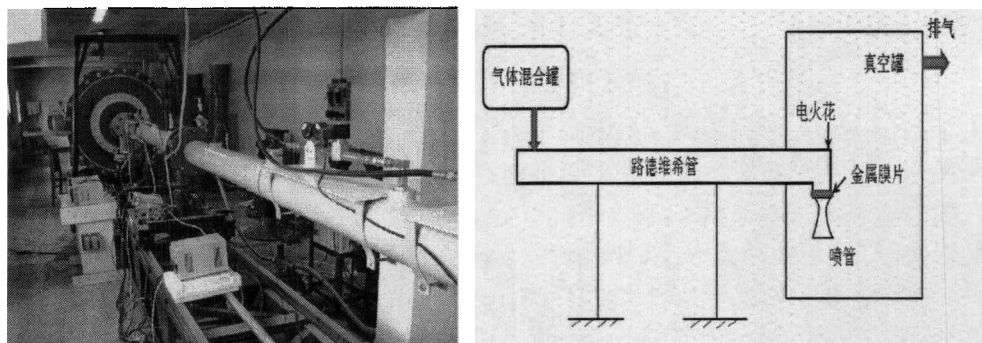
$$\text{压力比相似: } \frac{p_j}{p_\infty} = \frac{\tilde{p}_j}{\tilde{p}_\infty}; \quad \text{总焓比相似: } \frac{h_{j0}}{h_{\infty 0}} = \frac{\tilde{h}_{j0}}{\tilde{h}_{\infty 0}}; \quad \text{比热比相似: } \frac{\gamma_j}{\gamma_\infty} = \frac{\tilde{\gamma}_{j0}}{\tilde{\gamma}_{\infty 0}};$$

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

以上表述中“~”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。

3、热喷流气源的产生及状态标定

在热喷流/主流干扰实验前，热喷流系统作为单独系统进行调试。此系统的主要实验设备包括：气体混合罐、路德维希管、实验段、真空罐、点火和电子控制器件如图 2 所示。本研究中采用氢氧燃烧，端面点火的方式产生热气源，混合气体的组分为：氢气 H_2 、氧气 O_2 和氮气 N_2 ，通过调节混合气体不同组分的配比达到实验所需的热喷流气体的实验状态。



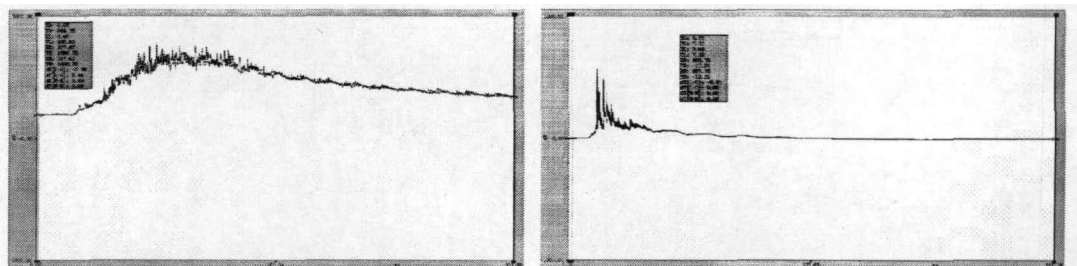
(a) 热喷流系统实物图

(b) 热喷流系统示意图

图 2 热喷流系统构造

3.1 稳定燃烧的实现

产生稳定的预混燃烧是产生热气源的关键技术之一，也是提高实验重复性的重要保证。但由于影响燃烧的因素太多，要完全弄清楚较高压力下氢氧燃烧的规律是十分困难的。本文仅就实际中碰到的问题及所采取的措施作简要说明。根据实验中采集到的驻室压力信号可以大致将燃烧方式分为两类：缓燃（图 3a）和爆震（图 3b），后者是力求避免的。



(a) 驻室缓慢燃烧压力信号 (b) 驻室爆震燃烧信号

图 3 驻室燃烧信号

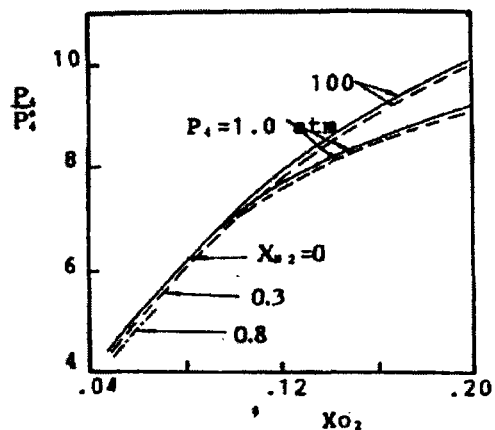
为了获得良好的平稳燃烧，可以采用如下措施：

(1) **充气方式：**研究表明，要获得良好的燃烧状态，可燃气体各组分必须预先混合均匀。本文采用的方法是在实验前预先按比例依次向气体混合罐内冲入 H_2 、 N_2 和 O_2 ，在混合罐内混合 10~15 分钟后向路德维希管内充入混合气体。多次实验结果证明采用此方法可以获得重复性较好的实验数据。

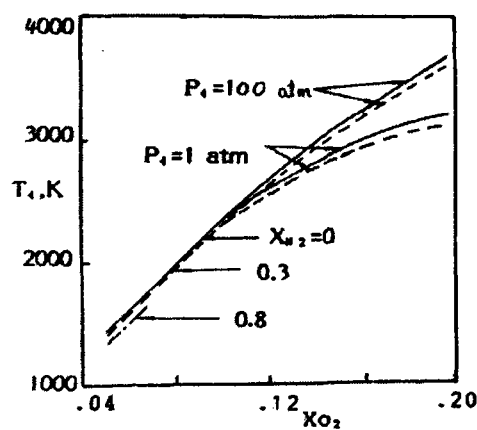
(2) **点火方式：**从国内研究中表明，目前存在着多种点火方式，如端面点火，即火焰从膜片附近传播到驱动段末端；多点点火，即在路德维希管多处布有点火头同时点燃管内混合气体；轴向热丝和热爆丝点火，即轴向悬挂电阻丝，用高压电脉冲加热电阻，使电阻白热或者热丝爆成微粒点燃混合气体。考虑到配合主流来流时间同步和燃烧完全，在本实验采用端面点火方式。本实验结果的统计表明，燃烧时间约为 50ms，平均散差不超过 15%。

(3) **充氧比例：**由计算结果（图 4）表明，产物的压力和浓度随充氧比例 X_{O_2} 的增加而增加。但实验表明，在高压下，燃烧对氧的比例变化很敏感。如初始压力 $P_4=3\text{kgf/cm}^2$ 时，在采用端面点火的情况下，为了防止出现爆震，以 $X_{O_2}<12\%$ 为宜。

(4) **充氮比例：**由图 4 可知，当充氮比例 X_{N_2} 增加，对产物压力影响不大，但声速 a_4 大幅下降(图 4c)，因为驱动气体的分子量随 X_{N_2} 增加而增加，从而使总焓下降。同时，随 X_{N_2} 增加，燃烧时间增长。因而燃烧变得越不稳定，当 X_{N_2} 增加到一定程度时，如 70%，几乎每次实验都发生爆震。因此为了提高驻室焓值和安全起见，充氮比例 X_{N_2} 不能太高。



(a) $P_4 / P_4^0 \sim X_{O_2}$ 的变化



(b) $T_4 \sim X_{O_2}$ 的变化

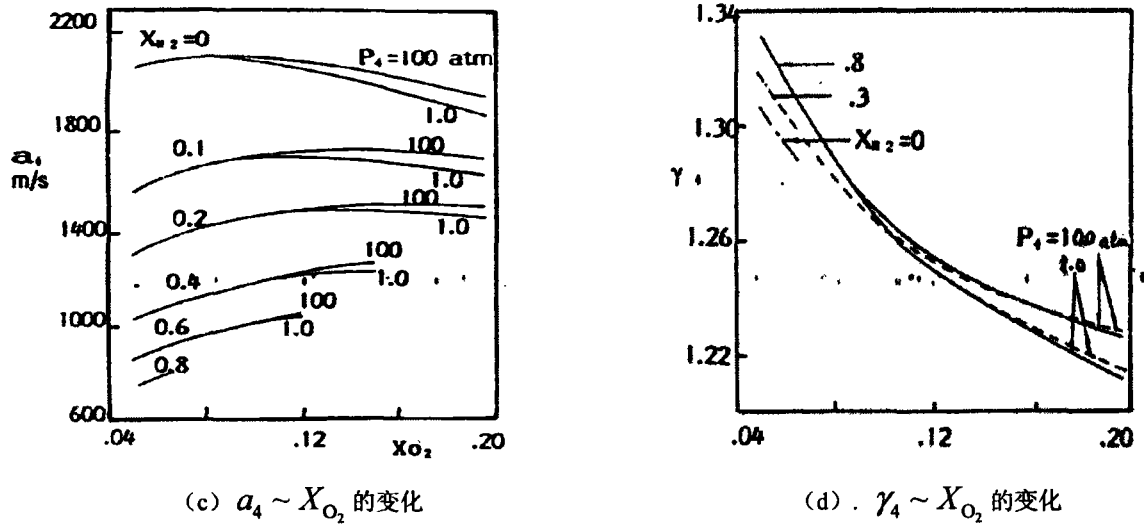


图 4. 燃烧后驻室气体参数变化

3.2 破膜技术

破膜的好坏及重复性，对热喷流气体的流动有决定性的影响，而破膜的质量又受膜片材料性能、加工工艺和加膜方式等因素的影响。本实验中是采用开有“十”字形槽的铝膜，铝膜厚度为 0.32mm，槽深为 0.22mm（如图 5 所示）。密封在路德维希管喷管前。利用自然破膜，即靠近燃烧后气体的高温高压，将膜片冲破。膜片的制作一定要保证加工后的有效厚度的精度，同时本实验中在膜片下游放置一方形衬垫前者保证破膜的重复性，后者保证不掉碎膜。加工的膜片以及破膜情况见图 5。

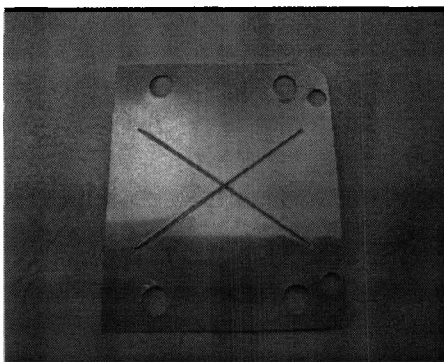


图 5 (a) 破膜前的膜片

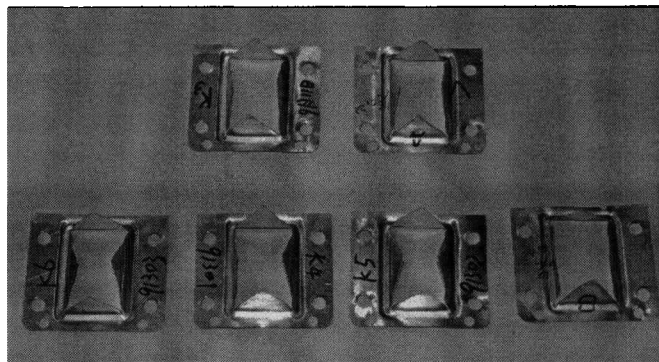


图 5 (b) 破膜后的膜片

图 5. 开有“十”字槽的铝膜片

3.3 路德维希管内未燃气体的影响

在理论计算中，假定氢氧完全燃烧，这在实际中是难以达到的。大量实验结果表明，

未燃气体对热喷流状态的重复性影响较大。本实验中将火花塞点火头尽可能靠近膜片端，这样使管内气体尽可能的完全燃烧，从而取得了良好的效果。

3.4 热喷流气体状态的标定

为了标定喷流状态，本实验直接测量的物理量有：热喷流气体的总压 P_{0j} ，热喷流气体的静压 P_j ，热喷流气体的皮托压力 P_{tj} 以及热喷流气体的驻点热流 q_j 。

(1) 压力状态的标定 本实验在路德维希管壁上以及喷口处布有用压力传感器直接测量了喷流总压 P_{0j} 以及喷流静压 P_j ，在实验段路德维希管喷口外安装了皮托排管，可以直接测得喷流气体的皮托压力 P_{tj} 。

(2) 总温状态的标定，总温状态是本实验中最为关键的喷流状态。总温状态的标定可以大致分为两大类：其一是用总温探头直接测量；其二是间接测出其它参数（如：驻点热流），再做一些理想假设条件来换算总温。由于前者响应时间相对较长，不利于毫秒量级的热喷流系统的测量。所以，在本实验中采用间接测量驻点热流换算总温。本实验中在路德维希管喷口外放置了一个安装了同轴热电偶的半径 $R_N=11.3\text{mm}$ 的球头用于测量热喷流气体的驻点热流 q_j 。同时，对 Fay-Riddell 公式的应用进行改进，使之适用于燃气总温的换算。实验结果表明，经测量驻点热流换算总温的实验值与理论计算值一致。说明，本实验中的测量方法和换算办法是切实可行的。

本实验热喷流气体的实验状态如表 1 所示

表 1. 热喷流状态表

状态	组分比例 ($\text{H}_2:\text{O}_2:\text{N}_2$)	总压 P_{0j} (MPa)	总温 T_{0j} (K)	喷流马赫数 M_j
状态一	0.6:0.09:0.31	0.5	800	2.93
状态二	0.6:0.1:0.3	0.6	1000	2.94
状态三	0.6:0.11:0.29	0.7	1200	2.95

4、热喷流/主流干扰实验

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。本实验中利用中科院力学所 JF8_A 炮风洞产生主流，主流状态为 $P_0=6\text{MPa}$ ， $T_0=540\text{K}$ ， $M=6.5$ 。驱动段压力 $P_4=12\text{MPa}$ ，被驱动段压力 $P_1=4\text{MPa}$ 。利用本文第二节所述系统产生不同状态的热喷流气源，其中热喷流状态如表 1 所示。

4.1 热喷流系统与脉冲风洞系统的同步实验

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。热喷流/主流实验系统示意图如图 6 所示。为了控制两套系统同时运行，本实验特制了一种信号触发元件，其目的是快速响应 JF8_A 风洞起动信号，利用此信号触发热喷流系统点火工作。本实验中，在紧靠 JF8_A 高压段加膜机构下游布置一压力传感器，响应被驱动段压力变化，并将此压力信号转化为电信号，再用此电信号触发喷流系统电火花点火，起

动热喷流供气系统工作。

为了考察两套系统的同步性，在正式模型实验前，做了两套系统的同步实验。在喷流出口外安装有皮托排管，用以采集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 p5 压力信号，用以采集脉冲风洞产生的主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。通过实验证实，两个系统达到了同步运行的状态。数据采集结果如图 7 所示。

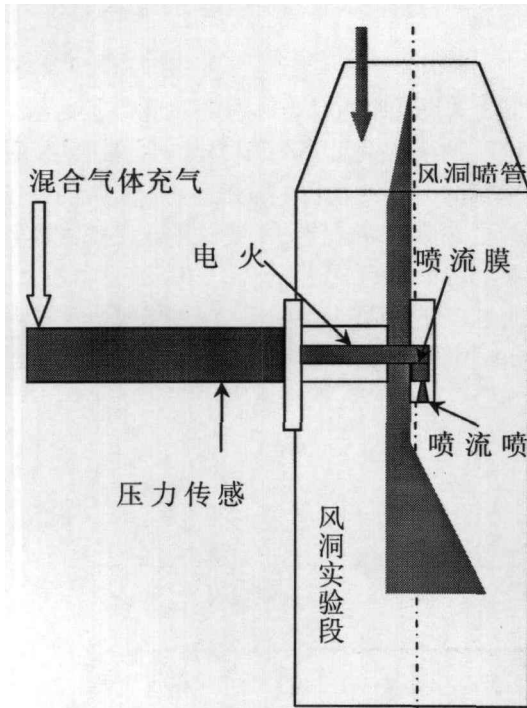


图 6. 热喷流/主流实验系统示意图

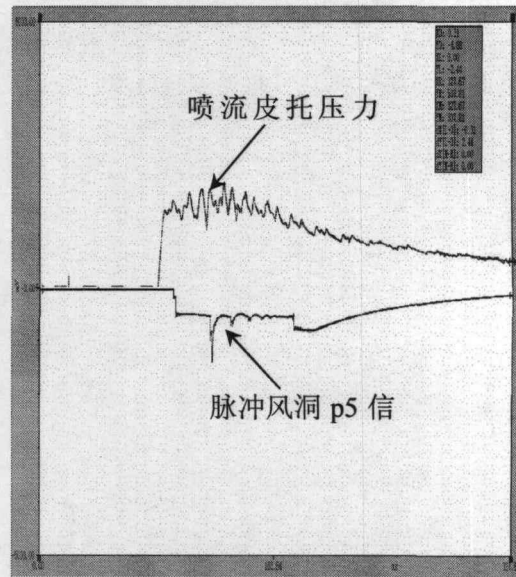


图 7. 热喷流系统与脉冲风洞系统同步信号

4.2 热喷流/主流相互干扰流场中模型实验

为了研究典型模型在热喷流/主流干扰流场中的气动热环境，本文选取压缩拐角平板作为研究对象，做了一系列只存在热喷流和热喷流/主流相互干扰流场气动热环境实验。此项实验研究主要目的有：1、研究典型模型在不同状态的热喷流流场中气动热变化规律；2、研

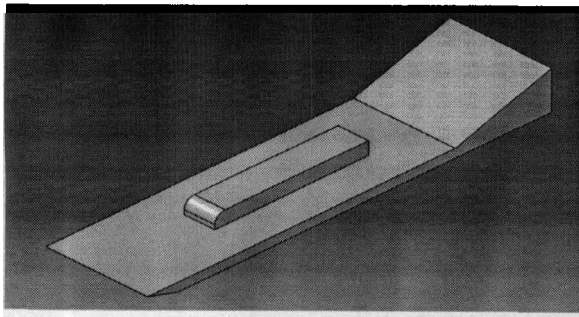


图 8 (a) 压缩拐角平板模型示意图

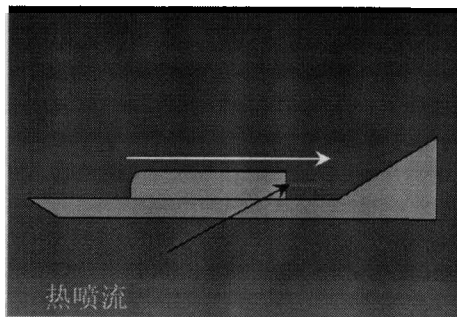


图 8 (b) . 压缩拐角平板模型侧视图

图 8. 平板实验模型

究典型模型在热喷流/主流相互干扰流场中的气动热环境变化规律；3、针对本文所述模型，研究热喷流场相对于无热喷流时的影响范围。针对以上实验目的，作者设计的实验状态如下：

1、无热喷流场，只存在主流流场；2、无主流流场，只存在热喷流场；3、既有热喷流场，又有主流流场，即热喷流/主流相互干扰流场。本实验中热喷流方向与主流方向一致。模型示意如图 8 所示。

4.3 实验结果与讨论

(1) 无热喷流流场，只有主流流场

为了与自由喷流干扰流场压缩拐角气动热环境对比，本实验首先做了压缩拐角在没有喷流干扰情况下的气动热环境。同时将实验结果与工程估算方法做了比较（如图 9 所示）。结果表明：在前平面和斜面后 2/3 部份，工程计算和实验结果比较一致；在拐角前区域，实验值高于计算值，说明在这部分区域可能出现了分离干扰。在拐角后的一段区域，由于模型处于边界层内部，导致实验值低于计算值。

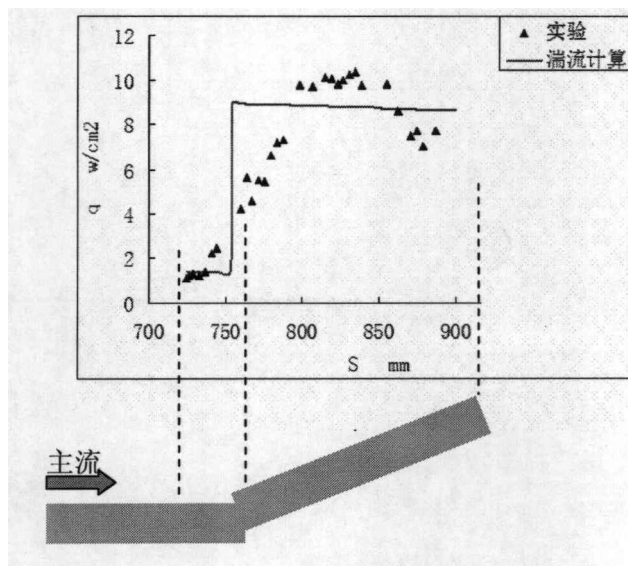
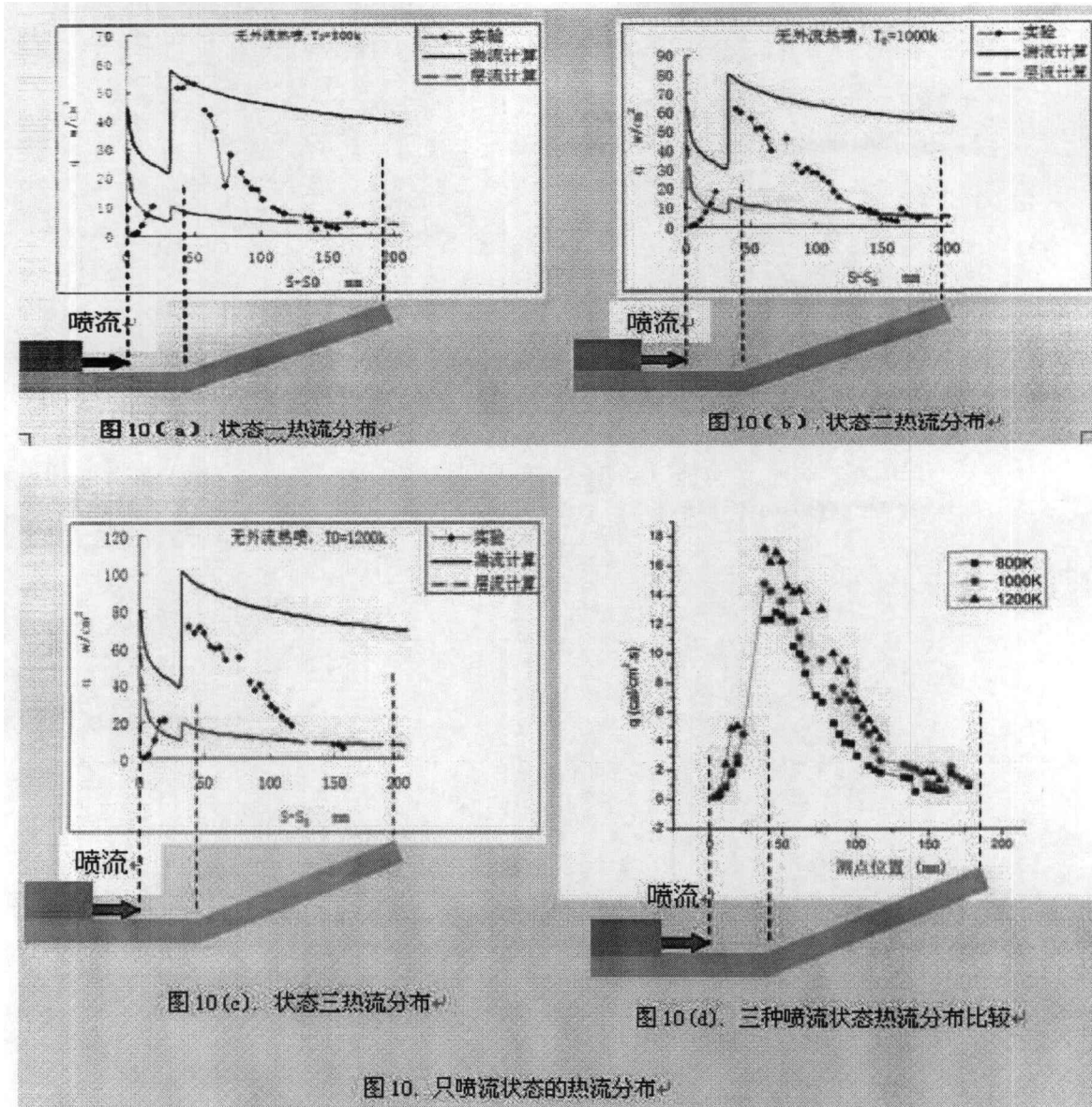


图 9. 只有主流流场的压缩拐角模型热流分布

(2) 无主流流场，只有热喷流流场

本实验做了三种不同热喷流状态的压缩拐角气动热实验，实验状态如表 1 所示，并与工程估算方法结果做了比较。结果如图 10 所示。

结果表明，由于喷管的存在，压缩拐角前平面处于类似后台阶流动回流区，出口后向台阶使气流膨胀，热流降低，之后热流迅速上升，在群面开始点后附近热流达高峰，其值与湍流计算值一致。然后由于喷流快速膨胀，热流急速下降，在斜面中后部转变为层流。同时，对于不同喷流状态的压缩拐角热流变化趋势一致，随喷流总温，总压的升高，热流峰值变高。从结果还可以看出，热喷流影响范围是在斜面前 1/3 处，热喷流对拐角前平面和斜面的后 2/3 处的热流分布的影响不大。



(3) 既有主流流场，又有热喷流流场

在保证脉冲风洞系统和热喷流供气系统同步工作的基础上，本文做了同一主流状态，不同热喷流状态（状态如表 1 所示）的气动热环境实验。并将实验结果与只存在喷流，无主流的结过进行了比较。结果如图 11 所示：

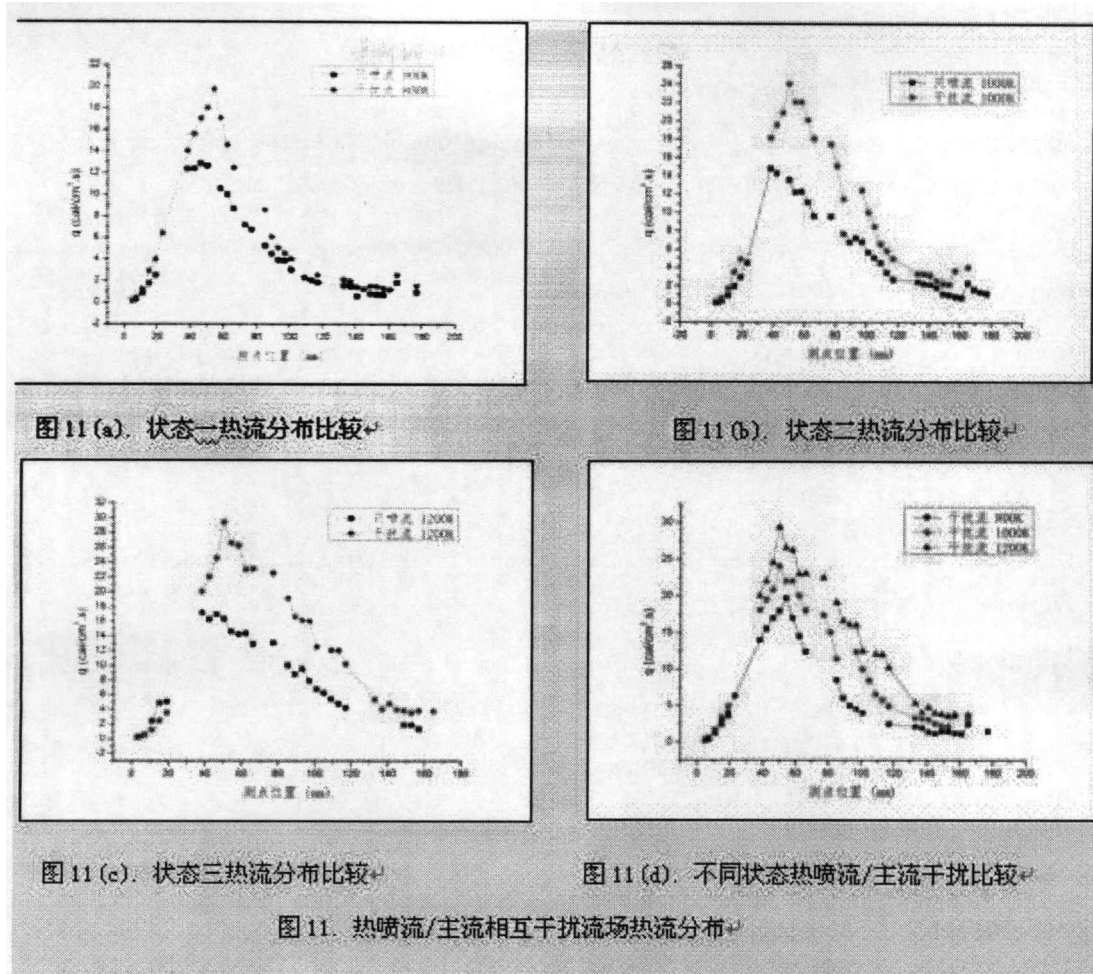


图 11 (a). 状态一热流分布比较

图 11 (b). 状态二热流分布比较

图 11 (c). 状态三热流分布比较

图 11 (d). 不同状态热喷流/主流干扰比较

图 11. 热喷流/主流相互干扰流场热流分布

实验结果表明：压缩拐角模型热喷流/主流相互干扰流场中的热环境变化趋势与只喷流场的热环境的区别在于：1、干扰流场中热流峰值明显高于只喷流流场，幅度在 30%~40%；2、干扰流场中热流峰值出现的位置比只喷流场的热流峰值位置靠后；3、与只喷流场类似，干扰流场的影响也是只存在某一范围之内，同时，影响范围随喷流状态的提高而变大。

5、总结与讨论

本文为了配合地面脉冲风洞对发动机尾喷管进行缩比模型的气动热环境实验。在实验技术层面：研究设计了一套热喷流供气系统，并对热喷流气源进行了一系列的状态标定，最终确定了三个热喷流状态。同时，利用脉冲风洞压力变化信号触发热喷流系统同步工作。在实验研究层面：本文针对压缩拐角平板模型，利用上述两系统做了不同状态的气动热环境实验，取得了较为丰富的实验结果。

本文工作仍然存在着诸多需要完善的地方。由于热喷流系统的建立只是初步的，对气体组分比例的调配，以及燃烧产物的热物性参数的测量与确定仍然需要更精确的手段，同时，对于热喷流系统实验状态的重复性还缺乏系统的研究。对于实验研究方面，本文只是对于单一实验模型，单一实验攻角进行了气动热环境的实验。还缺乏对更多的典型模型如：圆锥，圆柱的研究。同时，本文的研究仅限于自由喷流状态。对于横向喷流和迎风喷流的情况还有待于进一步的发展。

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, Schöfer H J. 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] PRATS B D , HILL J A F ,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 , etc. Interference heating effects caused by a 3D transverse jet in hypersonic flow [R] . Shock Waves , proceedings of 20th ISSW ,P173.
- [7] Pindzola M. Jet simulation in ground test facilities. AD440903, 1963
- [8] 李素循喷流控制飞行器姿态的物理问题。空气动力学前沿问题论文集。北京：宇航科学出版社，2003，327~332
- [9] 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【J】 2009 Vol.39 No.6
- [10] 李素循激波与边界层主导的复杂流动。北京：科学出版社。