

小钝头驻点热流测量方法研究

吴松, 谷笏华, 韩桂娟, 杨瑞霞

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 传统测热传感器无法用于小钝头驻点热流测量。针对尖锥、尖楔外形及热环境特点, 研制了新型传感器——一体式热电偶。在不同试验条件下, 采用新型传感器对 $R=1\sim 4\text{mm}$ 的尖锥和尖楔驻点热流进行了测试。并将试验结果与 Fay-Riddell 公式估算值进行了对比。

关键词 驻点热流, 热电偶

引言

高速飞行器高速飞行时, 其头部驻点区域的气体相对滞止, 动能转化为热能, 气体温度剧增, 远高于飞行器壁面温度, 从而巨大热量传入飞行器, 引起飞行器变形, 甚至烧毁。为此, 大多高速飞行器采用大钝头以降低气动加热。但一些再入飞行器头部温度仍然高达上万度, 目前主要采用烧蚀变形的热防护方法。这样做的代价就是降低了飞行器的升阻比, 丧失了机动性。先进飞行器要求高升阻比, 需采用尖头薄翼的类乘波体外形。这使得原有热防护方法不再适用, 必须研究新的热防护方法。为此确定小钝头的驻点热流值是研究新的热防护方法的第一步。

驻点热流往往是飞行器的热流峰值。按照 Fay-Riddell 公式, 驻点热流与头部半径的平方根成反比, 即头部半径越小, 驻点热流越大; 当头部半径趋于零时, 驻点热流将趋于无穷大。国内外研究者通过数值模拟分析, 认为: 飞行器在海拔 30-70km 飞行, 尖化前缘区域会出现局部稀薄气体效应。该效应使得驻点热流低于 Fay-Riddell 估算值, 最终趋于自由分子流极限值的结论^[1, 2]。

由于壁面热流计算的物理机制尚不十分明确, 并且还有非定常因素的影响, 因此我们对小钝头驻点热流进行实验测量, 以验证计算结果的可靠性。

1 驻点热流测量方法及原理

1.1 传统测热传感器及其测量原理

因为驻点正对来流, 光学测量等无接触方法不易使用, 所以驻点热流一般利用测热传感器获得。常用的传统测热传感器有三种: 铂薄膜电阻温度计、热电偶和铜箔量热计^[3, 4]。按测量原理分: 铂薄膜电阻温度计和热电偶属于表面温度计; 铜箔量热计属于量热计类。

一、薄膜电阻温度计是将金属薄膜镀在非金属材料上, 其结构如图 1 所示。图 1 是中国科学院力学研究所 LHD 制作的铂薄膜电阻温度计, 将铂通过真空溅射的方法溅射到玻璃的表面, 铂薄膜的厚度约为 $10^{-8}\text{m}\sim 10^{-7}\text{m}$, 玻璃棒的长度约为 3cm, 其两端选用银浆作为引线。薄膜电阻温度计在一定温度范围内其电阻变化与温度变化成正比。

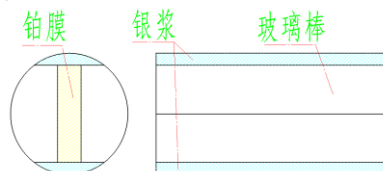


图 1 铂薄膜电阻温度计

二、热电偶是一种基于热电效应的温度传感器。两种不同的导体(或半导体)连接成一个回路。回路中的总电动势则称为热电动势。热电动势的大小与两种材料导体的性质和接触点的温度有关。热电偶的结构如图 2 所示, 基底为柱状陶瓷, 直径为 3mm。陶瓷基底具有两个通孔, 将热电偶的金属丝装入孔内, 组成热电偶的热电极, 利用封装材料, 将金属丝固定在孔内, 然后在柱状基底的一端进行打磨和抛光, 之后在该端面上会剩下两个孔的金属丝的端面, 通过真空镀膜技术将铂镀在该端面, 这

样就会将金属丝通过金属铂的薄膜连接起来，形成热电偶。

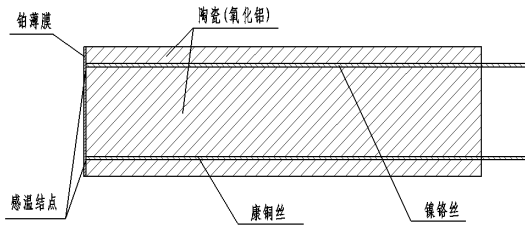


图2 薄膜热电偶结构图

铂薄膜电阻温度计和热电偶得到的是表面温度的变化，即表面温度时间历程。那么如何通过表面温度时间历程获得表面热流率呢？根据均匀材料的一维半无限体的热传导方程：

$$(1) \quad \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}$$

其中传热系数 $\alpha = k/\rho c$ ， k 是热传导系数， ρ 是密度， c 是比热。

假定表面热传导率为 $\dot{q}_s(t)$ ，则

$$(2) \quad x=0 \quad -k \frac{\partial T}{\partial x} = \dot{q}_s$$

$$x = \infty$$

$$T = 0 \quad (3)$$

根据文献[5]的变换，可得到表面热流率

$$\dot{q}_s(t) = \frac{\sqrt{\rho c k}}{2\sqrt{\pi}} \left[\frac{2T(t)}{\sqrt{t}} + \int_0^t \frac{T(t) - T(\tau)}{(t - \tau)^{3/2}} d\tau \right]$$

三、塞形铜箔量热计，它是利用量热元件吸入热量，测量量热元件的平均温度变化率，再计算表面热流率。结构如图3所示，阴影截面表示铜箔，引线为康铜丝，基底由绝缘管和环氧树脂组成。

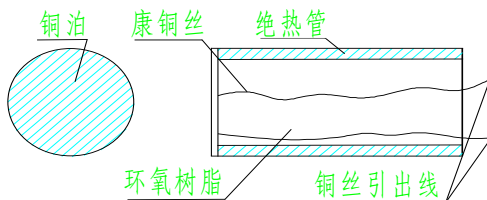


图3 塞形铜箔量热计

$$(5) \quad \text{热流公式为} \quad q(t) = \frac{\rho c l}{B} \frac{dE(t)}{dt}$$

只要测出热电势的变化曲线经过计算即可得到热流率。

1.2 小钝头驻点测热专用传感器

上述三种传统传感器皆为圆柱状，对于 $R=1\sim 5\text{mm}$ 的尖锥和尖楔而言，无法安装或安装后严重破坏前缘外形（如图4），从而引起很大误差，拟改变传统传感器的形状，研制型面和整体式传感器，以确保前缘外形，减小测量误差。

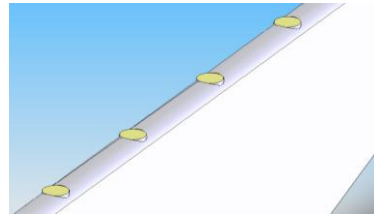


图4 传统传感器安装于前缘效果图

一、根据尖化前缘形状特点，传感器第一种方案如下：

(1) 对于规则型面的前缘，利用相同直径的玻璃棒、陶瓷棍，在展向镀上薄铂金膜，形成专用传感器（如图5）。

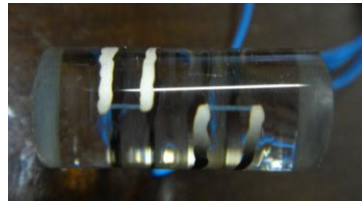


图5 集成式展向尖楔测热传感器

由于采用与前缘型面相同的玻璃棒作为传感器基底，因此可以确保尖楔的外形保持不变。并且薄铂金膜的宽度仅 0.1mm ，周向温度梯度可以忽略不计。但铂金膜有一定长度，其测量值是热流值在该长度上分布的平均。所以其只适用于展向无温度梯度的尖楔测量。例如无激波干扰的翼前缘（图6），其激波仅为附着激波，除翼根部外，热流沿翼的展向分布均匀，无明显梯度。

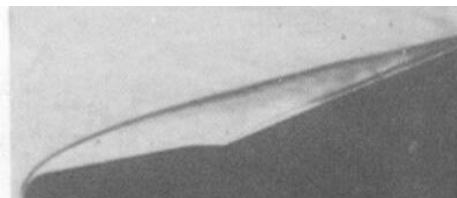


图6 翼前缘热流分布及纹影

此种传感器使用时镶嵌在模型上。由于玻璃基底无法进行定位，安装时只能通过肉眼判断铂金膜是否处于驻点位置。对于前缘半径很小的尖

楔，可能带来较大的安装误差。为进一步提高测量精度，拟进行如下改进：

(2) 将整个局部前缘模型以可加工陶瓷或玻璃制成，在其前缘中心线上镀薄铂金膜，形成一体化铂薄膜电阻温度计传感器（图 7）；



图 7 尖楔一体化铂薄膜电阻温度计传感器

一体化的传感器后部可以加工定位槽或键，在镀膜和安装时可以保证铂金膜处于前缘中心线上。

二、对于展向方向有温度梯度的尖楔，拟采用第二种传感器方案：

对于规则型面的前缘，利用相同直径的玻璃棒、陶瓷棍，在周向镀上薄铂金膜，形成专用传感器（如图 8）；



图 8 集成式周向尖翼前缘测热传感器

流场中存在激波/激波或激波/边界层相互作用时，可能会引起分离、再附等复杂现象，从而导致前缘展向方向存在很大的温度梯度。对于这类尖楔拟采用沿周向镀膜方式。无论是否有激波干扰，前缘沿周向都存在温度梯度，如图 9 所示。从图中可见，当半圆心角在 3° 之内，热流值与驻点热流值几乎一样；当半圆心角为 20° 时，热流值会比驻点热流值下降 10% 左右，如果将 20° 内的热流值平均，则平均值大约为驻点热流值的 95%。所以如果沿周向镀铂金膜，铂金膜长度控制在圆心角 40° 内，由此产生的测量误差仅为 5% 左右。

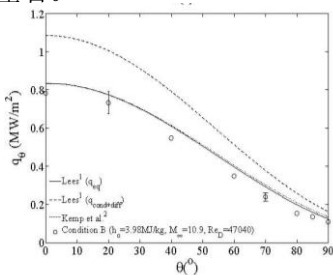


图 9 头部热流沿弧度分布图

当圆心角为 40° 时，前缘半径 $R1 \sim 4mm$ 分别对应的铂金膜长度见下表。

mm	R=1	R=2	R=3	R=4
铂膜长度	0.7	1.4	2.1	2.8

由表可见，当 $R < 3mm$ 时，铂金膜长度小于 2mm。制作工艺难以实现。即使能够实现，传感器的阻值也比较小。这样会由于引线等因素导致测量误差很大。所以采用此方案可以测量有激波干扰的尖楔前缘驻点热流，但限于 $R \geq 3mm$ 。

三、对于有激波干扰的， $R < 3mm$ 的尖楔和尖锥，拟采用第三种传感器方案：

将整个局部前缘模型用金属（如紫铜）制成，作为热电偶的一极，穿入另一种金属材料丝（如康铜丝），形成一体式热电偶（图 10）。

由于热电偶测量的是接点温度变化，因此一体化热电偶的感应元件尺寸即康铜丝的直径。目前康铜丝的直径最小为 0.06mm。

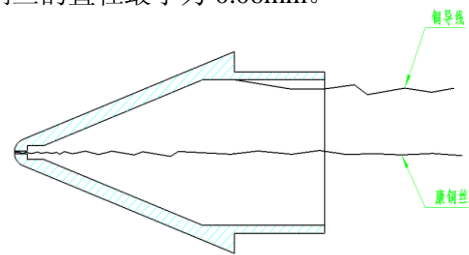


图 10 一体式热电偶传感器

此种方案可满足 $R < 3mm$ ，有激波干扰的尖楔前缘，甚至三维尖锥驻点热流测量。

前两种方案都是薄铂膜电阻温度计，其灵敏度高，输出值比热电偶输出值高 2~3 个量级。但其属于“线型”传感器，并且抗冲刷性差，无法用于测量尖锥和 $R < 3mm$ 的有激波干扰的尖化前缘；第三种方案是热电偶，属于“点式”传感器，耐冲刷。虽然灵敏度低，但在测量的前缘半径较小的钝头时，驻点热流值较高，所以其输出值远大于噪声，仍具有良好的信噪比。

因此选取一体式热电偶对 $R=1 \sim 5mm$ 的尖锥和尖楔驻点热流进行测量。

2 验证试验

2.1 试验装置

实验设备为一个爆轰驱动的高温激波风洞，其结构如图 11 所示。它主要由长 11m 的 $\Phi 150\text{mm}$ 卸爆段，长 12.4m 的 $\Phi 155\text{mm}$ 爆轰驱动段和长 10m 的 $\Phi 100\text{mm}$ 被驱动段组成。喷管采用 $M=6$ 、出口直径 300mm 的型面喷管。为了考

察和研究该激波管运行状态，以便获得最佳的驻室气体状态参数，在爆轰驱动段和被驱动段内壁延长度方向分别安装了 9 只压力传感器，用于测量激波马赫数和驻室压力。

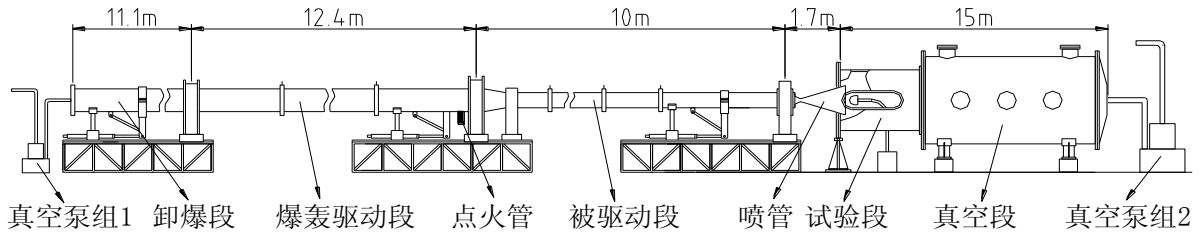


图 11 爆轰驱动高温激波风洞结构图

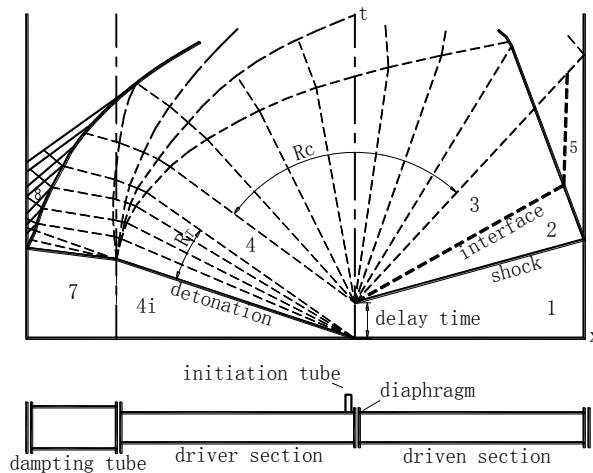


图 12 反向爆轰驱动激波管波系图

图 12 所示为反向爆轰驱动波系图^[6]。反向爆轰驱动能力虽弱于正向爆轰，但可以产生较稳定的 5 区准定常状态。爆轰段所充气体为氢气:氮气:氧气=2:2:1，被驱动段为空气。调试的状态参数见表 2。

M_s	P_0 (bar)	T_0 (K)	Re (/m)	驻点 条件 相当于	M_∞	H (km)
4.05	17.81	2416	1.57E+06		6.75	33.5
4.64	26.24	3180	1.64E+06		7.82	33.1
4.19	3.74	2553	3.07E+05		6.68	44
5.57	3.6	4689	1.41E+05		8.7	49.8

2.2 试验模型



图 13 驻点热流测量装置图

如图 13 所示，试验模型为 $R=1、2、3、4、5\text{mm}$ 的尖锥和尖楔。模型材料为紫铜，中心有

一个 $\Phi 0.2\text{mm}$ 的小孔，孔中穿入一根 $\Phi 0.1\text{mm}$ 的漆包康铜丝，以硅橡胶粘结。 $R=1、2\text{mm}$ 的尖锥和尖楔表面镀有 $0.05\mu\text{m}$ 厚的铜膜，以连接铜与康铜，形成热电偶。而其余的模型则以机械方式（切割、打磨）连接热电偶两极。模型分两排置于皮托耙上，相互距离 50mm 。

2.3 试验结果

不同状态参数下，不同半径的小钝头驻点热流随头部半径的变化规律，经无量纲处理后，绘制于图 14。

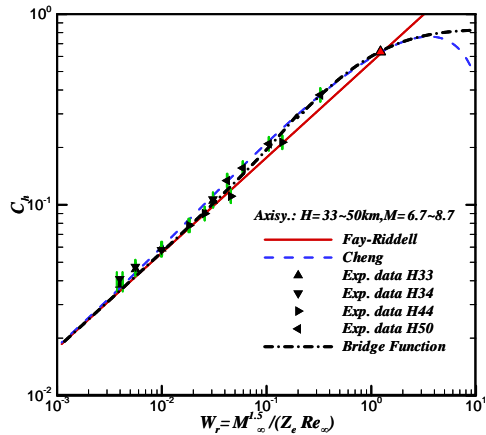


图 14 小钝头驻点热流实验结果

由上图可以看到, 驻点热流值基本符合 Fay-Riddell 公式中与 R 成反比的规律。除 $M=6.68, H=44\text{km}, R3\text{mm}$ 的尖锥实验数据外, 其余实验值都高于 Fay-Riddell 公式的估算值, 约 2%~25%。实验数据散差约 15%左右, 极个别可达到 5%以内。但在大多数验证试验流场状态下, 计算结果与 Fay-Riddell 公式的估算值差别都小于 10%。因此试验结果无法验证计算结果, 需进一步提高小钝头驻点热流测量精度。不过, 试验结果表明一体式热电偶是一种可行的小钝头驻点热流测试方法。

2.4 误差分析

实验数据的误差主要来源于以下几方面:

1、从监测的激波马赫数与驻室压力来看, 受破膜、充气压力和流场非均匀等因素影响, 同一气流条件下来流参数的散差约为 5%。

2、从测量系统来看, 信号调理器和数据采集系统精度较高, 测量精度主要取决于测热传感器的误差。测热传感器的误差来源于: a、测热原理: 均匀物质一维热传导假设。从一体式热电偶结构分析, 其由康铜、绝缘层和铜三部分组成。在相同热流下, 由于三部分的热传导系数不同, 其温升也不同。绝缘层的热传导系数最低, 其温升最高。其次是康铜, 铜的温升最低。因此, 肯定存在侧面热传导。当康铜相对于绝缘层足够粗时, 其温度分布只在边缘受绝缘层影响, 略微偏高。平均值即测量值基本为其表面温度变化。当康铜与绝缘层相比较尺

寸相当或过细时, 其温度分布受绝缘层影响严重, 测量值偏离真实的康铜表面温升, 误差很大。b、传感器实质是热电偶, 其两极连接有两种方式——镀铜膜和机械打磨。在实验中, 通过镀铜膜连接的传感器较稳定, 而通过机械打磨的传感器有的不稳定。这种不稳定连接带来的误差无法估算, 但从实验数据来看, 这种误差应是主要误差之一。

3、风洞背景噪声和测试仪器噪声。由于铜-康铜的灵敏度为 $40\mu\text{V/K}$, 非常小, 所以当所测驻点热流值很小时, 信噪比很差, 这时的测量结果误差较大, 可信度降低。

4、由于小钝头的局部稀薄气体效应在 $60\text{km}, M=10, R\leq 0.2\text{mm}$ 时才会显现, 而 60km 高空的参数较低, 调试的状态不稳定, 热流信号的信噪比也较差, 并且用现有方法测量 $R\leq 0.2\text{mm}$ 的驻点热流, 模型传感器的加工都很困难, 所以此次实验未涵盖稀薄气体效应的范围。

2 结 论

一体式热电偶可用于测量 $R=1\sim 5\text{mm}$ 的小钝头驻点热流。通过镀铜膜方式连接两极的传感器性能优于机械方式连接的传感器。但测量精度需进一步提高, 才能判断 Fay-Riddell 公式对高空小钝头驻点热流预测的适用性。

参考文献

- 1 王智慧, 鲍麟, 童秉纲. 高超声速尖头体驻点热流从连续态过渡到稀薄态的变化特征和桥函数研究. 中国科学 G 辑, 2009, 39(8): 1134~1140
- 2 Zhihui Wang, Lin Bao, Binggang Tong. Rarefaction criterion and non-Fourier heat transfer in hypersonic rarefied flows. PHYSICS OF FLUIDS, 22, 126103 (2010)
- 3 吴松. 压力传感器防热和表面热流率测量频响的提高. 硕士论文. 中国科学院力学研究所, 2009
- 4 俞鸿儒, 李仲发等. 激波管风洞传热测量用的塞形铜箔量热计. 力学情报, 1974, 第 4 期.
- 5 D. L. Schultz, T. V. Jones. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. AGARD-AG-165.
- 6 俞鸿儒. 氢氧爆轰驱动激波风洞的性能. 气动实验与测量控制, 1993, 7(3): 38~42.

RESEARCH ON SMALL BLUNT STAGNATION HEAT FLUX MEASUREMENT METHOD

Wu Song, Gu Jiahua, Han Guijuan, Yang Ruixia

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

Abstract The traditional thermal sensors can't be used with sharp leading. In accordance with the cone shape and thermal environment characteristic, developed a new type of thermocouple. Using it, R=1~4mm blunt stagnation heat flux were tested in different conditions. And compare the results of test and the Fay-Riddell formula calculation.

Key words stagnation heat flux, thermocouple