

# 基于传热反问题方法的 $N_2O/C_2H_4$ 预混 推进剂燃烧室热流测量研究\*

唐亮, 李平, 张锋, 胡洪波

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 测量液体火箭发动机的热载荷是获取燃烧室内信息的重要方法。为了获取 $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂燃烧室内壁的热载荷, 建立了液体火箭发动机的热流计算的反问题方法, 该方法基于对燃烧室壁面温度场的直接求解, 通过对轴向多个位置测量温度的反演计算得到燃烧室内壁热流和温度。研究表明: 应用文中建立的传热反问题方法能够较为准确地获得热流随时间及空间的分布; 热电偶的位置对计算准确性有明显的影响, 与理论深度偏差在0.2mm以内的随机深度偏差可导致超过4%热流反演误差;  $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂燃烧室热流及温度沿轴向逐渐降低, 表明燃烧室内的反应释热过程主要在燃烧室头部附近发生。

**关键词:** 液体火箭发动机; 传热; 传热反问题方法; 热流;  $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂

中图分类号: V434+.14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 05-1082-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190402

## Measurement of Heat Flux in a $N_2O/C_2H_4$ Premixed Propellant Combustion Chamber Based on Inverse Heat Transfer Method

TANG Liang, LI Ping, ZHANG Feng, HU Hong-bo

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Measuring the thermal load of a liquid rocket engine is an important way for obtaining information inside the combustion chamber. In order to obtain the thermal load on the inner wall of a  $N_2O/C_2H_4$  premixed propellant combustion chamber, an inverse method for heat flux calculation of liquid rocket engine is established. The inverse method is based on the direct solution of the temperature field of the combustion chamber wall. Through the inversion calculation of the axial measurement temperature, the heat flux and temperature of the inner wall of the combustion chamber are obtained. The conclusions of the research are as followed. The heat transfer inverse problem method established in the paper can accurately obtain the distribution of heat flux with time and space. The position of the thermocouples has a significant impact on the accuracy of the calculation. A random depth deviation from a theoretical depth of less than 0.2 mm can result in more than 4% inverse heat flux error. The heat flux and temperature of the  $N_2O/C_2H_4$  premixed propellant combustion chamber gradually decrease along the axial position, indicating that the heat release mainly take place close to the head of the chamber.

**Key words:** Liquid rocket engine; Heat transfer; Inverse heat transfer method; Heat flux;  $N_2O/C_2H_4$  premixed propellant

\* 收稿日期: 2019-06-14; 修订日期: 2019-08-16。

通讯作者: 唐亮, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机传热与冷却。E-mail: tang410632@163.com

引用格式: 唐亮, 李平, 张锋, 等. 基于传热反问题方法的 $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂燃烧室热流测量研究[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1082-1088. (TANG Liang, LI Ping, ZHANG Feng, et al. Measurement of Heat Flux in a  $N_2O/C_2H_4$  Premixed Propellant Combustion Chamber Based on Inverse Heat Transfer Method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1082-1088.)

## 1 引言

液体火箭发动机工作于极端严苛的热环境中,准确获取壁面的热流及温度数据对掌握发动机工作状态,提高推力室热防护可靠性以及对新一代发动机的研制具有重要意义<sup>[1]</sup>。然而,由于燃烧室内壁的温度高,热流密度大,细致测量热流及温度分布是一项非常具有挑战性的工作。

为了测量液体火箭发动机热流密度,过去数十年发展了多种测量方法。其中,量热法<sup>[2-4]</sup>通过测量冷却剂入口和出口集液环处冷却剂温度,可以得到该试验段长度上的平均热流,但是不能分辨局部传热特性。应用热流量计测量<sup>[5]</sup>是一种比较有前景的测量方法,但目前在推力室高温环境下一般使用寿命较短且测量结果较为粗糙,使用较少。另外,可通过测量不同深度位置的温度,在已知结构导热系数、热容等参数条件下计算壁面热流<sup>[6-9]</sup>,比较典型的是应用同轴热电偶测量两处不同位置温度并据此计算壁面热流。与以上几种方法相比,传热反问题方法基于对固壁温度场的直接求解,能够分辨局部的传热特性,应用传热反问题方法可以对传热过程进行更基础、更细节的研究<sup>[10]</sup>。因此,研究人员将这一方法应用于液体火箭发动机的传热研究。Celano等<sup>[11]</sup>应用传热反问题方法辨识了单喷注单元GOX/GCH<sub>4</sub>燃烧室的轴向热流分布,并对比了传热反问题方法、一维热平衡方法的热流反演结果,反演结果最大差值在15%以内。为了研究应用 $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂的燃烧室的燃烧特性及壁面热载荷,Perakis等<sup>[12]</sup>应用传热反问题方法反演了推力室热流轴向分布。Susslov等<sup>[13]</sup>通过反问题方法获得了LOX/H<sub>2</sub>燃烧室的热载荷分布,研究了燃烧室的气膜冷却效率。国内汪小卫等<sup>[14]</sup>针对单喷嘴热容燃烧室,通过反算燃气与壁面的对流换热系数,最终求得壁面热流密度。刘占一等<sup>[15]</sup>基于非稳态导热方程反算了气氧甲烷单喷嘴燃烧室内壁面热流。

$N_2O$ 与烃预混形成新的推进剂,具有高能、无毒、可预包装及大变比等优点,其供应系统与单组元供应系统类似,具有结构简单的特点。因此 $N_2O$ 与烃预混推进剂具有较好的应用前景,可代替肼类推进剂用于轨姿控发动机中,在国防及航天领域内都极具发展前途<sup>[16-18]</sup>。

选用 $C_2H_4$ 作为燃料与 $N_2O$ 预混形成推进剂,为了获取 $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂燃烧室轴向的热载荷分布,本文通过编程实现了Matlab对Fluent的嵌套调用,建

立了燃烧室热流测量的反问题方法,热流反演方法基于对固壁温度场的直接求解,能够考虑到沿着轴向的热传导。文中建立的一套热流反演方法具有较高的计算精度和计算效率,并能适用于复杂结构的反演计算。在此基础上,开展了 $N_2O/C_2H_4$ 预混推进剂燃烧室试验,通过逐步反演计算得到壁面热流分布。

## 2 实验及热流反演方法

### 2.1 实验方案

本实验在西安航天动力研究所液体火箭发动机技术重点实验室的小发动机实验台上进行。实验装置如图1所示,推进剂为预混 $N_2O/C_2H_4$ 气体推进剂,气体推进剂从多孔介质头部注入,采用电火花点火。

试验段身部材料为紫铜,长度为120mm,内径为35mm。为在燃烧室上插入热电偶测温,在燃烧室周向某一截面内,设计了8个等间距的阶梯孔。沿燃烧室轴向布置8支热电偶,相邻两支热电偶之间的距离为12mm。第一支热电偶与头部端面间的距离为18mm。热电偶距内壁距离为1.5mm。实验中采用的热电偶为K型热电偶,外径为1mm,热电偶的特征时间小于200ms。实验中,将热电偶插入燃烧室的阶梯孔中,并用弹簧压紧。为了在实验中使热电偶和燃烧室孔底保持充分的接触,将孔底加工为锥形,另外在弹簧外增加套筒以防止弹簧失稳。

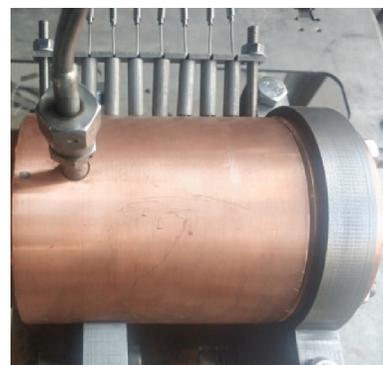


Fig. 1 Temperature measurement section of heat sink thrust chamber

实验中的 $N_2O$ 和 $C_2H_4$ 在进入燃烧室前充分预混,推进剂混合比为9.24,推进剂流量通过标定后的孔板来控制,总流量为18.64g/s,设计室压为0.75MPa。

### 2.2 传热反问题方法及验证

#### 2.2.1 传热反问题方法

反问题方法是指通过一组测量值来求解产生这些值的物理量的数学方法。对于传热计算而言,已知热流边界条件求解温度分布是正问题,而通过测

量的温度数据反推边界热流是传热反问题。一般应用传热反问题方法的目的是通过测量的温度数据反演出产生温度变化的热流密度输入。具体的方法是假定一组热流密度输入,经过传热正问题计算得到测点温度并与实验测量温度比较,并根据优化算法得到新的热流输入。优化的目标是使测点处的计算温度和实验温度的差值最小。

本文通过编程实现了 Matlab 对 Fluent 的嵌套调用,传热正问题在 Fluent 中进行,优化过程在 Matlab 中完成,在每一时间步对热流密度进行优化。计算中 Fluent 采用双精度模式,优化方法采用具有较高效率的 Levenberg-Marquardt 算法,可使计算结果具有较高的精度,并且计算过程高效且稳定。图 2 给出了本文应用传热反问题进行热流反演计算的逐步计算流程图,灰色方块代表在 Fluent 中进行的步骤,其余步骤都在 Matlab 中完成。计算的主要过程如下:

第一步:给边界赋予初始的热流密度,具体的方法是给定几个离散点的热流密度,通过线性插值得到整个边界的热流分布,并应用 UDF 写入热流边界条件。然后初始化得到初始温度场。

第二步:通过 Fluent 求解传热正问题。

第三步:比较计算和实验得到的测点温度,分析结果是否满足收敛要求,如果不满足,则通过优化方

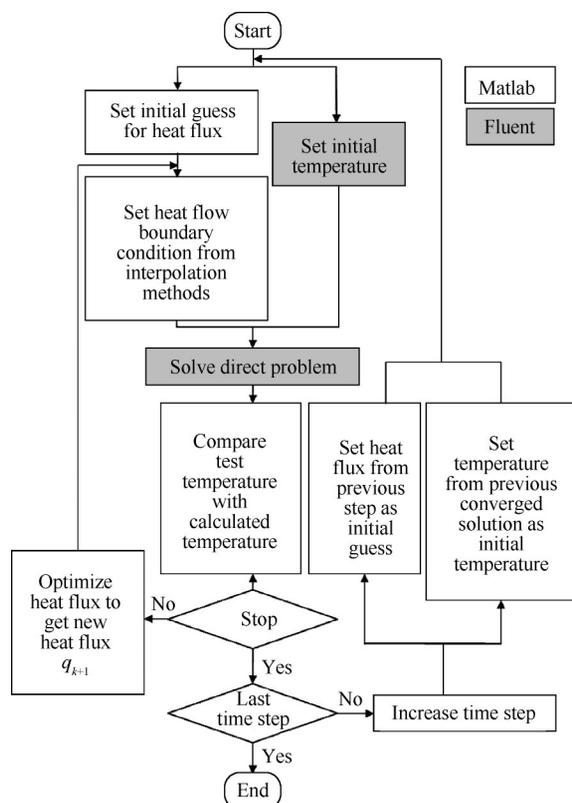


Fig. 2 Calculation flow chart of an inverse method

法计算得到新的热流,并重新设置热流边界条件,返回第二步进行计算。

第四步:如果当前的时间步不是最后一个时间步,则增加时间步,将上一步计算的热流和温度场作为初始热流和初始温度场,回到第一步进行计算。如果是最后一个时间步,则计算结束。

### 2.2.1.1 正问题求解

热流反演需要不断求解传热正问题,由于推力室是轴对称的,可将三维热传导问题简化为二维的热传导问题,即只有径向和轴向的热传导,而不考虑沿推力室周向的热传导。因此选取通过中心轴线的二维轴向截面作为计算域。图 3 为实验中的燃烧室的某一轴向切面,计算域为四个边界围成的矩形区域,不考虑壁面盲孔的存在。

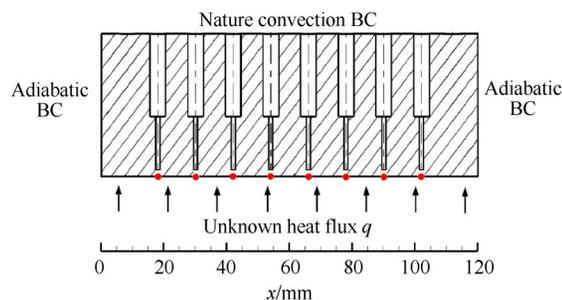


Fig. 3 Computational domain and applied boundary conditions

燃烧室的前端与后端均被认为是绝热端面,在正问题求解时给定绝热边界条件。燃烧室外壁直接与外界环境接触,设为对流边界条件,对流换热系数设为  $15\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$ 。未知的热流作为内壁的边界条件,其热流即为传热反演所求的热流。在本文中,内壁上的热流通过 8 个点的线性插值得到,数量等于热电偶的数量。如图 3 所示,测温点正下方有 8 处被红点标出的位置,即为反演计算中要优化的几处热流。边界条件在计算中通过 UDF 写入,以外界环境温度作为热沉燃烧室初始温度对计算域进行初始化。在计算过程中,假定紫铜的导热率等物性参数为常数,不随温度变化。

### 2.2.1.2 优化方法

研究中的优化方法采用 Levenberg-Marquardt 算法,它是一种基于梯度的优化算法<sup>[19]</sup>,因其精度、效率的优势广泛应用于表面热流辨识<sup>[20]</sup>。

对于非稳态的测温问题,Levenberg-Marquardt 方法优化的目标函数为

$$S = [Y - T(q)]^T [Y - T(q)] \quad (1)$$

式中  $Y$  代表在  $t$  时刻由  $m$  个测点的温度形成的温度矢量,  $T$  是由正问题计算得到的  $m$  个测点的温度矢量,  $T$  值与边界上加载的热流  $q$  相关。以上即形成了一个最优化问题: 求在某一个热流边界  $q$  下, 使目标函数  $S$  值最小。而构造热流边界  $q$  则需要用到优化算法。

为使  $S$  取最小值, 则

$$\frac{\partial S}{\partial q_i} = \frac{\partial}{\partial q_i} \left( [Y - T(q)]^T [Y - T(q)] \right) = 0 \quad (2)$$

将  $T(q)$  泰勒展开并带入上式, 经过变换可得

$$q^{k+1} = q^k + \left[ (J^k)^T J^k \right]^{-1} (J^k)^T [T - T(q^k)] \quad (3)$$

其中,  $J$  为雅克比矩阵

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial T_1}{\partial q_1} & \frac{\partial T_1}{\partial q_2} & \dots & \frac{\partial T_1}{\partial q_n} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \frac{\partial T_n}{\partial q_1} & \frac{\partial T_n}{\partial q_2} & \dots & \frac{\partial T_n}{\partial q_n} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$J^k$  是雅克比矩阵在  $q^k$  处的值, 其中任一元素  $\partial T_j / \partial q_i$  的含义是: 第  $i$  处的热流产生微小变化, 对  $j$  处的温度所产生的影响。其值可通过求解正问题求得。

通过式(3)求解得到新的热流边界, 并计算传热正问题得到新的  $T(q)$ , 直到满足  $S(q^{k+1}) < \varepsilon$ 。  $\varepsilon$  为较小的正数, 本文在计算中取  $1 \times 10^{-6}$ 。

### 2.2.2 反问题方法的计算验证

为了验证传热反演方法的可行性并评估其对复杂热流辨识的准确性, 文中给推力室内壁面加载特定形式的热载荷进行验证。分别是线性分布的热流  $q_1$ , 半周期的正弦分布热流  $q_2$ , 全周期的正弦分布热流  $q_3$ , 三种形式的热流的表达式分别如式(5)~(7)所

示。这三种形式热流从时间来看均是阶跃热流, 一般液体火箭发动机实验中的热流变化具有阶跃热流的特征; 从空间来看, 热流  $q_3$  形式最为复杂, 热流  $q_1$  最为简单。

线性的热流分布

$$q_1(x, t) = \begin{cases} 0 & t \in [0s, 2s] \\ (125x/3 + 7/4) \times 10^6 & t \in (2s, 6s) \end{cases} \quad (5)$$

半周期的正弦热流分布

$$q_2(x, t) = \begin{cases} 0 & t \in [0s, 2s] \\ (2\sin(\pi x/0.12) + 4) \times 10^6 & t \in (2s, 6s) \end{cases} \quad (6)$$

全周期的正弦热流分布

$$q_3(x, t) = \begin{cases} 0 & t \in [0s, 2s] \\ (2\sin(2\pi x/0.12) + 4) \times 10^6 & t \in (2s, 6s) \end{cases} \quad (7)$$

将热流  $q_1, q_2, q_3$  加载于推力室内壁, 计算得到 8 处测点位置的温度。然后将这 8 处的计算温度作为实验测量温度, 应用传热反问题方法对测点温度进行反演计算。图 4 显示了三种不同形式的热流及其对应的反演结果。

图 4 中, 红色线条代表热流的理论值, 也即实验中加载的热流, 蓝色线条代表经传热反问题方法计算得到的反演热流, 实心蓝点位置对应着热电偶的位置。从图中可以看出: 对于线性分布的热流  $q_1$  和半周期的正弦型热流  $q_2$ , 热流反演结果准确度很高, 热流  $q_2$  的反演热流与理论值仅在两侧边界附近略有差别; 而对于全周期的正弦型热流  $q_3$ , 在靠近边界的两点处, 存在明显的误差, 最大误差 5.7%。

总体来看, 本文的传热反问题方法能够对以上三种形式的热流进行较为准确的反演, 但是随着热流形式由简单变复杂, 局部反演误差也会增大。计算误差的出现, 一是由于 8 个测点的数量有限, 对于

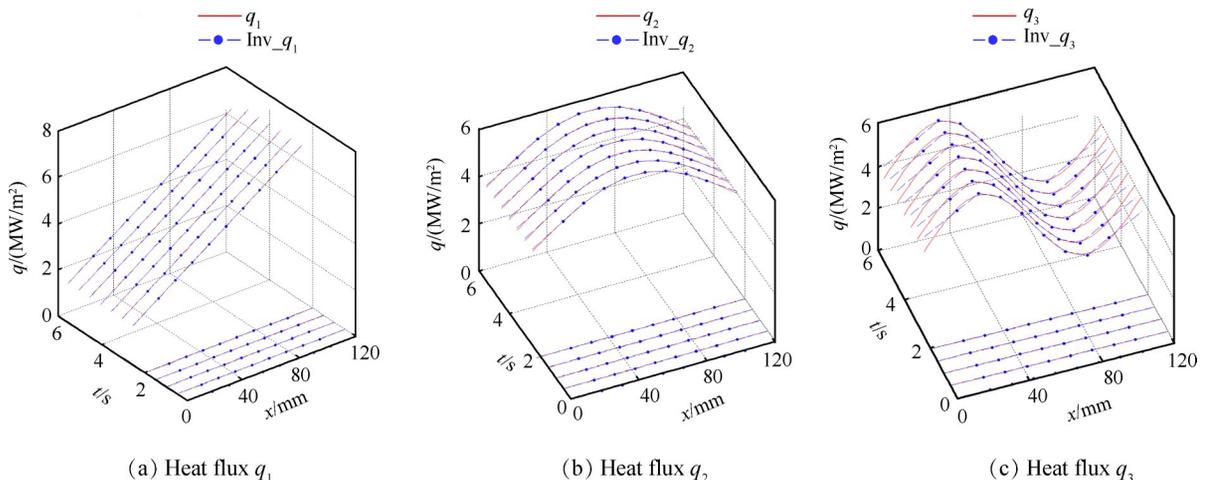


Fig. 4 Comparison of heat flux and resulting inverse heat flux

复杂热流形式分辨力有限;二是由于在边界附近的热流通过向外插值得到,容易在边界处放大误差。

### 2.2.3 测点位置对热流反演精度的影响

试验件加工精度的不足、金属碎屑进入测温孔中等问题,可能会导致测温点实际深度和理论深度有微小的偏差。实际测温点与理论测温点位置的不同,导致实际测得的温度与理论上应该测得的温度有持续性的偏差,温度偏差量随着实验时间不断改变。而采用传热反问题算法反演计算时,却将实际测温点的温度当作理论测量点的温度来进行反演计算,这可能造成较大的反演误差,因此有必要就测温点位置对热流反演精度的影响进行研究。

以2.2.2节中 $q_1$ 为例进行研究,测温点距离推力室内表面的理论距离为1.5mm。Case1的8个测点实际深度与理论深度的偏差为0.1mm以内的随机值;Case2的8个测点实际深度与理论深度的偏差为Case1偏差的2倍。几种情况下各个热电偶距内壁距离如表1所示。

Table 1 Distance of the thermocouples from the hot gas wall

Axial position/mm	Theoretical distance/mm	Case1(mm)	Case2(mm)
$x=18$	1.50	1.58	1.66
$x=30$	1.50	1.59	1.68
$x=42$	1.50	1.51	1.52
$x=54$	1.50	1.43	1.36
$x=66$	1.50	1.43	1.36
$x=78$	1.50	1.45	1.40
$x=90$	1.50	1.57	1.64
$x=102$	1.50	1.45	1.40

表2为两种情况下的计算结果,从表中可以看出:Case1最大误差-2.32%,Case2最大误差-4.62%。可见随着深度随机偏差的增大,热流反演结果的偏差也会增大,说明保证热电偶位置对热流反演精度有着重要影响。本文实验中实际距离与理论距离的最大偏差在0.2mm以内,可以确保由热电偶位置引起的误差较小。

## 3 实验结果及分析

### 3.1 热电偶测量结果

燃烧室壁面初始温度与环境温度一致,为287K。实验所测得的热电偶温度数据如图5所示。图中0时刻推力室点火,随后温度开始上升。可以看到,测点温度在推力室点火后快速上升,且温度沿轴向呈

Table 2 Effects of thermocouple position on inverse heat flux

Axial position/mm	Theoretical $q/(MW/m^2)$	Case1/ $(MW/m^2)$	Error1/%	Case2/ $(MW/m^2)$	Error2/%
$x=18$	2.500	2.483	-0.68	2.467	-1.32
$x=30$	3.000	2.960	-1.33	2.921	-2.63
$x=42$	3.500	3.491	-0.26	3.481	-0.54
$x=54$	4.000	4.042	1.05	4.086	2.15
$x=66$	4.500	4.517	0.38	4.533	0.73
$x=78$	5.000	5.068	1.36	5.136	2.72
$x=90$	5.500	5.372	-2.32	5.246	-4.62
$x=102$	6.000	6.002	0.03	6.004	0.07

现前高后低的特点,即热电偶的位置越靠近头部,测量得到的温度越高。 $t=3s$ 时,距离头部最近热电偶的温度为362K,而距头部最远的热电偶温度仅为327K。

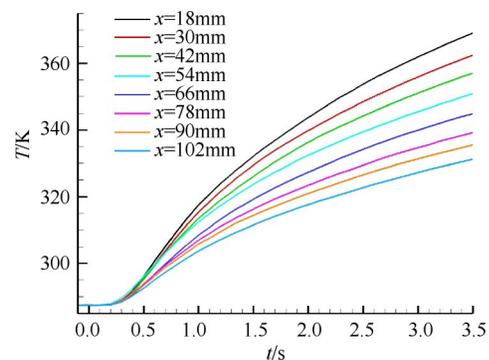


Fig. 5 Temperature measured by thermocouple at different locations

### 3.2 实验测量温度的补偿方法

由于热电偶存在响应延迟,热电偶测量的温度并非测温点的实际温度,要获得测量点的实际温度必须考虑到热电偶的特征时间。热电偶特征时间的存在,使得热电偶测得的温度偏离实际温度,特征时间越长,测量温度与实际温度的偏差越大。热电偶测量恒温物体时的温度响应可用式(8)描述:

$$T(t) = T_c - (T_c - T_0)e^{-t/\tau} \quad (8)$$

式中 $T_c$ 代表被测恒温物体的温度, $T_0$ 代表热电偶初始温度, $t$ 为响应时间, $\tau$ 为热电偶的特征时间。对于非稳态导热,测温点的温度 $T_c$ 非恒定值,热电偶的动态响应过程更加复杂,但在非常短的时间 $\Delta t$ 时间内,可以认为测温点的温度几乎不变,则有

$$T_c(t) = (T(t) - T(t - \Delta t)e^{-\Delta t/\tau}) / (1 - e^{-\Delta t/\tau}) \quad (9)$$

从零时刻开始逐步应用式(9)进行计算,可以得到测点的实际温度。对实验测得的温度曲线按照不

同的特征时间进行修正计算,如图6所示,图中特征时间为0ms的曲线代表实验测得的温度曲线,特征时间越长,修正后的温度曲线前移越显著。

本文在对实验获得的温度数据进行反演计算之前,按照特征时间等于100ms进行数据修正,减小由热电偶响应延迟带来的偏差。

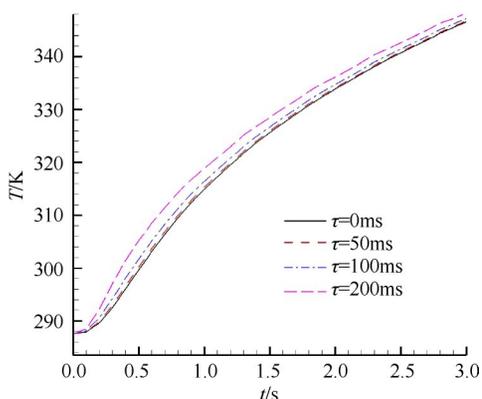


Fig. 6 Corrected temperature comparison for different characteristic time of thermocouple

### 3.3 热流反演结果及分析

应用文中的传热反问题方法进行计算,得到瞬态的热流密度。图7显示了经热流反演得到的各个位置热流随时间变化曲线,从图中可见:一方面,发动机点火后各个位置的热流快速上升,在1s内已达到稳态值;另一方面,热流在轴向的分布,呈现出前高后底的特点,越靠近燃烧室头部的位置,热流越高。图8显示了  $t=2s$  时刻内壁面的热流及温度分布,明显可以看出热流和温度沿轴向不断降低。以上结果与文献12中的结果一致,温度和热流沿着轴向降低说明火焰锋在燃烧室头部,推进剂在燃烧室头部附近就已经基本燃烧完全,因此热释过程主要在燃烧室头部附近完成。而随着轴向位置增大,燃烧室中基本不再发生化学反应,并且由于推力室的热传导,沿轴向燃烧产物的温度也会下降。

图9显示了  $t=2s$  时刻推力室的温度分布云图,这是传热反演过程中应用Fluent计算正问题得到的结果,较为直观地显示了燃烧室的温度分布规律。

## 4 结论

为了能够得到燃烧室的热流及温度分布,本文基于轴向多点测温建立了传热反问题方法,并将其应用于  $N_2O/C_2H_4$  预混推进剂燃烧室实验数据分析,得到以下结论:

(1) 本文建立的传热反问题方法通过直接求解

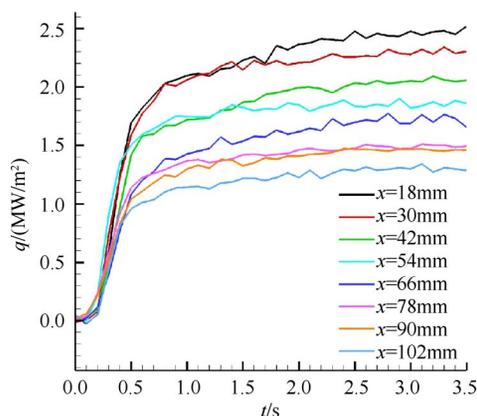


Fig. 7 Heat flux profiles along time

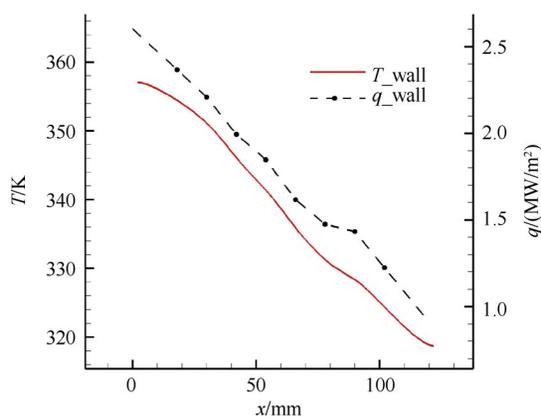


Fig. 8 Temperature and heat flux at the hot gas wall ( $t=2s$ )

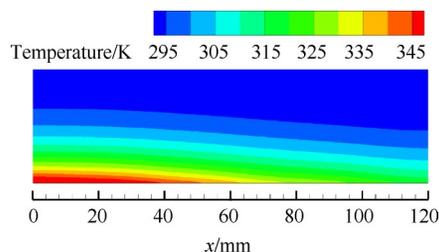


Fig. 9 Temperature of the combustion chamber ( $t=2s$ )

燃烧室固壁温度场,能够考虑到轴向的热传导,较为准确地反演出随时间及空间变化的热流。

(2) 热电偶位置偏差对反演结果有明显的影响,与理论深度偏差在0.2mm以内的随机深度偏差可导致超过4%热流反演误差,因此应该严格控制测温孔的加工精度或者准确获取测温孔的实际深度。

(3)  $N_2O/C_2H_4$  预混推进剂燃烧室热流及温度沿轴向降低,反映出推进剂在燃烧室头部附近就已经基本燃烧完全,因此热释过程主要在燃烧室头部附近完成。随着轴向位置增大,燃烧室中基本不再发生化学反应。

## 参考文献

[1] Fröhlich A, Popp M, Schmidt G, et al. Heat Transfer

- Characteristics of  $H_2/O_2$  Combustion Chambers [R]. *AIAA* 93-1826.
- [ 2 ] Kim J G, Lee K J, Seo S, et al. Film Cooling Effects on Wall Heat Flux of a Liquid Propellant Combustion Chamber[R]. *AIAA* 2006-5196.
- [ 3 ] Negishi H, Kumakawa A, Yamanishi N, et al. Heat Transfer Simulations in Liquid Rocket Engine Subscale Thrust Chambers[R]. *AIAA* 2008-5241.
- [ 4 ] Kirchberger C, Schlieben G, Haidn O J. Using Intra Cooling Channel Measurements for Film Cooling Investigations in a GOX/Kerosene Rocket Combustion Chamber [R]. *AIAA* 2012-3910.
- [ 5 ] Marshall W M, Pal S, Woodward R D, et al. Wall Heat Flux Data for a  $GO_2/GH_2$  Single Element Combustor[R]. *AIAA* 2005-3572.
- [ 6 ] Suslov D, Woschnak A, Greuel D, et al. Measurement Techniques for the Investigation of Heat Transfer Processes at the European Research and Technology Test Facility P8 [C]. *Moscow: European Conference for Aerospace Sciences*, 2005.
- [ 7 ] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat Fluxes Measurements in a  $GH_2/GO_2$  Single-Element, Shear Injector [R]. *AIAA* 2006-5048.
- [ 8 ] Coy E. An Efficient Method for Calculating Surface Temperature and Heat Flux Based on Embedded Temperature Sensors[R]. *AIAA* 2008-3952.
- [ 9 ] 孙冰, 刘迪, 王太平. 液体火箭发动机燃烧室壁面热流测量方法研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(9): 2122-2129. (SUN Bing, LIU Di, WANG Tai-ping. A Method to Measure Wall Heat Flux of a Liquid Rocket Engine Combustion Chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(9): 2122-2129.)
- [ 10 ] Huang C H, Tsai Y L. A Transient 3-D Inverse Problem in Imaging the Time-Dependent Local Heat Transfer Coefficients for Plate Fin [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2005, 25: 2478-2495.
- [ 11 ] Celano M P, Silvestri S, Pauw J, et al. Heat Flux Evaluation Methods for a Single Element Heat-Sink Chamber [C]. *Munich: 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, 2015.
- [ 12 ] Perakis N, Werling L, Ciezki H, et al. Numerical Calculation of Heat Flux Profiles in a  $N_2O/C_2H_4$  Premixed Green Propellant Combustor Using an Inverse Heat Conduction Method [C]. *Rome: Space Propulsion Conference*, 2016.
- [ 13 ] Suslov D I, Arnold R, Haidn O J. Investigation of Film Cooling Efficiency in a High Pressure Subscale  $LOX/H_2$  Combustion Chamber[R]. *AIAA* 2011-5778.
- [ 14 ] 汪小卫, 金平, 蔡国飙, 等. 单喷嘴燃烧室传热特性测量方法[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 726-732. (WANG Xiao-wei, JIN Ping, CAI Guo-biao, et al. Method for Measurement of Single-Injector Heat Transfer Characteristics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 726-732.)
- [ 15 ] 刘占一, 刘计武, 汪广旭. 气氧甲烷单喷嘴燃烧室壁面热流的测量和数值模拟[J]. *推进技术*, 2018, 39(5): 1033-1040. (LIU Zhan-yi, LIU Ji-wu, WANG Guang-xu, et al. Measurements and Numerical Simulation of Wall Heat Fluxes in a Single-Element  $GO_2/GCH_4$  Rocket combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 1033-1040.)
- [ 16 ] Mungas G, Vozoff M, Rishikof B. NOFBX™: A New Non-Toxic, "Green" Propulsion Technology with High Performance and Low Cost[C]. *Naples: 63rd International Astronautical Congress*, 2012.
- [ 17 ] Werling L, Perakis N, Müller S, et al. Hot Firing of a  $N_2O/C_2H_4$  Premixed Green Propellant: First Combustion Tests and Results [C]. *Rome: Space Propulsion Conference*, 2016.
- [ 18 ] Werling L, Hochheimer B, Baral A, et al. Experimental and Numerical Analysis of the Heat Flux Occurring in a Nitrous Oxide/Ethene Green Propellant Combustion Demonstrator [C]. *Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015.
- [ 19 ] Marcos B, Boulet M, Ousegui A, et al. Comparison of Global and Sequential Methods for an Inverse Heat Transfer Problem [J]. *Inverse Problems in Science and Engineering*, 2011, 19(6): 793-814.
- [ 20 ] 丁小恒. 高超声速飞行试验热流密度测量方法与装置研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.

(编辑: 朱立影)