

高超声速高焓条件下的内嵌式温敏漆测量方法¹⁾苑朝凯^{*,2)} 姜宗林^{*,†}^{*}(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)[†](中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要 热流密度点测量结果并不能完全反映详细的热流分布特征, 尤其是针对热流梯度较大、热流分布复杂的区域, 需要热流密度场测量技术以获取全场精细的热流分布特征. 应用温敏漆测量热流密度场的方法得到了广泛应用, 但实验条件来流总温较低, 与真实飞行环境存在明显差异, 真实飞行条件下的辐射效应严重限制了温敏漆技术的应用. 针对高超声速高焓条件下缺乏热流密度场测量方法的难题, 提出了内嵌式温敏漆测量方法, 基本思想是利用温敏漆测量内壁面温度的变化历程结合热传导反问题的求解确定热流密度. 本文详细介绍了内嵌式温敏漆测量方法的测量原理、测量系统构成、数据处理方法、设计原则及该测量方法的优势. 针对高超声速风洞实验中常见的阶跃、线性和局部突变等热流密度分布进行了数值验证, 验证了内嵌式温敏漆测量方法的可行性, 并分析了风洞实验温度测量精度及噪声对测量结果的影响. 内嵌式温敏漆测量方法可用于测量高超声速真实飞行环境下细致的气动热特征, 扩展了温敏漆测量方法的应用范围, 解决了高超声速高焓条件下缺乏热流密度场测量方法的难题.

关键词 温敏漆, 热流密度场, 辐射效应, 高超声速流动, 辨识方法

中图分类号: V211.7 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-279

MEASUREMENT METHOD OF EMBEDDED TEMPERATURE SENSITIVE PAINT
UNDER HYPERSONIC HIGH ENTHALPY CONDITIONS¹⁾Yuan Chaokai^{*,2)} Jiang Zonglin^{*,†}^{*}(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)[†](School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract The heat flux measurement results of point sensors cannot fully reveal the detailed heat flux distribution characteristics, especially for the areas with large heat flux gradient and complex heat flux distribution. Measurement methods of heat flux field are needed to meet the demand. The method of temperature sensitive paint has been widely used to measure heat flux field. However, the stagnation temperature of the test condition is much lower than the real flight condition. The radiation effect under hypersonic high enthalpy conditions seriously limits the application of temperature sensitive paint. To solve this problem, the embedded temperature sensitive paint method is proposed. The heat flux field is determined by the solution of the inverse heat conduction problem with inner wall temperature history measured by temperature sensitive paint. In this paper, the measurement principle, system composition, data processing method, design principle and advantages of the embedded temperature sensitive paint method are introduced in detail.

2021-06-18 收稿, 2021-11-12 录用, 2021-11-13 网络版发表.

1) 国家自然科学基金资助项目 (11602275).

2) 苑朝凯, 高级工程师, 主要研究方向: 高超声速测量技术. E-mail: yuanck@imech.ac.cn

引用格式: 苑朝凯, 姜宗林. 高超声速高焓条件下的内嵌式温敏漆测量方法. 力学学报, 2022, 54(1): 48-58

Yuan Chaokai, Jiang Zonglin. Measurement method of embedded temperature sensitive paint under hypersonic high enthalpy conditions. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(1): 48-58

The feasibility of this method is verified by numerical simulation with typical heat flux distribution. Also, the influence of temperature measurement accuracy and noise on the measurement results are analyzed. The embedded temperature sensitive paint method can be applied in the hypersonic real flight condition to reveal the detailed characteristics of the heat flux field. This method extends the application of temperature sensitive paint and solves the problem of heat flux field measurement under hypersonic high enthalpy conditions.

Key words temperature sensitive paint, heat flux field, radiation effect, hypersonic flow, identification algorithm

引言

高超声速吸气动力飞行器有望实现更加便捷、安全和低成本的天地往返飞行^[1-3]。由于高超声速吸气动力飞行器的机身、推进系统和热防护系统采用一体化设计,飞行器外流和推进系统内流存在强烈的耦合作用。这些特征使得高超声速飞行器各部件的设计与所处热环境息息相关,例如:

(1) 燃烧室: 燃烧室是冲压发动机设计的核心问题之一,要保证在有限空间、有限时间内将化学能最大限度的转换为热能。热流密度是研究燃烧室燃烧过程的重要物理量,也是评估其燃烧状态、燃烧效率及相关性能的必要条件^[4]。对于燃烧室实际工况,不考虑壁面热损失对流动状态、燃烧效率及推力等参数的评估会产生明显偏差。此外,对于双模态燃烧室,模态转换通过控制释热分布使气流热雍塞形成热流喉道代替物理喉道,形成热雍塞时壁面热流显著增加^[5],而壁面热损失将降低热雍塞能力^[6],壁面热流密度测量结果有利于精准地控制模态转换。

(2) 进气道: 进气道是冲压发动机的气动部件,其功能是捕获足够的空气并进行高效率的减速压缩,向燃烧室提供一定压力、温度和流量的空气。进气道性能不仅与其几何构型相关,更涉及进气道中存在的边界层转捩、激波与边界层及激波与激波的相互作用等复杂的流动过程,而这些复杂流动区域恰恰伴随着明显的热流密度变化,使得热流密度测量成为分析这些复杂流动的有力手段,测量结果是进气道优化设计的重要依据。

(3) 热防护系统: 热防护系统是飞行器设计中最具挑战的环节^[7],吸气动力飞行器的燃烧室承受了气动加热与燃烧释热的双重加热问题,导致壁面热流很高,需要主动冷却才能保证正常工作。以机载燃料为冷却剂的再生冷却被认为是有效的冷却方法之一^[8],通过燃料温升和裂解反应吸收热量进行热防护。防热的同时还有利于充分利用燃烧产生的能量,

提高净推力。燃烧室壁面热流密度的分布及峰值位置是热防护系统设计的最主要依据^[9-10],主要原因是再生冷却过程中燃料在临界区与裂解区物性参数急剧变化,一旦发生堵塞,单位面积冷却通道能够通过的冷却剂流量就下降,流量的下降会反过来导致冷却燃料温度的进一步提高,形成正反馈机制,最终导致整个冷却系统的失败^[11]。

鉴于热环境特性对飞行器设计的重要性,热流密度测量技术一直是高超声速领域的研究重点,并发展了多种测量技术^[12-15]。目前热电偶^[16]、直写热电堆型热流计^[10]、Gardon 热流计^[5]等单点测量技术在高超声速飞行器热环境测试中发挥着重要作用,但若干点的测量结果并不能完全反映详细的热流分布特征,尤其是针对热流梯度较大、热流分布复杂的区域,需要热流密度场测量技术以获取全场精细热流分布特征。

热流密度场测量技术主要有红外热图技术和温敏漆(TSP)技术。红外热图技术在常规高超声速风洞中具有广泛应用,但由于红外相机成像帧频较低,限制了该技术在高温脉冲风洞中的应用。TSP是近年来发展较为快速的热流密度场测量技术,利用光致发光的热猝灭效应,其辐射强度随温度的升高而降低,通过测量温敏漆的辐射强度变化确定温度变化,结合材料的物性参数确定热流密度。温敏漆测量技术在国内外得到了广泛应用,但目前大多数实验来流条件总温较低,与真实的高温流场存在差异^[17-22]。

高温流场中伴随的辐射效应是限制温敏漆技术应用的主要因素之一^[23-24]。对于高超声速飞行器,辐射效应主要来源于燃烧室内的化学反应和激波层内的高温气体。对于前者的认识相对比较清楚,并用于诊断火焰结构和燃烧释热过程^[25-26]。对于高温气体辐射的研究一般针对再入环境等气体存在明显电离的情况^[27-28],但对于吸气动力飞行器焓值较低的飞行环境下同样存在辐射效应。相关文献从理论上进行了解释:高焓电离环境下,电子激发主要是由于电

子碰撞造成的, 辐射效应强, 对流场参数影响明显; 在焓值不足以引起电离时, 电子激发主要是由于高能中性粒子间碰撞造成的, 相对电子碰撞效率较低, 对流场参数影响可忽略, 但对基于辐射测量的方法影响明显^[29-31]. 实验方面, Geraets 等^[32]指出辐射条件下 TSP 技术测量困难; 同时 HEG, HIEST 和 JF-12 等风洞中总焓大于 3.5 MJ/kg 温敏漆测量实验结果表明: 在这些焓值相对较低的工况下辐射造成显著误差, 窄带滤波片等抑制辐射的方法已经无法起作用; 焓值高于 5 MJ/kg 时 TSP 测量技术将无法应用^[33-36].

综上所述, 热流密度场测量技术可以满足高超声速飞行器对热环境精细化预测的工程需求, 但受辐射效应的影响, 目前尚缺乏高超声速高焓条件下的热流密度场测量方法.

本文工作提出了内嵌式温敏漆热流密度场测量方法, 用于测量高超声速真实飞行环境下细致的气动热分布特征, 扩展了常规温敏漆测量方法的应用范围, 解决了高超声速高焓条件下缺乏气动热场测量方法的难题.

1 内嵌式温敏漆测量方法

1.1 测量原理

内嵌式温敏漆测量方法基本思想是利用温敏漆测量内壁面温度变化历程结合对热传导反问题的求解确定热流密度.

首先需要制作由量热层、温敏漆层和玻璃基底构成的测量敏感单元, 如图 1 所示. 测量敏感单元的量热层为金属材质, 作为吸热元件, 其外壁面与高超声速流场相接触, 高温流场对外壁面的气动加热通过热传导过程传至量热层内壁面, 基本物理过程为非稳态热传导的过程. 温敏漆涂层喷涂于量热层内

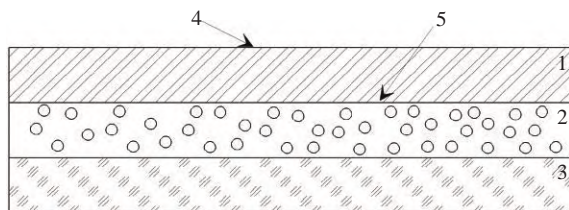


图 1 测量敏感单元 (1: 量热层, 2: 温敏漆层, 3: 玻璃基底, 4: 量热层外壁面, 5: 量热层内壁面)

Fig. 1 Measurement sensitive unit (1: Calorimetric layer, 2: temperature sensitive paint layer, 3: glass substrate, 4: outer wall of the calorimetric layer, 5: inner wall of the calorimetric layer)

壁面, 用于测量内壁面温度随时间的变化历程, 作为热传导反问题求解的已知条件. 温敏漆是利用光致发光的热猝灭效应测量温度变化, 其辐射强度随温度的升高而降低, 通过测量温敏漆的辐射强度变化即可获得温度变化. 玻璃基底用于平衡气动压力, 利用光学胶将玻璃基底和喷涂有温敏漆的量热层进行胶合. 当量热层厚度较厚可承受测量环境气动压力时可省略玻璃基底.

由于温敏漆层与高超声速流场物理隔离, 且量热层不透光, 从而克服了高超飞行器真实飞行条件下温敏漆涂层炭化、脱落的问题, 规避了辐射效应的限制.

1.2 测量系统构成

依据内嵌式温敏漆测量原理, 测量系统由测量敏感单元、激发光源、扩束镜、滤光片、成像镜头和高速相机构成, 如图 2 所示. 内嵌式温敏漆测量敏感单元与模型表面齐平安装, 测量系统可安置于实验模型内部; 当模型内部空间尺寸较小时, 可采用半模进行实验, 测量系统置于风洞外部. 激发光源照射温敏漆涂层产生辐射光, 经由成像镜头收集后被相机接收, 通过辐射光强度变化反演内壁面温度. 激发光和温敏漆涂层的辐射光具有不同的光谱特征, 在成像镜头前加装滤光片可避免激发光进入成像系统. 激发光源和滤光片的选取需要与温敏漆的辐射特性相匹配.

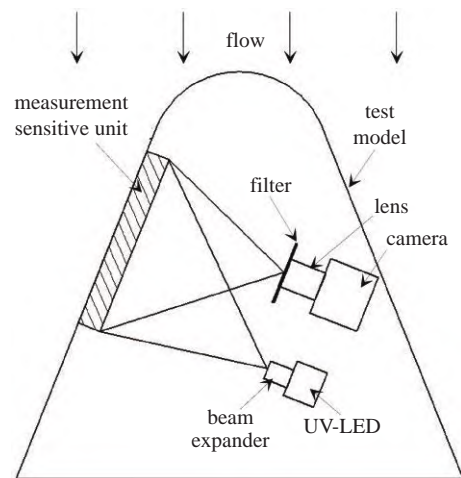


图 2 测量系统示意图

Fig. 2 Schematic of the measuring system

1.3 数据处理方法

1.3.1 热流密度辨识方法

通过量热层内壁温反演外壁热流密度属于热传

导反问题, 在数学上是一个不适定的问题, 需要采用参数辨识方法求解. 本文采用共轭梯度法辨识外壁热流. 共轭梯度法属于迭代正则化方法, 将热传导反问题转换为热传导正问题、灵敏度问题和伴随问题 3 个适定问题控制目标函数最小化, 即通过迭代找到合适的外壁热流密度分布, 使其引起的内表面温度变化与实际测量结果的差异达到最小^[37-40].

为方便叙述, 定义如图 3 所示的坐标系, L, M, N 为量热层在 x, y, z 3 个方向上的尺度, $z=0$ 为量热层外壁面, $z=N$ 为量热层内壁面. 目标函数定义为

$$J[q(x, y, 0, t)] = \sum_0^{t_f} \sum_{i=1}^{im} [T(x, y, N, t) - Y(x, y, N, t)]^2$$

式中 $T(x, y, N, t)$ 表示外壁热流为 $q(x, y, 0, t)$ 时求解得到的内壁面温度, $Y(x, y, N, t)$ 表示实验测量得到的内壁温度值, t_f 为测试时间, im 为测量相机像素数, 上标 n 为迭代步数. 共轭梯度法通过迭代找出满足内壁温度分布的外壁热流分布, 迭代过程为

$$q^{n+1}(x, y, 0, t) = q^n(x, y, 0, t) - \beta^n P^n(x, y, N, t) \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (2)$$

式中 β 为步长, P 为下降方向, 通过下式确定

$$P^n(x, y, N, t) = J'^n(x, y, N, t) + \gamma^n P^{n-1}(x, y, N, t) \quad (3)$$

式中 J' 为梯度方向, γ 为共轭系数

$$\gamma^n = \frac{\sum_0^{t_f} \sum_{i=0}^{im} [J'^n(x_i, y_i, N, t)]^2}{\sum_0^{t_f} \sum_{i=0}^{im} [J'^{n-1}(x_i, y_i, N, t)]^2} \quad (4)$$

每一迭代步计算都需通过求解热传导正问题确定给定外壁热流情况下的内壁面温度 $T(x, y, N, t)$; 通过求解灵敏度问题确定迭代步长 β ; 通过求解伴随问题

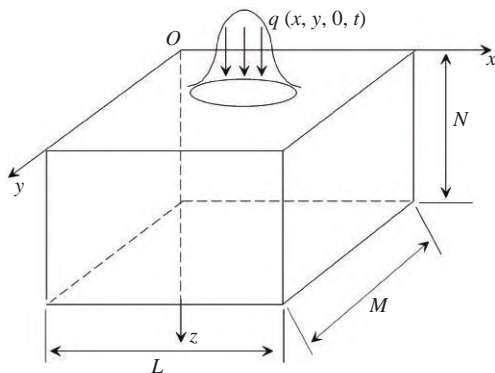


图 3 坐标系定义
Fig. 3 Coordinate system

确定下降方向 P . 3 个问题的控制方程分别为:

(1) 热传导正问题的控制方程

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (5a)$$

边界条件

$$-k \frac{\partial T}{\partial z} = q(x, y, z, t) \quad (z = 0, t > 0) \quad (5b)$$

$$-k \frac{\partial T}{\partial z} = 0 \quad (z = N, t > 0) \quad (5c)$$

$$-k \frac{\partial T}{\partial x} = 0 \quad (x = 0, L; t > 0) \quad (5d)$$

$$-k \frac{\partial T}{\partial y} = 0 \quad (y = 0, M; t > 0) \quad (5e)$$

初始条件

$$T = T_0 \quad (t = 0) \quad (5f)$$

式中 T 为温度; T_0 为初始温度, 常数; t 为时间; α 为量热层材料的热扩散系数; x, y 和 z 为笛卡尔直角坐标系; L, M 和 N 为量热层在 x, y 和 z 方向上的尺度; $q(x, y, z, t)$ 为量热层外壁面给定的热流分布.

(2) 灵敏度问题

当量热层外壁面热流 q 有小扰动 Δq 时, 内壁面温度 T 对应变化为 ΔT . 将 $q + \Delta q$ 和 $T + \Delta T$ 代入式 (5a), 将得到的结果减去式 (5a) 并忽略二阶项, 最终获得灵敏度控制方程

$$\frac{\partial \Delta T}{\partial t} = \alpha \left(\frac{\partial^2 \Delta T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Delta T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Delta T}{\partial z^2} \right) \quad (6a)$$

边界条件

$$-k \frac{\partial \Delta T}{\partial z} = \Delta q(x, y, z, t) \quad (z = 0, t > 0) \quad (6b)$$

$$-k \frac{\partial \Delta T}{\partial z} = 0 \quad (z = N, t > 0) \quad (6c)$$

$$-k \frac{\partial \Delta T}{\partial x} = 0 \quad (x = 0, L; t > 0) \quad (6d)$$

$$-k \frac{\partial \Delta T}{\partial y} = 0 \quad (y = 0, M; t > 0) \quad (6e)$$

初始条件为

$$\Delta T = 0 \quad (t = 0) \quad (6f)$$

求解灵敏度方程后, 可通过下式确定迭代步长

$$\beta^n = \frac{\sum_0^{t_f} \sum_{i=0}^{im} [T_i(t) - Y_i(t)] \Delta T_i(t)}{\sum_0^{t_f} \sum_{i=0}^{im} [\Delta T_i(t)]^2} \quad (7)$$

(3) 伴随问题和梯度方程

将式 (5a) 乘以伴随函数 λ 并在时间和空间域上积分, 将结果加到式 (1) 右端并求条件极值可得到伴随问题的控制方程

$$\rho c \frac{\partial \lambda}{\partial t} + \frac{\partial^2 \lambda}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \lambda}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \lambda}{\partial z^2} = 0 \quad (8a)$$

边界条件为

$$-k \frac{\partial \lambda}{\partial z} = 0 \quad (z = 0, t > 0) \quad (8b)$$

$$-k \frac{\partial \lambda}{\partial z} = 2(T - Y)\delta(x - x_i)\delta(y - y_i)\delta(z - z_i) \quad (z = N, t > 0) \quad (8c)$$

$$-k \frac{\partial \lambda}{\partial x} = 0 \quad (x = 0, L; t > 0) \quad (8d)$$

$$-k \frac{\partial \lambda}{\partial y} = 0 \quad (y = 0, M; t > 0) \quad (8e)$$

$$\lambda = 0 \quad (t = t_f) \quad (8f)$$

式中 δ 为脉冲函数, 求解伴随问题后, 可确定梯度方向为

$$J'[q(x, y, N, t)] = \lambda(x, y, 0, t) \quad (9)$$

按照上述方法确定的计算步骤为:

- (1) 给定外壁面热流分布迭代初值;
- (2) 通过求解热传导正问题控制方程确定量热层内壁面温度;
- (3) 计算目标函数式是否迭代收敛, 如果已迭代收敛则停止计算; 如未迭代收敛则继续计算;
- (4) 求解伴随问题控制方程, 确定梯度方向;
- (5) 分别计算共轭系数和下降方向;
- (6) 求解灵敏度问题控制方程并确定迭代步长;
- (7) 确定下一迭代步量热层外壁热流分布;
- (8) 重复步骤 (2)~(7) 步直至目标函数收敛。

当存在玻璃基底时计算方法相同, 此时 L 为两者厚度之和, 不同层设置其对应的物性参数。

1.3.2 迭代初值确定方法

热流密度分布迭代初值可给定为常数分布, 针对复杂空间热流密度分布, 为加速迭代收敛过程, 可采用以下方法确定迭代初值。

采用忽略量热层内的横向热传导效应确定迭代初值, 以加速迭代收敛。原理为: 假定量热层内壁面及侧壁无热损失, 则单位面积量热层在某一时间

隔内传入其中的热量应等于量热层蓄积的热量, 即

$$q(x, y, 0, t) = \int_0^N \rho c \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial t} dz \quad (10)$$

式中 q 为热流, T 为温度, t 为时间, N 为量热层沿 z 轴方向在热流施加方向上的尺度, ρ 为量热层材料密度, c 为量热层材料比热, 当量热层密度和比热为常数时, 上式可写为

$$q(x, y, 0, t) = \rho c N \frac{dT_{\text{ave}}(x, y, t)}{dt} \quad (11)$$

当测试时间大于量热层响应时间后用内壁面温度 T 代替平均温度 T_{ave} , 则上式变为

$$q(x, y, 0, t) = \rho c N \frac{dT(x, y, N, t)}{dt} \quad (12)$$

测量得到的量热层内壁面温度变化历程后经式 (12) 处理得到外壁热流密度的迭代初值。

1.4 量热层参数确定原则

量热层的长度和宽度依据模型尺寸确定, 而量热层的材料和厚度需要结合所测量的热流密度、测试时间、温敏漆适用温度范围来确定。需同时满足:

- (1) 量热层外壁面温度不超过所选择材料的允许使用温度;
- (2) 量热片内壁面温度变化处于温敏漆涂层测量范围内;
- (3) 量热片的响应时间小于测试时间。

量热层外壁面温度、内壁面温度及响应时间三个参数可给定热流密度并求解热传导方程给出。另一种更简便的方法是忽略横向热传导效应, 此时一维非稳态热传导方程可利用分离变量法给出解析解, 计算公式为^[41]

$$T_{\text{Out}} = T_0 + \frac{q\alpha t}{kh} + \frac{1}{3} \frac{qh}{k} - \frac{2qh}{k\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} e^{-\alpha(\frac{n\pi}{h})^2 t} \quad (13)$$

$$T_{\text{In}} = T_0 + \frac{q\alpha t}{kh} - \frac{1}{6} \frac{qh}{k} - \frac{2qh}{k\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^n}{n^2} e^{-\alpha(\frac{n\pi}{h})^2 t} \quad (14)$$

$$t_R = \frac{h^2}{\alpha\pi^2} \ln\left(\frac{2}{1 - q_{\text{ratio}}}\right) \quad (15)$$

式中, T_{Out} 为量热层外壁面温度, T_{In} 为量热层内壁面温度, h 为量热层厚度, α 为量热片材料热扩散系数, k 为量热片材料热导率, q 为量热片外壁面加载热流, 即所要测量的热流, q_{ratio} 为量热片内壁面测得热流

值与加载热流的比值, t 为时间. 可以利用以上 3 式对量热层外壁面温度、内壁面温度及响应时间 3 个参数进行估计.

1.5 测量方法优点

内嵌式温敏漆测量方法的主要优点为:

(1) 由于温敏漆采用内嵌式喷涂, 与流场物理隔离, 避免了高总温条件下温敏漆涂层的炭化、脱落及辐射效应的影响, 扩展了温敏漆测量方法的应用范围, 解决了高超声速辐射条件下缺乏热流密度场测量的难题;

(2) 对于舵翼等复杂外形区域, 常规 TSP 测量技术由于模型遮挡而无法观测, 而复杂是针对飞行器模型外壁面而言, 其内壁面并不复杂, 因而内嵌式温敏漆测量方法不受模型外形限制;

(3) 由于温敏漆采用内嵌式喷涂, 不改变模型表面粗糙度, 完全不影响流场的流动特性.

2 可行性数值验证

2.1 定常热流密度

内嵌式温敏漆测量方法利用温敏漆测量量热层内壁面温度变化, 之后利用共轭梯度算法求解热传导反问题确定外壁面热流密度, 从而解决高超辐射条件下热流密度场的测量难题. 由于利用温敏漆测量模型壁面温度变化已经得到应用, 内嵌式温敏漆测量方法的可行性分析主要集中于热传导反问题求解方法是否能满足高超声速风洞实验的要求.

测量方法可行性分析主要采用数值验证的方法, 具体为: 给定热流密度分布, 数值求解得到量热层内壁面温度变化历程, 以此结果模拟实验测量结果, 对热流辨识算法的可行性进行分析.

针对高超声速气动热实验中典型的局部峰值热流、线性热流和阶跃热流分布情况进行数值验证. 算例中量热层材料均选定为铜, 对应的材料密度为 8920 kg/m^3 , 比热为 $386 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$, 热导率为 $398 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$, 量热层尺寸为: $200 \text{ mm} \times 200 \text{ mm} \times 0.8 \text{ mm}$ ($x \times y \times z$). 数值求解采用交替方向隐式差分格式, 计算时间步长为 $1.0 \mu\text{s}$, 计算网格尺度在 x 和 y 方向为 0.5 mm , z 方向为 0.1 mm , 对应的网格傅里叶数分别为 0.00046 和 0.012 . 由于一维非稳态热传导方程可以利用分离变量方法获得量热层内壁面温度的解析解, 故假定 $z = 0$ 平面为空间均匀的热流分

布, 数值求解内壁面温度与解析解对比来确定网格和时间步长参数的合理性.

由于激波干扰和激波与边界层相互作用, 局部峰值热流是高超声速飞行器表面的典型热流分布, 本文利用高斯函数模拟局部峰值热流分布, 峰值热流密度为 $Q_{\max} = 4.0 \text{ MW/m}^2$, 热流密度最小值 $Q_{\min} = 2.0 \text{ MW/m}^2$. 数值求解得到的量热层内壁面温度分布的变化历程如图 4 所示, 以此模拟实验中利用温敏

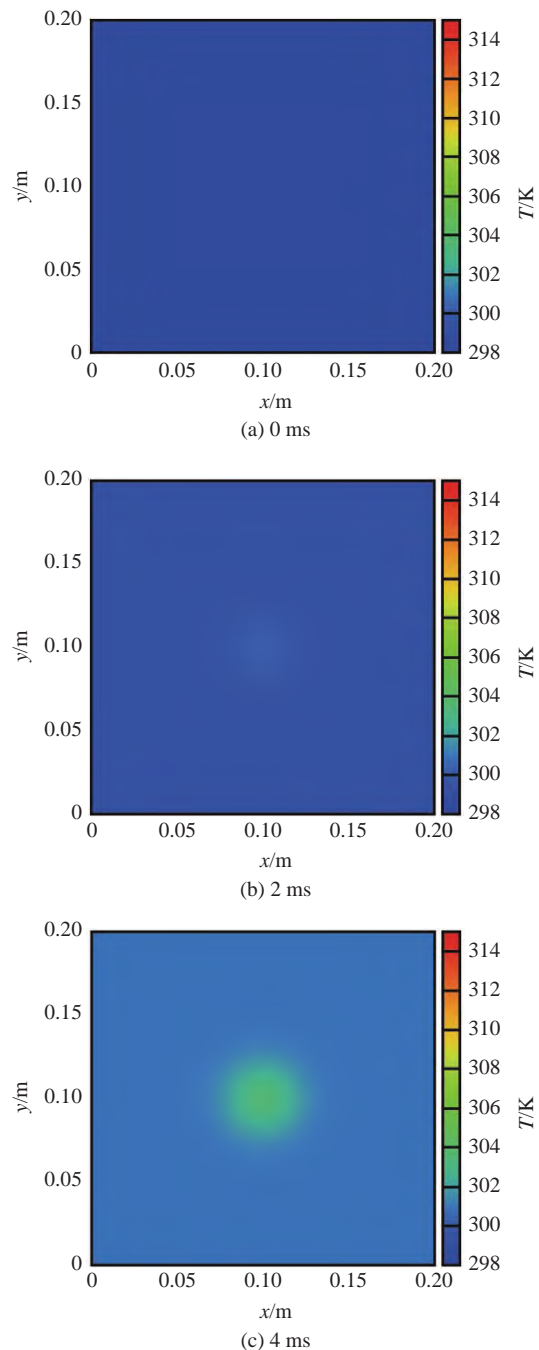


图 4 局部峰值热流分布时内壁面温度变化历程

Fig. 4 Variation of inner wall temperature under local peak heat flux distribution

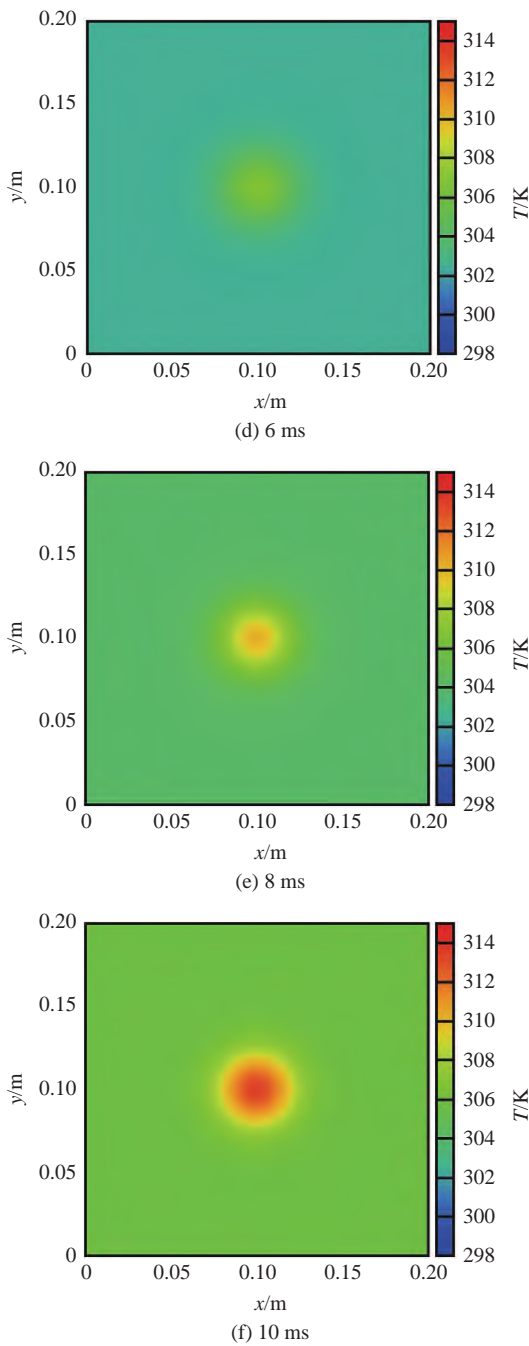


图 4 局部峰值热流分布时内壁面温度变化历程 (续)

Fig. 4 Variation of inner wall temperature under local peak heat flux distribution (continued)

漆涂层获取的温度测量结果, 作为热传导反问题求解的已知条件.

为定量表示内壁面温度变化过程, 提取沿中心线 ($y=0.1\text{ m}$) 的温度结果, 如图 5 所示. 线性热流分布和阶跃热流分布算例与局部峰值热流分布相比只改变热流分布情况, 其它参数设置保持不变, 计算得到的内壁面温度变化分别如图 6 和图 7 所示.

利用上文介绍的数据处理方法, 对 3 种算例分

别进行辨识, 辨识结果如图 8 所示, 黑色实线为热流分布的精确值. 由图可看出, 针对高超声速风洞实验中典型的局部峰值热流分布、线型热流分布和阶跃热流分布, 共轭梯度算法均能辨识得到正确的热流分布. 进一步的定量分析辨识结果 (ΔQ) 与精确值 Q_E 间的差异, 如图 9 所示, 针对 3 种典型的定常热

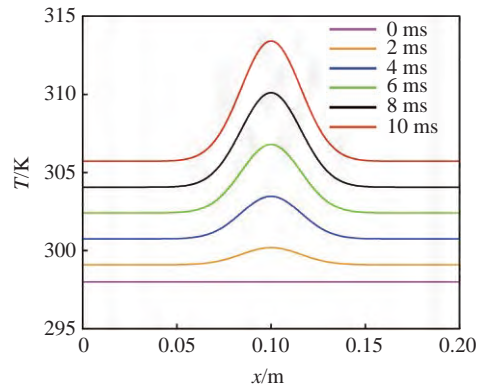


图 5 局部峰值热流分布时内壁面温度 ($y=0.1\text{ m}$)

Fig. 5 Inner wall temperature under local peak heat flux distribution ($y=0.1\text{ m}$)

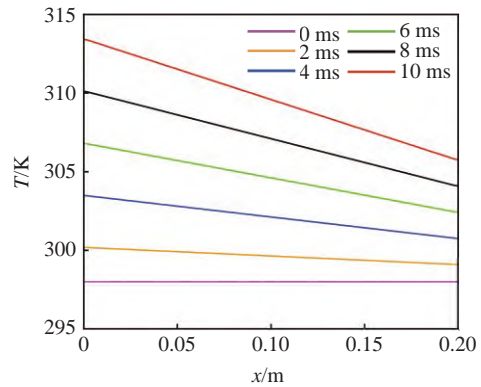


图 6 线性热流分布时内壁面温度 ($y=0.1\text{ m}$)

Fig. 6 Inner wall temperature under linear heat flux distribution ($y=0.1\text{ m}$)

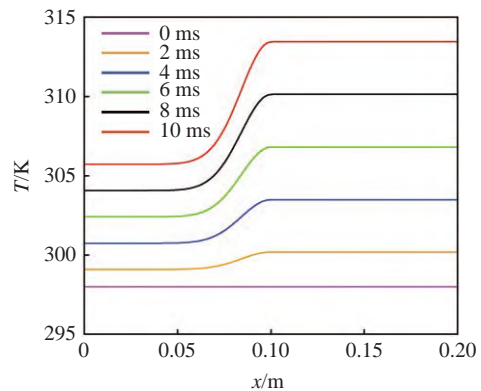


图 7 阶跃热流分布时内壁面温度 ($y=0.1\text{ m}$)

Fig. 7 Inner wall temperature under step heat flux distribution ($y=0.1\text{ m}$)

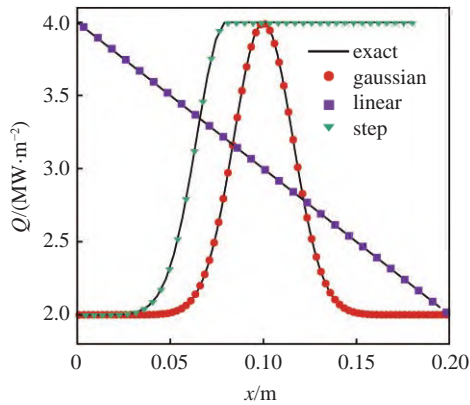


图 8 定常热流密度分布辨识结果

Fig. 8 Identification results of steady heat flux distribution

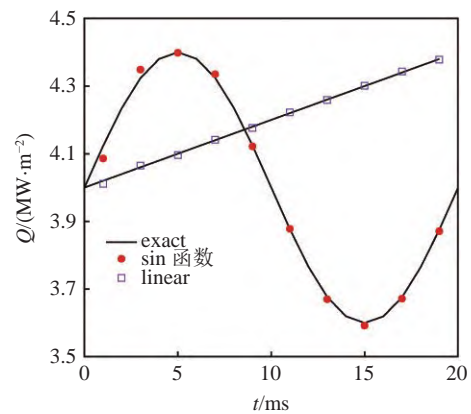


图 10 非定常热流密度辨识结果

Fig. 10 Identification results of unsteady heat flux distribution

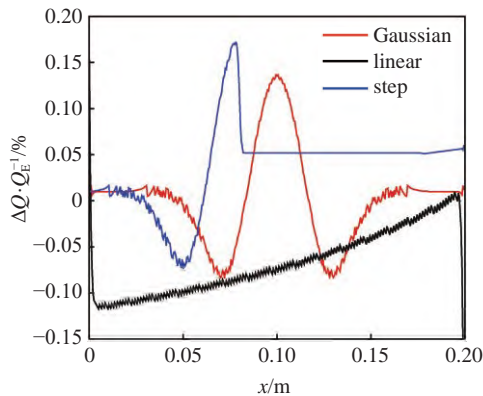


图 9 定常热流密度辨识结果与准确值间的差异

Fig. 9 Difference between identification results and accurate value of steady heat flux

流分布, 辨识结果与准确值间的差异均小于 0.20%, 说明所选用的辨识方法具有较好的准确度, 同时表明: 内嵌式温敏漆方法通过测量内壁面温度变化历程结合热传导反问题的求解来确定热流密度分布是切实可行的.

2.2 非定常热流密度

高温高超声速风洞实验时间相对较短, 单次实验不改变来流或模型状态, 通常认为模型表面热流密度是准定常的, 2.1 节验证了内嵌式温敏漆测量方法对定常热流密度的辨识能力, 但内嵌式温敏漆测量方法也适用于非定常热流密度的测量.

假定热流密度随时间按照正弦函数和线性函数变化进行数值验证. 其中正弦函数假定为 $Q=4.0 \times 10^6 + 4.0 \times 10^5 \sin(2\pi t/0.02)$, 即周期为 20 ms, 变化幅值为 4.0×10^5 ; 线性函数为 $Q=4.0 \times 10^6 + 2.0 \times 10^7 t$, 假定所模拟的图像拍摄时间间隔为 2 ms. 图 10 为非定常热流密度的辨识结果.

图 11 为辨识结果与准确值间的差异. 由图 11 可知, 对线性变化的非定常热流密度分布, 热流密度辨识结果与准确值间差异均小于 0.25%; 对以 sin 函数变化的非定常热流密度分布, 热流密度辨识结果与准确值在最初两个时刻差异相对较大, 分别为 0.91% 和 0.59%, 在之后各个时刻, 辨识差异均小于 0.25%. 验证结果表明: 内嵌式温敏漆测量方法可应用于非定常热流密度的测量.

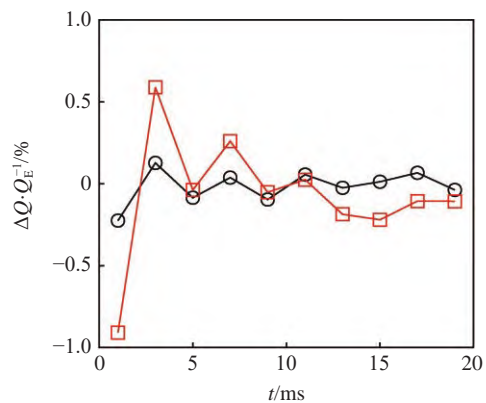


图 11 非定常热流密度辨识结果与准确值间的差异

Fig. 11 Difference between identification results and accurate value of unsteady heat flux

3 温度测量精度和噪声对辨识结果的影响

在数值验证内嵌式温敏漆测量方法可行性时, 内壁面温度给定的都是准确值, 然而实际风洞实验中温度测量不可避免的存在误差和测量噪声. 温度测量精度和噪声对热流密度辨识结果的影响决定了相机采样深度、激发光源强度/稳定性及敏感漆涂层厚度等测量系统参数的选取.

风洞实验中, 温度测量精度常用绝对误差表示,

因此评估温度测量精度对热流密度结果的影响以温度的绝对误差描述. 针对局部峰值热流分布, 峰值热流密度 $Q_{\max}=4.0 \text{ MW/m}^2$, 热流密度最小值 $Q_{\min}=2.0 \text{ MW/m}^2$, 并给定内壁面温度精度分别为 $\pm 0.2 \text{ K}$, $\pm 0.5 \text{ K}$, $\pm 1.0 \text{ K}$, 对应辨识得到的外壁热流密度结果如图 12 所示.

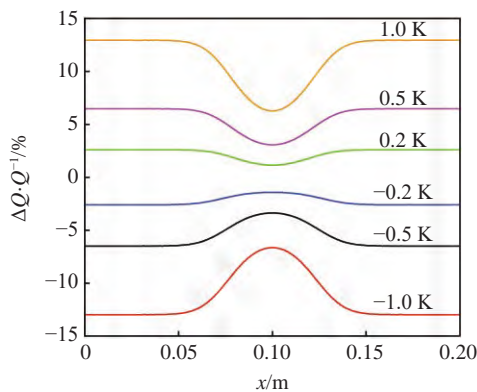


图 12 温度测量精度对辨识结果的影响

Fig. 12 Effect of temperature measurement accuracy on identification results

从图 12 辨识结果可看出: (1) 热流密度辨识结果的误差随着温度测量精度的降低而快速增加, 在此算例中 $\pm 0.2 \text{ K}$, $\pm 0.5 \text{ K}$, $\pm 1.0 \text{ K}$ 的测温精度造成热流密度辨识结果最大误差分别为 2.6%, 6.5% 和 12.9%; (2) 内壁面温度正偏差造成辨识得到的热流密度值增加, 反之, 内壁面温度负偏差造成辨识得到的热流密度值减小; (3) 温度测量精度对热流密度辨识结果的影响与热流密度的大小有关, 热流密度值越大相同温度测量精度引起的热流密度辨识误差越小.

同样针对局部峰值热流分布情况研究温度测量中随机噪声的影响. 给定随机噪声的标准差 $\sigma=0.6$, 图 13 为典型的包含随机噪声的内壁面温度分布.

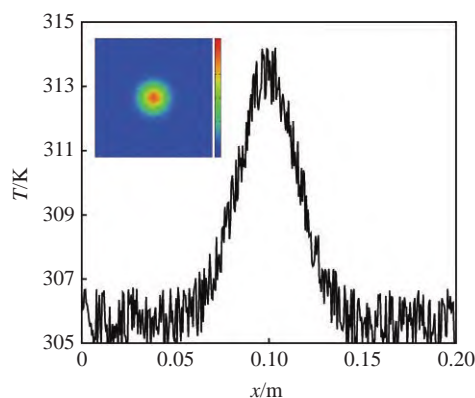


图 13 包含测量噪声的内壁面温度分布 ($y=0.1 \text{ m}$)

Fig. 13 Inner wall temperature distribution including measurement noise ($y=0.1 \text{ m}$)

内壁面温度测量结果包含随机噪声时, 需要先对内壁面温度分布进行滤波, 尽可能消除噪声的影响, 否则会影响辨识收敛过程, 噪声严重时甚至会造成无法收敛. 本文选用均值滤波函数对内壁温度分布图像进行滤波, 分别选用 7×7 , 11×11 及 13×13 矩形窗口均值滤波器进行对比, 滤波后辨识得到的热流密度如图 14 所示, 热流密度辨识结果的偏差分布如图 15 所示. 由图可知: (1) 采用 7×7 , 11×11 及 13×13 矩形窗口均值滤波器滤波后热流密度辨识结果的标准差分别为 15.7, 7.8 和 1.5, 可知针对随机测量噪声, 均值滤波可有效的消除噪声对辨识结果的影响; (2) 鉴于随机噪声的影响可通过滤波消减, 其对热流密度辨识的影响小于温度测量精度的影响, 风洞实验中应尽量保证温度测量精度.

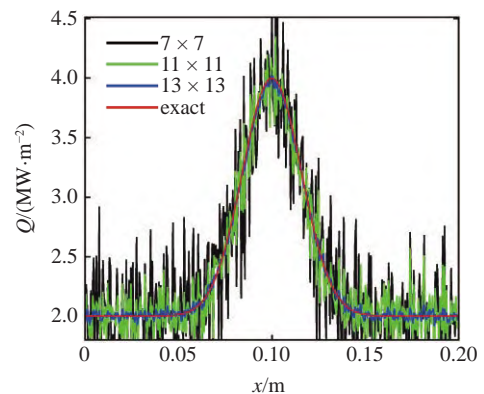


图 14 滤波后热流密度辨识结果

Fig. 14 Identification results of heat flux with filtering

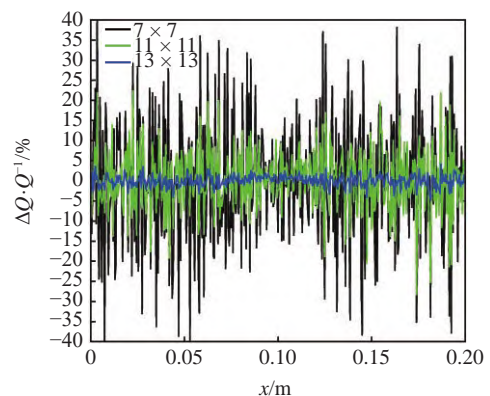


图 15 滤波后热流密度辨识偏差

Fig. 15 Deviation of heat flux identification with filtering

4 结论

为了解决高超声速高焓条件下缺乏热流密度场测量方法的难题, 提出利用温敏漆测量内壁面温度

的变化历程结合共轭梯度法求解热传导反问题来确定热流密度的内嵌式温敏漆测量方法, 并针对高超声速风洞实验中常见的阶跃、线性和局部突变热流密度分布验证了该方法的可行性. 同时获得以下结论.

(1) 测量敏感单元的量热层为吸热元件, 设计原则为: 量热层外壁面温度不超过所选择材料的允许使用温度; 内壁面温度变化处于温敏漆涂层测量范围内; 量热片的响应时间小于测试时间. 内/外壁面温度、响应时间 3 个参数可采用忽略横向热传导效应并利用分离变量法确定的解析解进行估计.

(2) 热流密度辨识结果的误差随着温度测量精度的降低而快速增加; 内壁面温度正偏差造成辨识得到的热流密度值增加, 反之, 内壁面温度负偏差造成辨识得到的热流密度值减小; 温度测量精度对热流密度辨识结果的影响与热流密度的大小有关, 热流密度值越大相同温度测量精度引起的热流密度辨识误差越小.

(3) 温度测量结果中包含随机噪声时需先对内壁面温度分布图像进行滤波处理再进行热流密度的辨识; 均值滤波函数可有效消减随机噪声的影响; 相比温度测量精度, 随机噪声对热流密度辨识结果的影响较小, 风洞实验中确定相机采样深度、激发光源强度/稳定性及敏感漆涂层厚度时应以保证温度测量精度为设计准则.

参 考 文 献

- 王振国, 梁剑寒, 丁猛等. 高超声速飞行器动力系统研究进展. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739 (Wang Zhengu, Liang Jianhan, Ding Meng, et al. A review of hypersonic airbreathing propulsion system. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 716-739 (in Chinese))
- Zhang T, Wang Z, Huang W, et al. An analysis tool of the rocket-based combined cycle engine and its application in the two-stage-to-orbit mission. *Energy*, 2020, 193: 116709
- Lobo JU. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627
- 金新航, 马炳和, 邱涛等. 超燃冲压发动机温度及热流测量技术研究进展. 实验流体力学, 2018, 32(2): 74-81 (Jin Xinhang, Ma Binghe, Qiu Tao, et al. Temperature and heat flux measurement technologies in scramjet. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2018, 32(2): 74-81 (in Chinese))
- Goldfeld M. The heat flux research in hydrogen supersonic combustor at Mach number of 4. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(24): 13365-13376
- Laurence SJ, Lieber D, Martinez Schramm J, et al. Incipient thermal choking and stable shock-train formation in the heat-release region of a scramjet Part I: Shock-tunnel Experiments combustor. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4): 921-931
- 苑朝凯, 李进平, 陈宏等. 高超声速溢流冷却实验研究. 力学学报, 2018, 50(1): 1-8 (Yuan Chaokai, Li jinping, Chen Hong, et al. Experimental study of hypersonic overflow cooling. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(1): 1-8 (in Chinese))
- 张永江, 仲峰泉, 邢云绯等. 流量突变条件下煤油流动与对流传热特性实验. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1186-1192 (Zhang Yongjiang, Zhong Fengquan, Xing Yunfei, et al. Experiment on flow and heat transfer of aviation kerosene with time variation of inlet mass flow rate. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(5): 1186-1192 (in Chinese))
- Zhang C, Yao Z, Qin J, et al. Experimental study on measurement and calculation of heat flux in supersonic combustor of scramjet. *Journal of Thermal Science*, 2015, 24(3): 254-259
- Kennedy P, Donbar J, Trelewicz J, et al. : Heat flux measurements in a scramjet combustor using direct write technology//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011
- 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进. 力学进展, 2013, 43(5): 449-472 (Yu Gang, Fan Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(5): 449-472 (in Chinese))
- 孟松鹤, 丁小恒, 易法军等. 高超声速飞行器表面测热技术综述. 航空学报, 2014, 35(7): 1759-1775 (Meng Songhe, Ding Xiaoheng, Yi Fajun, et al. Overview of heat measurement technology for hypersonic vehicle surfaces. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(7): 1759-1775 (in Chinese))
- Gulhan A. Heat flux measurements in high enthalpy flows. Technical Report ADA390586, 1999
- Cheng D, Wang J, Lu Y, et al. Wall heat flux measurements for a kerosene-fueled supersonic combustor. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 32(5): 04019080
- Li L, Wang J, Fan X. Development of integrated high temperature sensor for simultaneous measurement of wall heat flux and temperature. *Review of Scientific Instruments*, 2012, 83(7): 074901
- Gardner A, Steelant J, Paull A, et al. Ground testing of the hypersonic combustion flight experiment in HEG and comparison with flight data//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- 刘旭, 彭迪, 刘应征. 温敏涂料 TSP 热流密度测量方法及应用. 气体物理, 2020, 5(5): 1-12 (Liu Xu, Peng Di, Liu Yingzheng. Methods and application of heat flux measurement using TSP. *Physics of Gases*, 2020, 5(5): 1-12 (in Chinese))
- Peng D, Xie F, Liu X, et al. Experimental study on hypersonic shock-body interaction between bodies in close proximity using translucent fast pressure- and temperature-sensitive paints. *Experiments in Fluids*, 2020, 61(5): 120
- Risius S, Beck WH, Klein C, et al. Determination of heat transfer into a wedge model in a hypersonic flow using temperature-sensitive paint. *Experiments in Fluids*, 2017, 58(9): 117
- 韩曙光, 贾广森, 文帅等. 磷光热图技术在常规高超声速风洞热环境实验中的应用. 气体物理, 2017, 2(4): 56-63 (Han Shuguang, Jia Guangsen, Wen Shuai, et al. Heat Transfer measurement using a quantitative phosphor thermography system in blowdown hypersonic facility. *Physic of Gases*, 2017, 2(4): 56-63 (in Chinese))

- 21 霍俊杰, 易仕和, 牛海波等. 基于温敏漆技术的圆锥高超声速大攻角绕流背风面流动结构实验研究. 气体物理, 2021. DOI: 10.19527/j/cnki.2096-1642.0906 (Huo Junjie, Yi Shihe, Niu Haibo, et al. Experimental study of flow on the leeward side of a cone at a high angle of attack based on temperature sensitive paint. *Physic of Gases*, 2021. DOI: 10.19527/j/cnki.2096-1642.0906 (in Chinese))
- 22 尚金奎, 王鹏, 陈柳生等. TSP 技术在转捩检测中的应用研究. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 464-469 (Shang Jinkun, Wang Peng, Chen Liusheng, et al. Application research of TSP technique in transition detection. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2015, 33(4): 464-469 (in Chinese))
- 23 Beck W, Klein C, Henne U, et al. Application of temperature and pressure sensitive paints to DLR hypersonic facilities: "lessons learned"//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA). AIAA Journal, 2015
- 24 Peng D, Liu Y. Fast pressure-sensitive paint for understanding complex flows: From regular to harsh environments. *Experiments in Fluids*, 2019, 61(1): 8
- 25 Vanyai T, Bricalli M, Sopek T, et al.: An experimental investigation of a thermal compression scramjet with OH imaging//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015
- 26 Yuan Y, Zhang T, Yao W, et al. Characterization of flame stabilization modes in an ethylene-fueled supersonic combustor using time-resolved CH* chemiluminescence. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2919-2925
- 27 Yuan CK, Zhou K, Liu YF, et al. Spectral measurements of hypervelocity flow in an expansion tunnel. *Acta Mechanica Sinica*, 2019, 35(1): 24-31
- 28 Yuan CK, Zhou K, Hu ZM, et al. Experimental investigation of hypervelocity flow in an expansion tunnel. *AIAA Journal*, 2020, 58(6): 2776-2783
- 29 Burt JM, Josyula E. Nonequilibrium radiation modeling for a low enthalpy hypersonic shock layer//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015
- 30 Burt JM, Josyula E. Direct simulation Monte Carlo modeling of gas electronic excitation for hypersonic sensing. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2017, 31(4): 858-870
- 31 Gallis M, Harvey J. Atomic species radiation from air shock layers modelled with DSMC//6th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994
- 32 Geraets RTP, Mcgilvray M, Doherty LJ, et al. Development of a fast-response diamond calorimeter heat transfer gauge. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2019, 34(1): 193-202
- 33 Peng D, Liu X, Jiao LR, et al. Noise reduction for temperature-sensitive paint measurement contaminated by strong background radiation in a high enthalpy hypersonic tunnel. *Acta Mechanica Sinica*, 2021, 37(1): 20-26
- 34 Yuan CK, Jiang ZL. Experimental investigation of hypersonic flight-duplicated shock tunnel characteristics. *Acta Mechanica Sinica*, 2021, 37(3): 422-433
- 35 Nagayama T, Nagai H, Tanno H, et al. : Global heat flux measurement using temperature-sensitive paint in high-enthalpy shock tunnel HIEST//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017
- 36 Laurence SJ, Ozawa H, Martinez Schramm J, et al. Heat-flux measurements on a hypersonic inlet ramp using fast-response temperature-sensitive paint. *Experiments in Fluids*, 2019, 60(4): 70
- 37 Cheng L, Zhong F, Gu H, et al. Application of conjugate gradient method for estimation of the wall heat flux of a supersonic combustor. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 96: 249-255
- 38 Huang CH, Chen WC. A three-dimensional inverse forced convection problem in estimating surface heat flux by conjugate gradient method. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2000, 43(17): 3171-3181
- 39 Zhou J, Zhang Y, Chen JK, et al. Inverse estimation of front surface temperature of a plate with laser heating and convection-radiation cooling. *International Journal of Thermal Sciences*, 2012, 52: 22-30
- 40 Colaço MJ, Orlande HRB, Dulikravich GS. Inverse and optimization problems in heat transfer. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2006, 28: 1-24
- 41 Hightower TM. Thermal capacitance (slug) calorimeter theory including heat losses and other decaying processes. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2008, 34(1): 193-202