

DOI: 10.19527/j.cnki.2096-1642.0872



温敏涂料 TSP 热流密度测量方法及应用

刘旭, 彭迪, 刘应征

(上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240)

Methods and Applications of Heat Flux Measurement Using TSP

LIU Xu, PENG Di, LIU Ying-zheng

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

摘要: 温度敏感涂料(temperature-sensitive paint, TSP)可以实现高空间分辨率的温度测量。基于时间解析温度数据计算热流密度是典型的导热反问题。基于一维双层导热模型,通过解析或数值求解的方法计算热流密度,是上述问题的通用解法。在工程应用中,可根据试验工况简化一维双层导热模型,采用更简便的方法进行热流计算。TSP 测量热流的精度受涂料厚度、TSP 测温真实位置和材料热物性变化等因素影响,相应地可以在涂料设计、物理建模以及计算方法等方面进行完善,提高 TSP 热流测量的精度。TSP 热流测量在暂冲式和激波式两类高超声速风洞中均已得到成功应用,文章结合两个应用实例对工程应用中的挑战与对策进行了讨论。

关键词: 温度敏感涂料; 热流密度; 导热反问题; 导热模型; 高超声速风洞

中图分类号: O351.1

文献标识码: A

Abstract: Temperature-sensitive paint can be used to measure the temperature field with high spatial resolution. Determination of surface heat flux based on the temperature history measured by TSP is a typical inverse heat conduction problem. The problem can be solved by analytical and numerical solutions based on a one-dimensional double-layer heat conduction model. In engineering applications, the heat conduction model can be simplified to obtain easier calculation methods. The accuracy of heat flux measurement using TSP is affected by the factors including thickness of coating, position of TSP temperature measurement and temperature dependency of thermal properties, which can be improved in paint design, physical modeling and calculation methods, correspondingly. The heat flux measurements using TSP have been successfully carried out in regular hypersonic wind tunnels and shock tunnels. In this paper, two cases were used to discuss the challenges and countermeasures in engineering applications.

Key words: temperature-sensitive paint; heat flux; inverse heat conduction problem; heat conduction model; hypersonic wind tunnel

引言

从高超声速风洞试验中获取的精细热流密度分布对高超声速飞行器热防护设计具有重要意义^[1-2]。高超声速流动中的一系列复杂流动现象,如边界层转捩、激波附面层干扰等^[3-5],都会伴随具有三维特征的热流分布。此时传统的单点式传感器空间分辨率低,难以满足全场精细化测量的需求。温度敏感涂料(temperature-sensitive paint, TSP)是

一种非接触式光学测温技术,能够实现高空间分辨率的温度场测量^[6],近年来已广泛应用于各类风洞中的气动热测试。美国、德国、日本在 TSP 技术的开发与应用起步较早,相对成熟。Liu 等早期利用 TSP 研究了 $Ma = 10$ 气流中乘波体模型的表面换热^[7]。Hubner 等在激波风洞中利用 TSP 分别对圆锥升力体和双锥模型进行了气动热测量^[8-9]。随后, TSP 成为研究高超声速转捩的有效手段,例如普渡大学研究组在其高超声速静风洞中利用 TSP

收稿日期: 2020-08-14; 修回日期: 2020-08-19

基金项目: 国家自然科学基金(11725209, 11872038)

第一作者简介: 刘旭(1996-) 男,博士,主要研究方向为快响应压敏漆和温敏漆技术开发与应用。E-mail: liu_xu@sjtu.edu.cn

引用格式: 刘旭,彭迪,刘应征. 温敏涂料 TSP 热流密度测量方法及应用[J]. 气体物理, 2020, 5(5): 1-12.

Citation: Liu X, Peng D, Liu Y Z. Methods and applications of heat flux measurement using TSP[J]. Physics of Gases, 2020, 5(5): 1-12.

开展了圆锥模型表面热流密度与边界层转捩研究^[10-11]. 德国 DLR 在其 HEG 高焓激波风洞中利用 TSP 对细长圆锥与斜板等模型进行了表面热流测量^[12-14]. 日本 JAXA 在其 0.44 m 高超声速激波风洞中也针对压缩拐角等模型开展了 TSP 热流测量工作^[15], 并探究了 TSP 厚度对测量精度的影响^[16]. 我国在 TSP 技术的开发与应用起步较晚, 但近年来发展较为迅速. 尚金奎等在中航工业空气动力研究院模型风洞中利用 TSP 预测边界层转捩^[17]. 张扣立等总结了 CARDIC 激波风洞中 TSP 在边界层转捩研究、局部干扰区热环境研究和复杂外形飞行器热环境研究等领域方面的应用^[18]. Peng 等在南航 0.5m 高超声速风洞中利用 TSP 测量了 HB-2 标模表面的热流分布^[19], 并在 CARDIC 的同类型风洞中利用 TSP 测量了多体分离模型级间的温度分布^[20]. 牛海波等在国防科技大学静风洞中利用 TSP 研究了高超声速流动中压缩拐角斜面上 Görtler 涡造成的换热影响^[21]. Zhu 等在北京大学静风洞中利用 TSP 研究了高超声速边界层中二次模态不稳定性对气动加热的影响^[22].

典型的 TSP 测试系统如图 1 所示, 在激发光的照射下, TSP 吸收激发光能量, 随后辐射出不同波长的光信号. 由于光致发光中的热猝灭效应, 其辐射光强随温度升高而降低. 因此, 通过温度标定曲线, 可以将相机采集到的 TSP 光强分布转换为温度分布. 为了增强 TSP 辐射光在模型表面的反射, 同时增大 TSP 的温度变化范围, 提高信噪比, 在喷涂 TSP 前可先在模型表面喷涂一层白色底漆, 底漆厚度通常要明显大于 TSP. 如果底漆与 TSP 的热物性参数接近, 可将 TSP 与底漆一并视为均质涂层.

基于 TSP 测得的时间解析温度结果计算热流密度分布是典型的导热反问题, 普遍存在于薄膜电阻温度计等接触式传感器的应用中^[23]. 但相比薄膜电阻温度计, TSP 测量中热流计算更复杂. 薄膜电阻温度计利用绝热基体表面的金属薄膜测量温度进而计算热流. 由于金属薄膜的导热能力明显强于基层, 因此金属薄膜对导热过程影响较小, 可以将导热过程简化为绝热基体材料的一维半无限大导热问题, 金属薄膜测得的温度对应于绝热基体材料的表面温度. 而 TSP 涂料通常由高分子材料构成, 其导热能力很低, 此时涂料的存在会对导热过程产生较大影响, TSP 温度通常明显高于基层表面

温度, 尤其是金属模型. 因此在计算热流时, 须考虑包含 TSP 涂料与模型基层的双层导热模型. 同时, 考虑到热流在法向的传导远大于侧向, 因此通常采用如图 2 所示的一维双层有限大导热模型进行计算, 其中涂层表示单独的 TSP 或 TSP 与底漆构成的复合涂层.

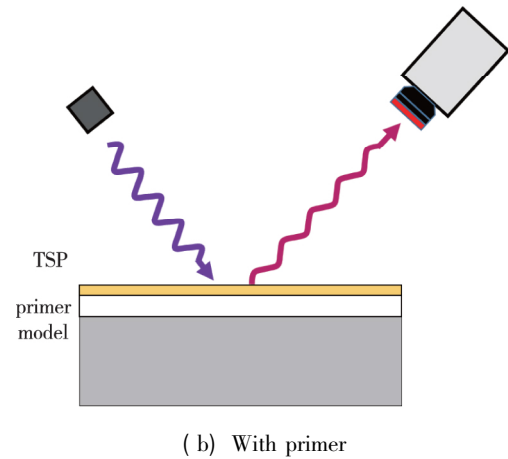
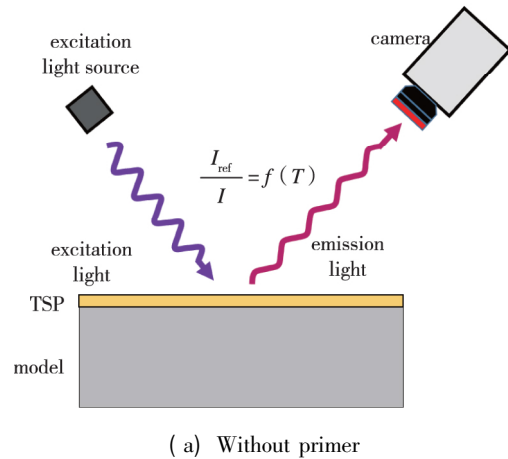


图 1 典型 TSP 测试系统
Fig. 1 Typical TSP test system

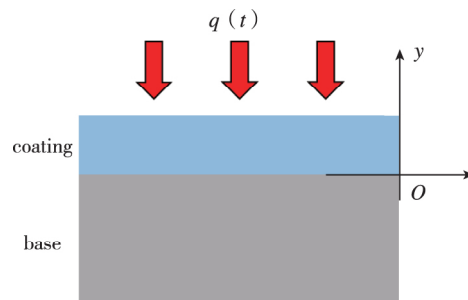


图 2 一维双层导热模型

Fig. 2 One-dimensional double-layer heat conduction model

Liu 等针对一维双层有限大模型下的导热反问题做了详细的讨论与分析,并基于 Laplace 变换推导出一种解析求解方法^[24-26]。同时,一些数值方法也可以用于求解该问题。但是,由于考虑了双层介质,上述两类方法都相对复杂。在实际应用中,往往希望能够简化导热问题从而获得更快速的计算方法。图 3 梳理了 TSP 测量中导热模型的简化过程以及对应的计算方法。一种简化方法是模型采用热物性参数与 TSP 接近的非金属材料(如 PVC 等),从而可将 TSP 和模型基层看作单一均匀介质。当热流在模型内部的影响深度有限时,可将导热过程简化为一维半无限大问题,进而利用 Cook-Felderman 方法计算热流^[16]。当热流影响仅局限于底漆层时,前述 TSP 与底漆构成的复合涂层,也满足一维半无限大假设。而对于金属模型,尽管其导热能力明显高于涂层,当风洞运行时间较短时,也可进行一定简化。此时,考虑到热量在金属基层内被迅速传导,短时间内基层表面温度变化不大,可以近似为初始温度。这样可将导热问题用只有涂层的一维单层导热模型来描述,再根据离散 Fourier 定律,基于涂层内的温度梯度计算热流^[7]。对于喷涂有底漆的情况(见图 1(b)),TSP 测得的温度可视为涂层上表面温度,涂层下表面温度与金属基层表面温度相等近似为初始温度,涂层内的温度梯度可通过计算 TSP 温度变化与涂层厚度的比值得到。

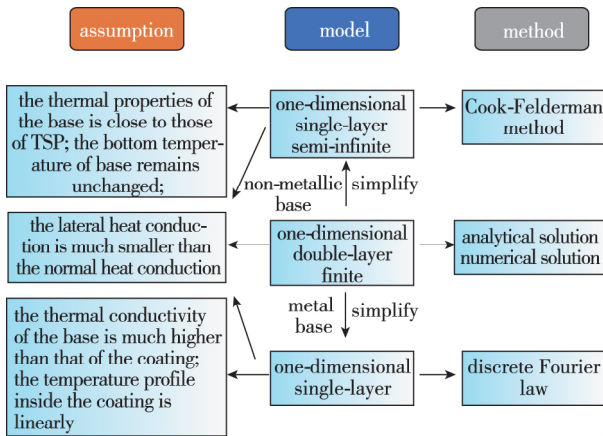


图 3 导热模型简化过程及对应的计算方法

Fig. 3 Simplification process of heat conduction model and corresponding calculation method

图 4 归纳总结了 TSP 热流测量相关文献中的试验工况及其对应的热流计算方法。其中横坐标表示风洞运行时间内的热影响层厚度与基层厚度的比值,该参数越小说明越接近半无限大假设。图中

纵坐标表示基层和涂层的热渗透参数^[26]的比值,该参数接近于 1 时涂层和基层可以视为均质层,而该参数越小表明基层和涂层的导热能力相差越大。因此,图 4 可划分为两个特征区域:左上方区域对应一维半无限大假设,下方区域对应只考虑涂层的一维单层假设。左上方区域一般包含两种试验工况:测试风洞为运行时间较长的暂冲式风洞,测试模型为非金属材料;测试风洞为运行时间很短的激波风洞,测试模型为喷涂一定厚度绝热底漆的金属模型。下方区域试验工况中的模型为金属材料,测试条件包括暂冲式风洞和激波风洞。在热流计算方法的选择上,左上方区域(一维半无限大假设)大多使用 Cook-Felderman 方法计算热流,下方区域(只考虑涂层的一维单层假设)大多使用离散 Fourier 定律方法计算热流,而基于一维双层导热模型的解析和数值求解方法适用于两个区域,更具普遍性。

下面将首先详细介绍一维双层导热模型的两类解法(解析解和数值解),以及两种简化后的导热模型解法。随后深入分析 TSP 热流测量精度的主要影响因素,包括 TSP 厚度, TSP 测得温度的真实位置以及材料热物性变化等。最后结合作者所在课题组的工作,展示 TSP 在暂冲式风洞与激波风洞两类典型高超声速风洞中的气动热测试应用实例。

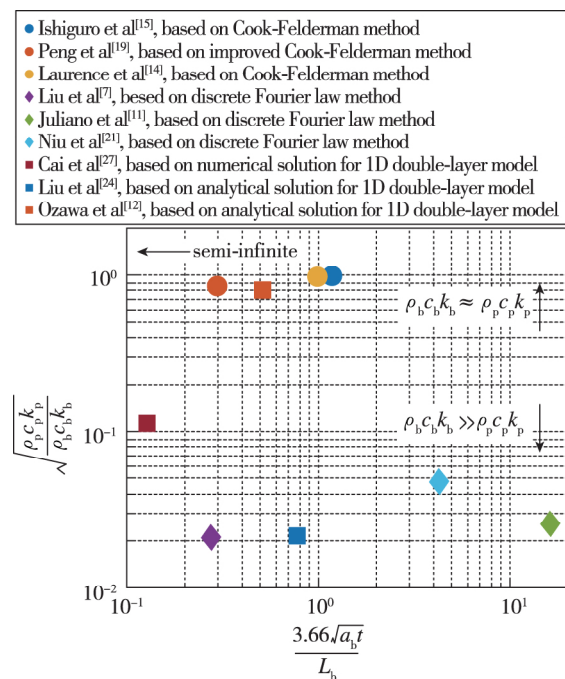


图 4 文献中基于 TSP 热流计算方法

Fig. 4 Calculation methods of heat flux based on TSP in the literature

1 基于 TSP 的热流密度计算方法

1.1 一维双层有限大导热模型

对于如图 2 所示的导热模型,涂层和基层的瞬态导热的控制方程为^[26]

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} - a_i \frac{\partial^2}{\partial y^2} \right) \theta_i(t, y) = 0 \quad (1)$$

式中, $i = p$ 或 b , 分别代表涂层和基层. $a = k/\rho c$ 表征热扩散系数, k , ρ 和 c 分别表示热导率、密度和比热容. $\theta = T(t, y) - T_{in}$ 表征温度变化, 其中 T_{in} 为初始温度.

涂层上表面边界条件为

$$q_s(t) = k_p \frac{\partial \theta_p(t, L_p)}{\partial y} \quad (2)$$

忽略涂层和基层之间接触热阻, 则涂层与基层界面的边界条件为

$$\theta_p(t, 0) = \theta_b(t, 0) \quad (3)$$

$$k_p \frac{\partial \theta_p(t, 0)}{\partial y} = k_b \frac{\partial \theta_b(t, 0)}{\partial y} \quad (4)$$

基层底面的边界条件为

$$k_b \frac{\partial \theta_b(t, -L_b)}{\partial y} = h_c \theta_b(t, -L_b) \quad (5)$$

式中, h_c 为对流换热系数, 一般为经验常数. 如果底面是绝热边界条件, 则 $h_c = 0$. 基于 Laplace 变化可推导出的解析解为

$$q_s(t) = \sqrt{\frac{\rho_p c_p k_p}{\pi}} \int_0^t \frac{\bar{W}(t-\tau)}{\sqrt{t-\tau}} \frac{d\theta_{ps}(\tau)}{d\tau} d\tau \quad (6)$$

上式的离散形式为

$$q_s(t_n) \cong \sqrt{\frac{\rho_p c_p k_p}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{\theta_{ps}(t_i) - \theta_{ps}(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} + \sqrt{t_n - t_{i-1}}} \times [\bar{W}(t_n - t_i) + \bar{W}(t_n - t_{i-1})] \quad (7)$$

其中, 涂层的影响以及有限大基层的影响包含在 \bar{W} 参数中, 上述公式的推导以及 \bar{W} 参数的表达式可参见 Liu 等的工作^[26].

除了上述解析解方法, 一些数值方法也可以用于一维双层有限大导热模型下的热流计算. 其中 Cai 等^[27] 提出了一种迭代算法, 用以修正涂层变热物性对热流计算的影响. 该方法的算法流程如图 5 所示. 计算过程中的 Φ 是用于联系 θ 和 q_s 的矩阵,

可通过有限差分或有限元等方法求解导热正问题得到. 在处理变热物性导热问题时, 矩阵 Φ 每次迭代都需要更新一次.

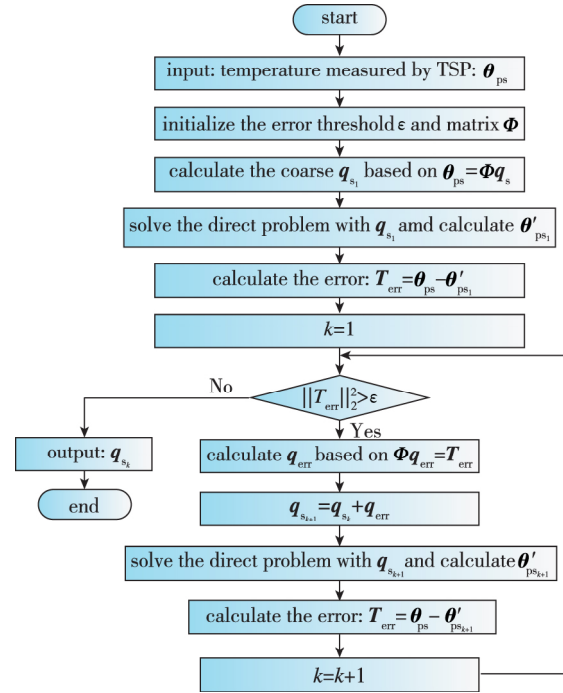


图 5 Cai 等提出的一种迭代算法的流程图^[27]

Fig. 5 Flow chart of an iterative algorithm proposed by Cai et al^[27]

除了上述迭代算法, 本文补充了两种常用于导热反问题的正则化算法: 共轭梯度方法^[28-30] 和 Levenberg-Marquardt(LM) 方法^[31-32]. 该类数值方法的核心是求解一个最小值问题, 其目标函数为

$$G(X) = \sum_{i=1}^n [T_{i,meas} - T_{i,cal}(X)]^2 \quad (8)$$

式中, n 为测得的时间尺度上的数据点, $T_{i,meas}$ 表示某个时刻测得的温度, 而 $T_{i,cal}$ 为某个时刻计算得到的温度, X 为待反演参数, 可以是涂层表面热流, 也可以是导热过程中其他参数, 如热物性参数等.

(1) 共轭梯度方法

共轭梯度法^[30] 中, 待反演参数的迭代公式为

$$X^{P+1} = X^P - \beta^P d^P \quad (9)$$

式中, P 为迭代次数, d 为搜索方向, β 为搜索步长. 搜索方向 d 的计算公式为

$$d^P = \nabla G(X^P) + r^P d^{P-1} \quad (10)$$

式中, ∇G 为目标函数的梯度

$$\nabla G(X) = 2J^T [T_{cal}(X) - T_{meas}] \quad (11)$$

J 为敏感系数矩阵

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial T_{1,cal}(X)}{\partial x_1} & \frac{\partial T_{1,cal}(X)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial T_{1,cal}(X)}{\partial x_m} \\ \frac{\partial T_{2,cal}(X)}{\partial x_1} & \frac{\partial T_{2,cal}(X)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial T_{2,cal}(X)}{\partial x_m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial T_{n,cal}(X)}{\partial x_1} & \frac{\partial T_{n,cal}(X)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial T_{n,cal}(X)}{\partial x_m} \end{bmatrix} \quad (12)$$

敏感系数矩阵 J 中的元素可以通过差分方法计算.

公式(10)中的 r 为共轭系数

$$r^p = \frac{\nabla G^T(X^p) \nabla G(X^p)}{\nabla G^T(X^{p-1}) \nabla G(X^{p-1})} \quad (13)$$

公式(9)中 β 的计算公式为

$$\beta^p = \frac{(J^p d^p)^T [T_{cal}(X^p) - T_{meas}]}{(J^p d^p)^T (J^p d^p)} \quad (14)$$

迭代过程的停机准则为

$$|G^{p+1} - G^p| < \varepsilon \quad (15)$$

式中, 误差限 ε 为一个很小的数.

共轭梯度法的计算步骤为:

步骤 1 初始化误差限 ε 和待反演参数向量 X ;

步骤 2 根据公式(10)~(14)计算搜索方向和步长;

步骤 3 根据公式(9)更新待反演参数;

步骤 4 检查停机准则, 如果满足则停止迭代,

否则重复步骤 2 和 3.

(2) Levenberg-Marquard (LM) 方法

在 LM 方法^[32]中, 待反演参数迭代公式为

$$X^{p+1} = X^p + \delta^p \quad (16)$$

其中, δ 由以下公式确定

$$[J^T J + \mu \text{diag}(J^T J)] \delta = J^T [T_{meas} - T_{cal}(X)] \quad (17)$$

式中, μ 表示阻尼系数, diag 表示取对角线元素. J 是敏感系数矩阵, 和共轭梯度方法中的定义一致. 停机准则也和共轭梯度方法中一致.

LM 方法的迭代过程为:

步骤 1 初始化误差限 ε 和待反演参数向量 X ;

步骤 2 计算敏感系数矩阵;

步骤 3 根据公式(16)更新待反演参数;

步骤 4 检查停机准则, 如果满足则停止迭代,

否则重复步骤 2 和 3.

针对一维双层导热模型, 解析解的方法相较于数值解更方便, 但是由于在推导解析解的过程中使用了常物性假设, 因此对变热物性问题, 解析解方法略显不足. 此外, 未来在将一维导热模型推广至三维导热模型的过程中, 数值解相比解析解更容易实现. 在上述 3 种解析解方法中, 第 1 种迭代方法相较于后两种正则化方法, 算法过程更简单, 但是正则化方法不仅可以实现导热过程中热流的反演, 还可以实现其他导热过程中参数(如材料的热物性参数)的反演. 而正则化方法中, LM 方法迭代速度相比共轭梯度法更快, 算法相对简洁, 但在欠定问题中, 共轭梯度方法对初值敏感性相对共轭梯度方法更小, 适用于求解缺少初始时段温度信息情况下的热流密度.

1.2 简化的导热模型

当基层材料的热物性参数与 TSP 接近时, 可将 TSP 和基层一并视为均匀介质. 当热流在模型内的热影响深度有限时, 导热模型可以简化为一维半无限大. 该问题具有如公式(18)所示的解析解^[16].

$$q_s(t) = \sqrt{\frac{\rho_p c_p k_p}{\pi}} \left[\frac{\theta_{ps}(t)}{\sqrt{t}} + \frac{1}{2} \int_0^t \frac{\theta_{ps}(t) - \theta_{ps}(\tau)}{(t - \tau)^{3/2}} d\tau \right] \quad (18)$$

式(18)的离散形式为

$$q_s(t_n) \cong \frac{2\sqrt{\rho_p c_p k_p}}{\sqrt{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{\theta_{ps}(t_i) - \theta_{ps}(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} + \sqrt{t_n - t_{i-1}}} \quad (19)$$

该公式最早由 Cook 等提出^[33], 在测热技术中得到广泛使用. 对比公式(7)和(19)可以发现, 当 $\bar{w} = 1$ 时, 公式(19)简化为公式(7).

当基层材料的导热能力远高于 TSP 时, 若风洞测试时间较短, 基层温度变化小, 可将其近似为初始温度. 因此可以忽略基层, 只研究涂层内部的导热过程. 这里的涂层指的是 TSP 与底漆构成的复合层. 风洞运行一段时间后 ($\tau \propto L_p^2/\alpha_p$), 其内部的温度可近似为线性分布(沿法向), 根据离散 Fourier 定律可以计算得到热流^[7].

$$q_s(t) = k_p \frac{\partial \theta_{ps}}{\partial y} \approx k_p \frac{\theta_{ps}}{L_p} \quad (20)$$

式中, θ_{ps} 为涂层表面的温度变化, 由于 TSP 厚度相对于底漆小得多, 可以将 TSP 测得的温度变化视为

涂层表面温度变化; k_p 和 L_p 分别为涂层的导热系数和厚度. 为提高热流计算精度, Liu等给出一种考虑基层温度变化的修正方法^[10 26].

$$q_s(t) \cong k_p \frac{\theta_{ps}(t)}{L_p} - \sqrt{\frac{\rho_p c_p k_p}{\pi}} \left[\frac{\theta_{ps}(t)}{\sqrt{t}} + \frac{1}{2} \int_0^t \frac{\theta_{ps}(t) - \theta_{ps}(\tau)}{(t - \tau)^{3/2}} d\tau \right] \quad (21)$$

上式右边第1项即为离散 Fourier 定律, 第2项是修正项, 修正了基层温度变化带来的影响.

2 热流密度测量精度的影响因素

影响 TSP 热流测量精度的因素主要包括 TSP 的厚度, TSP 测得温度的真实位置, 涂层等材料的热物性随温度变化等. 这些因素的影响程度与试验工况以及所采用的热流计算方法紧密关联.

Nagai 等^[16] 通过实验方法研究 TSP 厚度对热流计算结果(采用 Cook-Felderman 方法)的影响, 发现厚度越小, 计算结果越精确. Liu 等^[24] 研究了 TSP 厚度对热流计算结果的影响, 发现厚度对非金属基层的影响程度要远弱于金属基层. 同时, TSP 厚度在空间的不均匀分布也会影响热流计算的精度. TSP 和底漆一般由空气喷枪喷涂于模型表面, 喷涂过程中, 很难保证厚度在空间上分布均匀. TSP 厚度可由测厚仪测量, 但测厚仪为单点式测量方式, 难以获得全场厚度分布. 针对该问题, Liu 等^[10] 提出利用风洞运行期间 TSP 测得温度的衰减曲线确定其厚度的空间分布.

Ozawa 等^[12] 基于理论分析 TSP 厚度对热流计算的影响时, 指出了另一个影响因素, 即 TSP 内部存在明显的温度梯度, 这导致 TSP 测得的温度(即表观温度)并不是其表面温度, 而是位于 TSP 表面和底面之间某一位置处的温度. Liu 等^[24] 认为由于 TSP 很薄, 可以将 TSP 测得的温度视为 TSP 的平均温度. 但这种近似方法的误差将随 TSP 厚度与热流密度的增加而变大. 针对该问题, Liu 等^[34] 建立了 TSP 内部的光传输模型(如图6所示), 进而推导出以下 TSP 的表观温度公式

$$\frac{T_{app}}{T_{ref}} = f^{-1} \left(\frac{\sum_{j=1}^M D_{exc sj} D_{emi sj}}{\sum_{j=1}^M D_{exc sj} D_{emi sj} / f(T_j / T_{ref})} \right) \quad (22)$$

式中, T_{app} 为 TSP 的表观温度, T_{ref} 为参考温度, M

为 TSP 被划分的子层数, 函数 f 为 TSP 的标定曲线函数, $D_{exc sj}$ 和 $D_{emi sj}$ 分别为相机与 TSP 子层的辐射传递因子. 由上述公式可知, TSP 测得的温度与 TSP 内部的热传导、光传输以及涂料敏感性等因素有关, 影响因素多, 相互作用机制较为复杂. 进一步分析表明, 表观温度与平均温度之间的差异是普遍存在的. 仅在涂层较薄, 表面热流较小, 基层导热能力较差的情况下, 平均温度和表观温度差异较小, 此时可以将表观温度近似为 TSP 层的平均温度计算热流.

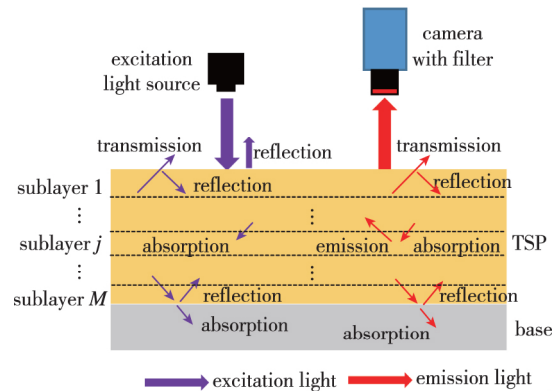


图6 TSP层内光的传输模型

Fig. 6 Model of light transfer inside the TSP layer

测试过程中, 当 TSP 温度变化较小时, 其材料的热物性参数如导热系数, 比热容等可视为常数. 当风洞运行时间较长, 热流较高时, TSP 温度变化较大, 其材料的热物性参数会随之发生明显变化, 此时基于常热物性的热流计算将存在一定误差. Cai 等^[27] 研究了变热物性对热流计算的影响, 并提出利用迭代算法计算热流从而修正该影响. TSP 的热物性参数与其配方及制备工艺相关, 一般可采用类似的 PVC 等材料的热物性参数作为替代, 也有文献测得所用的 TSP 在某个温度下的热物性参数, 但是目前较宽温度范围内完整的 TSP 热物性参数信息较为缺乏. 针对该问题, 结合 TSP 测温数据和热流传感器数据的在线标定方法可以用于反演风洞运行期间 TSP 内热物性参数的平均值^[13 35].

3 TSP 在高超声速气动热测试中的应用

3.1 暂冲式风洞

常规暂冲式风洞的总温不高, 但运行时间相对较长, 可以持续几秒到几百秒. 在该类风洞中利用 TSP 进行气动热测试过程中, 尽管热流密度较小, 但当持续时间较长时, 模型表面升温也比较明显.

此时对于金属模型而言,一维半无限大假设不再成立,而使用离散 Fourier 定律时须考虑基层温度变化幅度对计算结果的影响. 对于非金属模型而言,当热流影响深度未到达模型底面时,一维半无限大假设仍相对合理,但须考虑 TSP 测温真实位置以及变热物性对热流计算的影响. 下面以作者所在课题组在南京航空航天大学高超声速风洞(NHW)中开展的工作为例详细说明 TSP 热流测量方法^[19].

NHW 风洞是一座高压吹-真空抽气式风洞. 试验来流 $Ma = 5$, 总温 $T_0 \approx 500 \text{ K}$, 风洞运行时间约为 8 s. 试验模型为 HB-2 标准模型, 其外壳由 10 mm 厚的 PVC 制成. TSP 直接喷涂于 PVC 外壳表面, 喷涂厚度在 20 μm 左右. 测试系统示意图如图 7 所示.

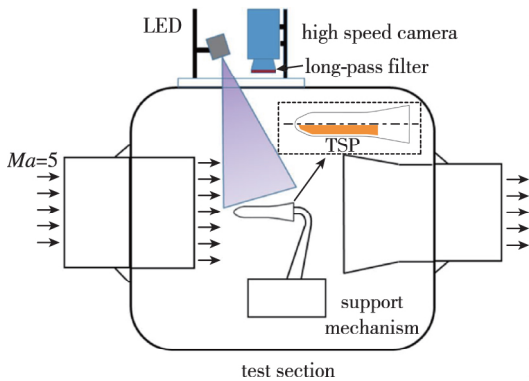


图 7 测试系统示意图

Fig. 7 Schematic diagram of test system

室温下 PVC 的热物性参数为: $\rho = 1\,300 \text{ kg/m}^3$, $c = 1\,540 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, $k = 0.16 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$. TSP 的热物性参数与 PVC 相近, 且 PVC 基层较厚, 满足一维半无限大假设, 根据前面的讨论可以考虑使用 Cook-Felderman 方法计算热流. 但是 TSP 测得的温度并不是表面温度, 在该试验中可视为 TSP 的平均温度, 即 TSP 内部 10 μm 处的温度. 由于风洞运行时间较长, 期间 TSP 的温度变化显著, 导致变热物性的影响不可忽略. 因此直接采用 Cook-Felderman 方法将引入一定温差. 针对上述问题, 采用了迭代方法进行修正, 其数据处理流程如图 8 所示. 基于迭代算法与直接采用 Cook-Felderman 方法的热流计算结果对比如图 9 所示. 考虑到 TSP 测温位置以及变热物性的影响后, 迭代算法得到的热流值明显

小于 Cook-Felderman 方法的结果. 直接采用 Cook-Felderman 方法计算热流, 其误差约为 20%.

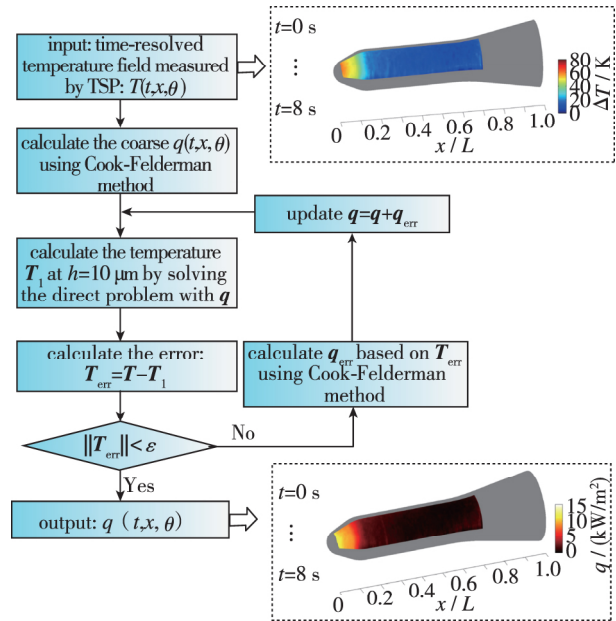


图 8 数据处理流程

Fig. 8 Flow chart of data processing

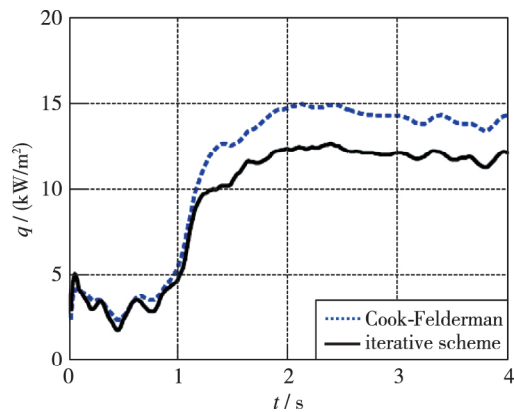
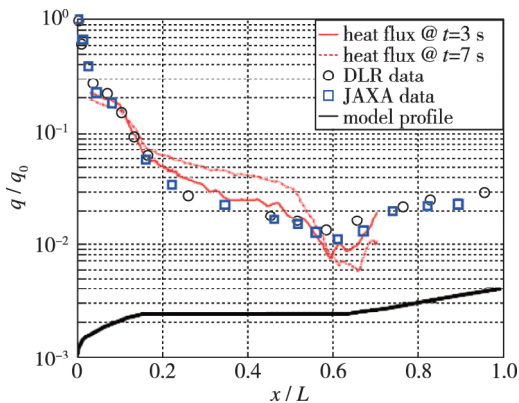


图 9 迭代算法与 Cook-Felderman 方法计算结果对比^[19]

Fig. 9 Comparison of results obtained by iterative scheme and Cook-Felderman method^[19]

对 TSP 测温结果中的每一个像素点的温度数据采用上述迭代算法计算后, 即可获得时间解析的热流场. 特定时刻下模型表面的流向热流分布如图 10 所示, $t = 3 \text{ s}$ 时的热流数据与文献值^[36-37]吻合较好, $t = 7 \text{ s}$ 时热流分布相对于参考值有所偏离. 这是由于随着测试的进行, 侧向导热的影响越来越大, 使得一维半无限大假设不再满足.

图 10 模型表面流向热流分布^[19]Fig. 10 Streamwise heat flux distributions on the model^[19]

3.2 激波风洞

激波风洞总温上限高,但运行时间较短,一般为几毫秒到几十毫秒.尽管风洞持续时间短,热流的影响深度有限,但当来流总温较高时,所产生的高热流也会导致模型表面明显的温度变化.对于非金属模型或喷涂有一定厚度底漆的金属模型而言,由于满足一维半无限大假设,可以采用 Cook-Felderma 方法计算热流,但须考虑 TSP 厚度、TSP 测温真实位置和变热物性影响.对于未喷涂底漆的金属模型而言,采用离散 Fourier 定律的热流计算结果受 TSP 厚度、TSP 热物性和基层表面温度变化影响很大,精度较差.同时,高焓激波风洞中 TSP 测量还面临一个重要挑战:高总温来流将伴随有明显的自发光效应,严重干扰 TSP 的信号质量^[38-39].可采用的解决方案包括提升 TSP 信号强度并使用窄带滤镜以提升信噪比,或者开发图像处理技术分离背景光与 TSP 信号.下面以作者所在课题组最近在中科院力学所 JF-12 风洞开展的工作为例,具体探讨在此类极端条件下进行 TSP 测量的挑战与对策.

JF-12 风洞是一座高超声速飞行复现风洞,能够模拟 $Ma = 5 \sim 9$,高度 25~50 km 飞行环境,运行时间达到 130 ms 以上,远超国际同类型风洞^[40-41].试验时风洞的来流 $Ma = 7$,总温 $T_0 = 3\,000\text{ K}$.测试系统如图 11 所示.测试模型为一进气道部件,模型由不锈钢制成(热物性参数为: $\rho = 8\,825\text{ kg/m}^3$, $c = 420\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$, $k = 20\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$).模型中轴线上布置有一列热流传感器(B1-B12).实验前选择了中轴线附近两块区域直接喷涂 TSP,对测量技术进行验证.考虑到风洞测试环境比较恶劣,TSP 喷涂较厚,但其真实的厚度以及测温范围内的热物性参数难以准确确定,这对热流测量提出了挑战.同时,风

洞启动时强烈的背景辐射光,严重干扰了 TSP 的光信号,导致风洞运行前一段时间的 TSP 数据难以使用,这进一步提高了热流测量的难度.

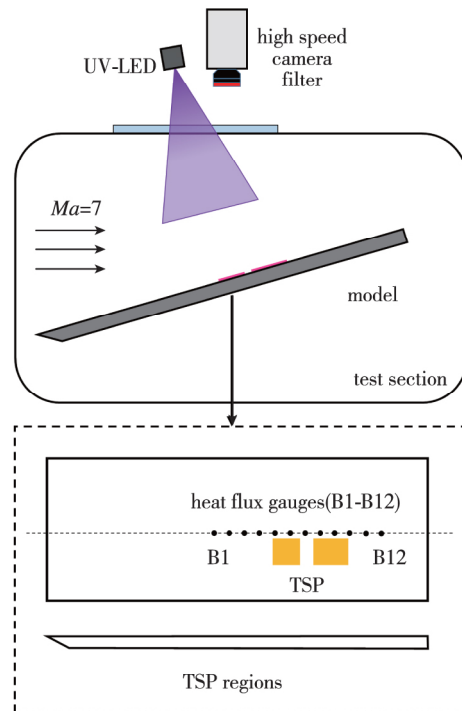


图 11 测试系统示意图

Fig. 11 Schematic diagram of test system

针对上述一系列问题与挑战,提出一种在线标定 TSP 参数的方法,利用部分热流传感器数据结合 TSP 测温数据反演得到 TSP 的厚度以及热物性参数,再基于一维双层导热模型,利用数值方法计算热流,具体流程如图 12 所示.试验过程中个别热流传感器数据异常,最终选择了 TSP 附近的 B5, B6 和 B10 这 3 个传感器进行处理.传感器附近的 TSP 温度数据如图 13 所示,由于风洞启动时背景辐射光过强,无法提取初始 40 ms 的 TSP 温度数据.这里反演 TSP 厚度以及热物性参数使用的是前述 LM 方法.计算热流时选用共轭梯度法.这是由于缺少了初始时段的温度信息,因此待求解变量(热流)多于已知量(温度),成为欠定的导热问题.经过仿真验证,在初始值设置合理的情况下,共轭梯度法仍能够有效地反演得到 40 ms 以后的热流数据.

结合热流传感器的结果和 TSP 的测温结果反演得到的 TSP 参数为: $\rho ck = 1.54 \times 10^5\text{ kg}^2/(\text{K}^2 \cdot \text{s}^5)$, $k/L = 6.6 \times 10^{-4}\text{ (m}^2 \cdot \text{K)}/\text{W}$.根据这两个参数即可确定 TSP 内的导热过程.考虑到风洞运行期间 TSP 温度变化较大,同时 TSP 厚度的空间分布也不是完全均匀,因此反演得到的参数实际上是综合了

温度变化与厚度不均匀效果的平均值.

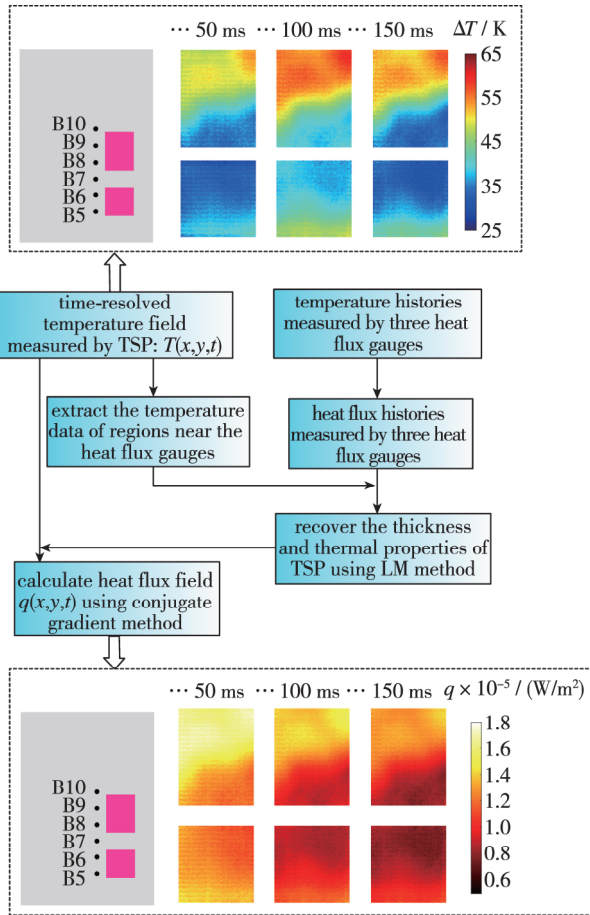


图 12 数据处理流程图
Fig. 12 Flow chart of data processing

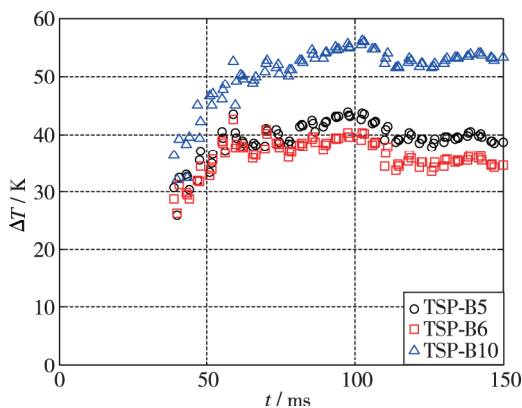


图 13 热流传感器附近 TSP 的测温结果
Fig. 13 Temperature histories measured by TSP near heat flux gauges

根据反演得到的 TSP 参数结合 TSP 温度数据计算得到的热流结果如图 14 所示. TSP 测得的热流结果与热流传感器结果吻合较好, 验证了反演参数以及共轭梯度法计算热流的有效性. 在 TSP 厚度及热物性参数难以精确获得的情况下, 这种结合热流传感器数据进行在线标定的方法不失为一种有效的工程方法. 该方法还能够应对高总温测试条件下部分 TSP 数据由于强烈背景辐射干扰而缺失的困难.

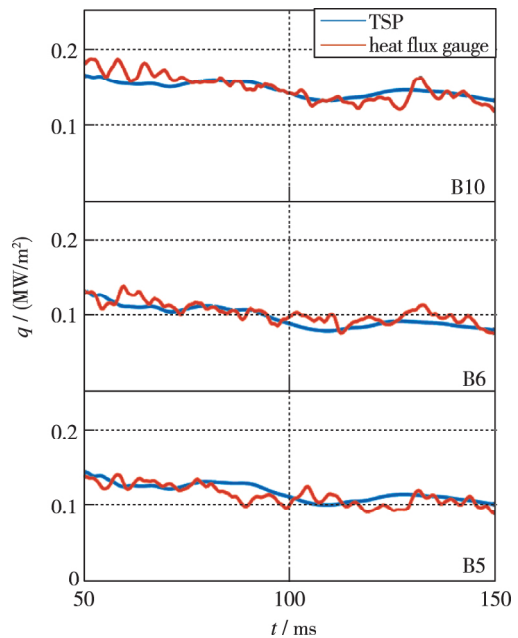


图 14 TSP 与热流传感器结果对比
Fig. 14 Comparisons between results measured by TSP and heat flux gauges

4 结论与展望

温敏涂料 TSP 可实现高空间分辨率的全场温度测量, 进而可基于 TSP 温度数据计算热流密度. 热流计算的通用方法是基于一维双层导热模型使用解析解或数值方法求解导热反问题. 在实际应用中, 可对上述问题进行以下简化: (1) 当基层热物性参数与涂层接近时, 可以将涂层和基层视为均匀介质, 将导热过程简化为一维半无限大, 从而利用 Cook-Felderman 方法计算热流; (2) 当基层导热能力远大于涂层时, 可以将导热问题简化为只考虑涂层的一维单层导热模型, 采用离散 Fourier 定律方

法计算热流. 计算过程中, 应考虑涂层厚度、TSP 测得温度的真实位置和热物性随温度变化等因素的影响.

考虑到暂冲式风洞与激波风洞的各自特点, 在上述两类高超风洞中利用 TSP 进行气动热测量的方法也有所区别. 在暂冲式风洞中, 可采用基层材料与 TSP 热物性匹配的方法, 从而满足一维半无限大假设, 再利用迭代算法修正 TSP 测温位置以及材料热物性变化的影响, 即可获得准确的热流结果. 在高焓激波风洞中, 在不锈钢基层上直接喷涂 TSP, 基于一维双层导热模型, 利用热流传感器数据在线标定得到 TSP 的厚度以及热物性参数, 接着利用共轭梯度法基于 TSP 温度数据反演得到热流.

后续为进一步提高热流测量的精度, 可在以下几方面做出改进:

(1) 改进喷涂技术, 提高 TSP 厚度分布的均匀性, 发展高精度全场涂层测厚技术;

(2) 尽可能减小涂层厚度, 采用导热能力较差基底, 从而减小将 TSP 测得温度视为平均温度带来的误差;

(3) 获取准确的 TSP 热物性参数以及其随温度变化关系;

(4) 将一维导热模型推广至三维导热模型, 减小侧向导热的影响.

参考文献 (References)

- [1] 杨亚政, 李松年, 杨嘉陵. 高超音速飞行器及其关键技术简论[J]. 力学进展, 2007, 37(4): 537-550.
Yang Y Z, Li S N, Yang J L. A review on hypersonic vehicles and key technologies [J]. Advances in mechanics, 2007, 37(4): 537-550 (in Chinese).
- [2] Wang Z G, Sun X W, Huang W, et al. Experimental investigation on drag and heat flux reduction in supersonic/hypersonic flows: a survey [J]. Acta Astronautica, 2016, 129: 95-110.
- [3] Schneider S P. Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(1/2): 1-50.
- [4] Clemens N T, Narayanaswamy V. Low-Frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46: 469-492.
- [5] Funderburk M L, Narayanaswamy V. Spectral signal quality of fast pressure sensitive paint measurements in turbulent shock-wave/boundary layer interactions [J]. Experiments in Fluids, 2019, 60(10): 154.
- [6] Liu T S, Sullivan J P. Pressure and Temperature Sensitive Paints [M]. Berlin Heidelberg: Springer, 2005: 8-11.
- [7] Liu T, Campbell B T, Sullivan J P, et al. Heat transfer measurement on a waverider at Mach 10 using fluorescent paint [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1995, 9(4): 605-611.
- [8] Hubner J P, Carroll B F, Schanze K S, et al. Temperature and pressure-sensitive paint measurements in short-duration hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2001, 39(4): 654-659.
- [9] Hubner J P, Carroll B F, Schanze K S. Heat-transfer measurements in hypersonic flow using luminescent coating techniques [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2002, 16(4): 516-522.
- [10] Liu T S, Ward C A, Rubal J, et al. Heat-flux measurements with temperature-sensitive paint in a Mach-6 quiet tunnel [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(2): 282-293.
- [11] Juliano T J, Borg M P, Schneider S P. Quiet tunnel measurements of HIFIRE-5 boundary-layer transition [J]. AIAA Journal, 2015, 53(4): 832-846.
- [12] Ozawa H, Laurence S J, Schramm J M, et al. Fast-response temperature-sensitive-paint measurements on a hypersonic transition cone [J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(1): 1853.
- [13] Risius S, Beck W H, Klein C, et al. Determination of heat transfer into a wedge model in a hypersonic flow using temperature-sensitive paint [J]. Experiments in Fluids, 2017, 58(9): 117.
- [14] Laurence S J, Ozawa H, Martinez Schramm J, et al. Heat-flux measurements on a hypersonic inlet ramp using fast-response temperature-sensitive paint [J]. Experiments in Fluids, 2019, 60(4): 70.
- [15] Ishiguro Y, Nagai H, Asai K, et al. Visualization of hypersonic compression corner flows using temperature- and pressure-sensitive paints [R]. AIAA 2007-118, 2007.
- [16] Nagai H, Ohmi S, Asai K, et al. Effect of temperature-sensitive-paint thickness on global heat transfer measurement in hypersonic flow [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2008, 22(3): 373-381.
- [17] 尚金奎, 王鹏, 陈柳生 等. TSP 技术在转捩检测中的应用研究 [J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 464-469.
Shang J K, Wang P, Chen L S, et al. Application research of TSP technique in transition detection [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(4): 464-469 (in Chinese).

- nese).
- [18] 张扣立,周嘉穗,孔荣宗,等. CARDC 激波风洞 TSP 技术研究进展[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(6): 738-743.
Zhang K L, Zhou J S, Kong R Z, et al. Development of TSP technique in shock tunnel of CARDC[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(6): 738-743(in Chinese).
- [19] Peng D, Jiao L R, Sun Z J, et al. Simultaneous PSP and TSP measurements of transient flow in a long-duration hypersonic tunnel[J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(12): 188.
- [20] Peng D, Xie F T, Liu X, et al. Experimental study on hypersonic shock-body interaction between bodies in close proximity using translucent fast pressure- and temperature-sensitive paints[J]. Experiments in Fluids, 2020, 61(5): 120.
- [21] 牛海波,易仕和,刘小林,等. 压缩拐角流动中 Görtler 涡特性及热流分布实验研究[J]. 气体物理, 2018, 3(5): 48-55.
Niu H B, Yi S H, Liu X L, et al. Experimental investigation of the Görtler vortex and heat flux distribution on the compression ramp flow[J]. Physics of Gases, 2018, 3(5): 48-55(in Chinese).
- [22] Zhu Y D, Chen X, Wu J Z, et al. Aerodynamic heating in transitional hypersonic boundary layers: role of second-mode instability[J]. Physics of Fluids, 2018, 30(1): 011701.
- [23] 曾磊,石友安,孔荣宗,等. 薄膜电阻温度计原理性误差分析及数据处理方法研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(1): 79-83.
Zeng L, Shi Y A, Kong R Z, et al. Study on principle error analysis and data processing method of thin film resistance thermometer[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(1): 79-83(in Chinese).
- [24] Liu T S, Cai Z M, Lai J H, et al. Analytical method for determining heat flux from temperature-sensitive-paint measurements in hypersonic tunnels[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2010, 24(1): 85-94.
- [25] Liu T S, Montefort J, Stanfield S, et al. Analytical inverse heat transfer method for temperature-sensitive-coating measurement on a finite base[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 118: 651-662.
- [26] Liu T, Montefort J, Stanfield S, et al. Inverse heat transfer methods for global heat flux measurements in aerothermodynamics testing[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 107: 1-18.
- [27] Cai Z M, Liu T S, Wang B, et al. Numerical inverse heat transfer analysis for temperature-sensitive-paint measurements in hypersonic tunnels[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(1): 59-67.
- [28] Huang C H, Wu H H. An inverse hyperbolic heat conduction problem in estimating surface heat flux by the conjugate gradient method[J]. Journal of Physics D Applied Physics, 2006, 39(18): 4087-4096.
- [29] Zhou J H, Zhang Y W, Chen J K, et al. Inverse heat conduction using measured back surface temperature and heat flux[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2012, 24(1): 95-103.
- [30] 宋馨,张有为,刘自军. 反演航天器在轨瞬态外热流的导热反问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2061-2066.
Song X, Zhang Y W, Liu Z J. Inverse heat conduction problem for transient external heat flux inversion of spacecraft on orbit[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2061-2066(in Chinese).
- [31] Cui M, Yang K, Xu X L, et al. A modified Levenberg-Marquardt algorithm for simultaneous estimation of multi-parameters of boundary heat flux by solving transient nonlinear inverse heat conduction problems[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 97: 908-916.
- [32] Rodriguez-Quinonez J C, Sergiyenko O, Gonzalez-Navarro F F, et al. Surface recognition improvement in 3D medical laser scanner using Levenberg-Marquardt method[J]. Signal Processing, 2013, 93(2): 378-386.
- [33] Cook W J, Felderman E J. Reduction of data from thin-film heat-transfer gages—a concise numerical technique[J]. AIAA Journal, 1966, 4(3): 561-562.
- [34] Liu X, Shao H, Zhou W, et al. Apparent temperature in temperature-sensitive paint measurement and its effect on heat flux determination in hypersonic flow[J]. Measurement Science and Technology, 2020, in press: <https://doi.org/10.1088/1361-6501/ab9fd9>.
- [35] Liu T S, Risius S. In-situ calibration for temperature-sensitive-paint heat-flux measurement on a finite base[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 140: 420-425.
- [36] Robinson M, Hannemann K. Short duration force measurements in impulse facilities[R]. AIAA 2006-3439, 2006.
- [37] Kuchi-Ishi S, Watanabe S, Nakakita K, et al. Comparative Heat Flux Measurements Between Three Hypersonic Test Facilities at NAL[R]. AIAA 2003-4254, 2003.
- [38] Beck W H, Klein C, Henne U, et al. Application of temperature and pressure sensitive paints to DLR hypersonic

- facilities: lessons learned [R]. AIAA 2015-0023, 2015.
- [39] Peng D, Liu Y Z. Fast pressure-sensitive paint for understanding complex flows: from regular to harsh environments [J]. *Experiments in Fluids*, 2020, 61(1): 8.
- [40] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究 [J]. *力学学报*, 2012, 44(5): 824-831.
- Jiang Z L, Li J P, Zhao W, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(5): 824-831(in Chinese).
- [41] Jiang Z L, Yu H R. Experiments and development of long-test-duration hypervelocity detonation-driven shock tunnel (LHDs) [R]. AIAA 2014-1012, 2014.