# 基于L-M算法的液体火箭推力室壁面 热流密度测量方法<sup>\*</sup>

韩兆鹏,韩亚威,刘亚冰,韦宝禧,冮 强

(北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要:为获取液体火箭推力室热防护方案构建的基础数据,结合单点瞬态法,提出了基于L-M 算法测量壁面热流密度的方法。通过模拟热流密度分析算法中关键参数对求解精度的影响,给出关键参 数的选取建议。在此基础上,对过氧化氢煤油推力室典型试验工况进行热流密度测量。结果表明:圆筒 段末端壁面热流密度为3.35MW/m<sup>2</sup>,喉部位置单组元工况下壁面热流密度为2.21MW/m<sup>2</sup>,双组元工况下 壁面热流密度为10.59MW/m<sup>2</sup>,热流密度变化过程与室压变化过程完全对应。变工况过程中近壁处燃气 温度存在恢复过程,燃气温度稳定后,壁面热流密度也达到稳定状态。本文提出的方法可迅速、准确地 测量推力室壁面热流密度。

关键词:推力室;热防护;L-M算法;壁面热流密度;过氧化氢
中图分类号: V434<sup>+</sup>.1
文献标识码: A
文章编号: 1001-4055 (2021) 07-1643-09
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200693

## Method to Measure Wall Heat Flux of Liquid Rocket Thrust Chambers Based on L-M Algorithm

HAN Zhao-peng, HAN Ya-wei, LIU Ya-bing, WEI Bao-xi, GANG Qiang

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract**: To obtain basic data for designing thermal protection of liquid rocket thrust chambers, a method to measure wall heat flux based on L–M algorithm was proposed, which could be implemented with the transient temperature data obtained by a thermocouple. And through simulation heat flux comparison and discussion, the key parameters' value suggestion which would influence the solution accuracy was also given. Then, apply it in the typical hot firing test of a hydrogen peroxide biopropellant thrust chamber. The results indicate that wall heat flux at the end of cylinder is 3.35MW/m<sup>2</sup>. The wall heat flux at throat is 2.21MW/m<sup>2</sup> in the monopropellant mode, which matches the change process of chamber pressure well. The gas temperature near the wall will recover for a certain time when the test condition changes. After the gas temperature stabilizes, the wall heat flux also reaches a steady state. The proposed method can be used to measure the wall heat flux rapidly and accurately.

Key words: Thrust chamber; Thermal protection; L-M algorithm; Wall heat flux; Hydrogen peroxide

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-09-08; 修订日期: 2020-12-24。

作者简介:韩兆鹏,硕士,工程师,研究领域为空天组合动力技术。E-mail: hanzhaopeng1992@foxmail.com

通讯作者:刘亚冰,博士,高级工程师,研究领域为空天组合动力技术。E-mail: 791311629@qq.com

<sup>引用格式:韩兆鹏,韩亚威,刘亚冰,等.基于L-M算法的液体火箭推力室壁面热流密度测量方法[J].推进技术,2021,42
(7):1643-1651. (HAN Zhao-peng, HAN Ya-wei,LIU Ya-bing, et al. Method to Measure Wall Heat Flux of Liquid Rocket Thrust Chambers Based on L-M Algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7):1643-1651.)</sup> 

## 符号表

<i>T</i> /℃	与时间相关的温度场向量	<i>f</i> /Hz	取样频率
m	测点温度个数	上标和下标	
$ ho/(kg/m^3)$	结构材料密度	<i>i ,j</i> num	计数变量
$c_p/(J/(kg \cdot K))$	结构材料比热容	k	迭代次数
$\lambda/(W/(m \cdot K))$	结构材料热导率	Т	转置
Ν	谐波个数	$\exp$	试验值
$P/(W/m^2)$	预估参数向量	cal	计算值
$\tau/s$	测量时间	set	设定值
L/mm	测点距内壁面距离		

## 1 引 言

以 RBCC 为代表的组合发动机对液体火箭推力 室提出高性能、大变比、多次启动等应用需求,推力 室结构热防护方案设计难度极大。为此,需要对推 力室壁面热流密度数据进行深入研究,以实现结构 热防护方案的精细化设计。目前对壁面热流密度数 据计算常采用的方法有:量热法、稳态梯度法、两点 瞬态法和单点瞬态法等。

量热法<sup>[1-2]</sup>通过发动机稳态工作时冷却水的温升 反估壁面平均热流密度,该方法无法准确获取喉部 区域热流密度。稳态梯度法<sup>[3-4]</sup>测量发动机稳态工作 时不同深度位置上的温度,通过导热逆运算获取热 流密度,计算结果较准确,但发动机需要达到稳定工 作状态,对试验件和试验条件要求较高。两点瞬态 法<sup>[5-7]</sup>通过测量发动机两个不同深度位置的瞬态温 度,通过数值计算方法获取瞬态热流密度,该方法需 要同轴热电偶在整个工作过程中与壁面接触良好, 实际应用效果有限。单点瞬态法<sup>[8-9]</sup>通过测量内壁面 一定位置的瞬态温度场,通过导热反问题求解边界 热流密度,具有简单可靠、使用方便等优点,近年来 得到较广泛的应用。

导热反问题求解的一个重要特征是问题的解不 唯一,输入数据较小的波动易造成求解不稳定,这种 非适定特征需要特殊的求解方法<sup>[10]</sup>。国内外学者对 此做了大量研究,开发了函数预估法<sup>[11]</sup>、正则化 法<sup>[12]</sup>、共轭梯度法<sup>[13-14]</sup>与奇异值分解法<sup>[15]</sup>等一系列 求解方法。其中,采用函数预估思路的L-M<sup>[16-18]</sup> (Levenberg-Marquardt)算法以其求解思路简单、收敛 速度快等<sup>[19]</sup>优势在求解导热反问题中得到了较广泛 的应用。

目前 L-M 算法的实际应用多见于平板加热<sup>[20]</sup>、 圆柱体<sup>[21]</sup>加热等原理验证试验。北京航空航天大学 孙冰课题组<sup>[9]</sup>把 L-M 算法中随时间变化的预估函数 简化为阶梯函数,并把其应用于气膜冷却推力室的 壁面热流测量工作。由于阶梯函数的分段区间选择 受主观经验影响较大,该处理具有一定局限性。

本文结合单点瞬态法,给出适应推力室工作特 点的预估函数形式和收敛准则,以过氧化氢煤油推 力室为应用对象,进行热流密度测量工作。具体操 作为:利用热电偶获取推力室工作时结构特定位置 的瞬态温度场,再通过L-M算法进行壁面热流密度 的求取。测量过程简单、测量结果准确可靠,对其它 推进剂体系的推力室壁面热流密度测量工作具有一 定指导意义。

## 2 计算方法

#### 2.1 单点瞬态法应用条件

单点瞬态法把三维传热问题简化为一维传热问 题处理,该处理前提为所测位置的径向传热量远大 于周向传热量和轴向传热量<sup>[8]</sup>。文献[22]展示的过 氧化氢煤油推力室沿程热流密度曲线显示推力室圆 筒段和喉部附近的轴向传热量较小。推进剂从喷注器 向推力室喷注、雾化、掺混、燃烧,随着燃烧过程的进 展,周向热流密度分布逐渐均匀,推力室圆筒段末端 和喉部附近的周向传热量较小<sup>[23]</sup>。综上,推力室圆 筒段末端和喉部位置满足单点瞬态法的应用条件。

#### 2.2 导热反问题求解思路

在短时试验中可利用热电偶获取推力室结构特定位置处与测量时间一一对应的瞬态温度场  $T_{exp} = (T_i, i = 1, 2, ..., m)^T$ ,其中, m 为测点温度个数。 假定壁面热流形式,给定初始条件,通过传热方程获 取相应的数值温度场 $T_{eal} = (T_i, i = 1, 2, ..., m)^T$ 。当数 值温度场和瞬态温度场吻合时,认为假定的壁面热 流为实际壁面热流。

下面对传热方程、假定壁面热流形式与迭代求

解方程分别进行介绍。

#### 2.3 传热方程

对推力室待测截面,可沿径向划分网格单元,建 立无内热源、非稳态、变导热系数的导热微分方程 如下<sup>[24]</sup>

$$\rho c_{p} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{A(x)} \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda A(x) \frac{\partial T}{\partial x} \right]$$
(1)

式中x为网格点径向坐标,A(x)是与导热面积有 关的因子,对于推力室而言,其为网格点所在位置的 空间半径。结构传热时间步长与边界热流密度时间 步长保持一致。

## 2.4 壁面热流形式

待求的壁面热流密度属于未知边界条件,L-M 算法认为未知边界条件可以用一系列预估参数和特 定形式函数的组合表示,对于随时间变化的热流密 度函数q(t),可表示为

$$q(t) = \sum_{j=1}^{N} P_j C_j(t)$$
(2)

式中*P*<sub>j</sub>为待求的预估参数,*C*<sub>j</sub>(*t*)为正弦、余弦、样条曲线、多项式等某一类特定形式函数,是时间的函数<sup>[20]</sup>。

由傅里叶级数思想可知,任何周期变化都可以 用正弦函数或余弦函数构成的无穷级数来表示。  $q(t) 在测量时段[0, \tau]内属于非周期变化,可做偶$  $(奇)延拓,使其成为以[<math>-\tau, \tau$ ]为周期的周期性变 化,此时 $C_j(t)$ 可为余弦(正弦)函数。实际只能利用  $[0, \tau]$ 区间的测量值和计算值进行迭代计算,在 $[0, \tau]$ 区间内余弦函数具有更广的函数值域,迭代过程中 收敛性更强。故选取余弦函数作为特征函数<sup>[25]</sup>,式 (2)变为

$$q(t) = \sum_{j=1}^{N} P_j \cos\left[(j-1)\omega t\right]$$
(3)

式中N为余弦函数的谐波个数(考虑基频), $\omega$ 为角频率,定义为 $\omega = 2\pi/2\tau$ 。

## 2.5 迭代求解方程

L-M算法基于方差最小原则判断预估参数向量  $P=(P_i, j=1, 2, ..., N)^{T}$ 的准确性,方差表示为

$$S(\boldsymbol{P}) = \sum_{i=1}^{m} \left[ T_{\text{exp},i} - T_{\text{cal},i}(\boldsymbol{P}) \right]^2$$
(4)

 $T_{exp,i}$ 为时刻 $t_i$ 对应的测量温度, $T_{eal,i}(P)$ 为相应结构位置在预估参数向量拟合的壁面热流密度作用下,时刻 $t_i$ 的计算温度。

可把式(4)变为向量形式

$$S(\boldsymbol{P}) = \left[\boldsymbol{T}_{exp} - \boldsymbol{T}_{cal}(\boldsymbol{P})\right]^{\mathrm{T}} \left[\boldsymbol{T}_{exp} - \boldsymbol{T}_{cal}(\boldsymbol{P})\right] \quad (5)$$

为使式(5)达到最小值,*S*(*P*)要对每一个预估参数进行微分并使其等于0<sup>[26]</sup>,即

$$\nabla S(\boldsymbol{P}) = -2 \left[ \frac{\partial \boldsymbol{T}_{cal}^{T}(\boldsymbol{P})}{\partial \boldsymbol{P}} \right] \left[ \boldsymbol{T}_{exp} - \boldsymbol{T}_{cal}(\boldsymbol{P}) \right] = 0 \ (6)$$

 $\partial T_{cal}^{T}(P) / \partial P$ 为N行m列矩阵,其转置为多变数向 量函数 $T_{cal}(P)$ 的雅克比矩阵,定义为 $J(P) = (J_{ij})_{m \times N}$ 。 其中

$$J_{ij} = [T_{cal,i}(P_1,...,P_j + \varepsilon P_j,...,P_N) - T_{cal,i}(P_1,...,P_j - \varepsilon P_j,...,P_N)]/(2\varepsilon P_j)$$
(7)

式中 ε 为微小摄动量,可在 10-3~10-5内取值。

将 **T**<sub>cal</sub>(**P**)在点 **P**<sup>k</sup>进行泰勒级数展开(k为迭代次数),得到表达式如下

$$\boldsymbol{T}_{cal}(\boldsymbol{P}) = \boldsymbol{T}_{cal}(\boldsymbol{P}^k) + \boldsymbol{J}^k(\boldsymbol{P} - \boldsymbol{P}^k)$$
(8)

把式(8)代入式(6),并把 $\partial T_{cal}^{T}(P) / \partial P \prod J^{T}$ 表示, 整理,得<sup>[10]</sup>

$$\boldsymbol{P} = \boldsymbol{P}^{k} + \left[ \left( \boldsymbol{J}^{k} \right)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{J}^{k} \right]^{-1} \left( \boldsymbol{J}^{k} \right)^{\mathrm{T}} \left[ \boldsymbol{T}_{\mathrm{exp}} - \boldsymbol{T}_{\mathrm{cal}} \left( \boldsymbol{P}^{k} \right) \right] \quad (9)$$

由于导热反问题属于非适定性问题<sup>[10]</sup>, |(**J**<sup>\*</sup>)<sup>\*</sup>**J**<sup>\*</sup>|≈ 0,为增加求解的稳定性,在上式中加入调节项,获得 预估参数向量**P**的迭代求解方程

$$\boldsymbol{P}^{k+1} = \boldsymbol{P}^{k} + \left[ \left( \boldsymbol{J}^{k} \right)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{J}^{k} + \boldsymbol{\mu}^{k} \boldsymbol{\Omega}^{k} \right]^{-1} \left( \boldsymbol{J}^{k} \right)^{\mathrm{T}} \left[ \boldsymbol{T}_{\mathrm{exp}} - \boldsymbol{T}_{\mathrm{cal}} \left( \boldsymbol{P}^{k} \right) \right]$$
(10)

式中 $\Omega^*$ 为对角矩阵,定义为

$$\boldsymbol{\varOmega}^{k} = \operatorname{diag}\left[\left(\boldsymbol{J}^{k}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}^{k}\right]$$
(11)

式中 $\mu^{k}$ 为调节因子,其值选取与迭代过程中计算 的方差 $S(P^{k})$ 相关<sup>[20]</sup>。当 $S(P^{k}) \leq S(P^{k-1})$ 时, $\mu^{k+1} = 0.1\mu^{k}$ ,当 $S(P^{k}) > S(P^{k-1})$ 时, $\mu^{k+1}=10\mu^{k}$ 。

满足如下收敛准则时,可认为计算收敛,拟合的 壁面热流密度为实际壁面热流密度

$$|S(\boldsymbol{P}^{k+1}) - S(\boldsymbol{P}^{k})| < \xi_{1}$$

$$|(\boldsymbol{J}^{k+1})^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{T}_{\exp} - \boldsymbol{T}_{\mathrm{cal}}(\boldsymbol{P}^{k+1})] - (\boldsymbol{J}^{k})^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{T}_{\exp} - \boldsymbol{T}_{\mathrm{cal}}(\boldsymbol{P}^{k})]| < \xi_{2}$$

$$|\boldsymbol{P}^{k+1} - \boldsymbol{P}^{k}| < \xi_{3}$$
(12)

式中 $\xi_1$ , $\xi_2$ 与 $\xi_3$ 为设定的数值计算精度。 至此,总结L-M算法的计算流程如图1所示。

## 3 方法应用

可通过热电偶在推力室短时性能试验获取结构 某处瞬态温度场,再利用L-M算法求解壁面热流密 度。短时性能试验常采用热导率较高的纯铜作为推 力室结构材料,其热物性见文献[27]。在结构材料 确定的条件下,对该方法求解精度影响较大的因素 包括<sup>[20]</sup>:测点位置距内壁面距离L,测量时间τ,取样



Fig. 1 Flow path of L-M algorithm

频率f,时间步长 $\Delta t$ ,谐波个数N。

在对实际试验数据应用该方法之前,有必要通 过模拟热流密度对关键参数选取的合理性和方法的 准确性进行验证。采用标准均方根误差的百分数(e) 比较上述因素的影响程度

$$e = \frac{1}{\overline{q}_{\text{set}}} \sqrt{\frac{\sum_{\text{num}=1}^{n} \left(q_{\text{cal,num}} - q_{\text{set,num}}\right)^{2}}{n}} \times 100\% \quad (13)$$

式中n为计算的热流密度数据个数, $q_{\text{set,num}}$ 为时刻 $t_{\text{num}}$ 处设定的模拟热流密度值, $q_{\text{cal,num}}$ 为时刻 $t_{\text{num}}$ 处的计算值, $\bar{q}_{\text{cut}}$ 为模拟热流密度的平均值。

#### 3.1 模拟热流验证

本文以文献[22]介绍的组合动力用过氧化氢煤 油推力室为研究对象,其以喉部直径作为特征长度, 其余尺寸作无量纲处理,工况及型面见表1。

其采用催化床催化点火的方式,在推力室双组 元工作之前通入一定时间的过氧化氢用于启动催化

ist
1

chamber <sup>[22]</sup>				
Parameters	Value			
Combustor diameter	2.25			
Throat diameter	1			
Outlet diameter	2.25			
Cylinder length	7.25			
Thrust length	10.7			
Expanding angle/(°)	10			
Mass flux/%	57.1~100			
Combustor pressure/MPa	2.0~3.6			
Mixture ratio	7.5			

床。推力室压力先上升到某一值稳定一小段时间 后,再继续上升至设计压力附近稳定一段时间,继而 下降。热流密度与室压呈正相关关系,故采用阶梯 型热流密度变化规律作为模拟热流。为验证测量时 间对方法的影响,单组元启动时间不变,双组元工作 时间分别设置为1,3,5s,数值热流密度曲线见图2。



Fig. 2 Rumerical wan near i

3.1.1 测量位置的影响

以双组元工作时间 5s 的 q<sub>3</sub>(t)热流密度曲线为输 入条件,比较测点位置距内壁面距离 L 对求解的影 响。推力室身部测温孔结构如图 3 所示,其中,近壁 处孔径不大于 1.5mm。文献[28]通过与 CFD 计算结 果对比指出,相似尺度下纯铜推力室的测温孔结构 对一维传热带来的计算误差较小,处于工程可接受 范围内。



Fig. 3 Location of measured points

取结构初温25℃,设置外壁为绝热壁,分别取L= 1,2,3mm,得到测点瞬态温度场如图4所示。

取测量时间 *τ* 值为 8s,利用 L-M 算法开展导热反问题计算,获得壁面热流密度曲线见图 5。

统计三条计算曲线与模拟热流密度曲线的 e, 见表2。

通过图 5 和表 2 可见,采用 L-M 算法计算获得的 热流密度曲线与模拟热流密度曲线吻合度较高。由 于模拟算例的热流密度只沿径向传递,在一定范围



Fig. 4 Transient temperature field of different measure location



Fig. 5 Calculated wall heat flux of different measure location

 Table 2
 e of different measure location

L/mm	1	2	3
e/%	0.301	0.312	0.327

内,L-M算法求解精度受测点位置距内壁面距离L的 影响较小。实际热流密度还会沿周向和轴向传递, 综合考虑结构强度和三维热传导效应的影响,建议 推力室试验件的测点位置距内壁面距离L取2mm。 3.1.2 测量时间的影响

取 L=2mm, 给定结构初温为  $25^{\circ}$ , 分别采用图 2 所示  $q_1(t)$ ,  $q_2(t)$ ,  $q_3(t)$ 热流密度曲线, 得到测点瞬态 温度场如图 6 所示。

分别取测量时间τ值为4,6,8s,进行计算,热流 密度计算结果见图7,e的统计结果见表3。

可见,在MW/m<sup>2</sup>的壁面热流密度量级下,一定范 围内,L-M算法求解精度受测量时间影响较小。实际试验中,测量时间过短则推力室压力可能尚未达 到平衡,测量时间过长则要求试验件具有较大的热 容量且存在内壁面烧蚀的风险,建议推力室双组元 工作时间取 2~3s左右。



Fig. 6 Transient temperature field of different measure time



Fig. 7 Calculated wall heat flux of different measure time

 Table 3
 e of different measure time

$\tau/s$	4	6	8
e/%	0.327	0.291	0.312

3.1.3 取样频率的影响

选取 q<sub>2</sub>(t) 热流密度曲线, L=2mm, 分别采用 f= 10,100,1000Hz 的取样频率对温度进行数据采集, 通 过 L-M 算法进行导热反问题计算。f=10Hz 时计算结 果振荡较大, 其余两种取样频率的计算结果见图 8, 三种取样频率的 e 统计结果见表 4。



Fig. 8 Calculated wall heat flux of different sample frequency

 Table 4
 e of different sample frequency

<i>f</i> /Hz	10	100	1000
e/%	1298.9	0.291	0.299

由图 8 和表 4 可知,取样频率过低无法得到收敛 解,取样频率超过 100Hz后,取样频率越高,求解的计 算量越大,但对求解精度的影响较小。建议试验中 采用的温度变送器输出的模拟信号频率响应不低于 100Hz,取样频率取 100Hz。

3.1.4 时间步长的影响

边界热流密度的时间步长选取不能大于取样数据对应的时间步长,选取 $q_2(t)$ 热流密度曲线,L=2mm,取样频率f=100Hz,分别选取边界热流密度的时间步长 $\Delta t=10,1,0.1$ ms开展计算。计算结果见图9, e的统计结果见表5。



Fig. 9 Calculated wall heat flux of different time steps

 Table 5
 e of different time steps

$\Delta t/ms$	10	1	0.1
e/%	0.858	0.291	0.264

可见,时间步长对求解精度影响不大,但过小的 时间步长会带来计算资源极大的浪费,建议时间步 长在1~10ms间取值。

3.1.5 谐波个数的影响

针对 $q_2(t)$ 热流密度曲线在L=2mm处的瞬态温度 场进行导热反问题计算,为考察谐波个数对数据处 理精度的影响,式(3)中的N分别取10,20,30,50, 100,200。计算结果见图10,e的统计结果见表6。

通过图 10 可见, N=10 时存在较大振荡, N≥20之 后,除了拐点和始末位置不同谐波个数的计算结果 有所差别外,平稳段差别较小。由于谐波个数越多, 计算量越大,从工程应用角度而言,初期可取较小谐 波个数(不小于 20),如果结果振荡较大则继续增大 谐波个数的取值。



Fig. 10 Calculated wall heat flux of different number of harmonics

 Table 6
 e of different number of harmonics

N	10	20	30	50	100	200
e/%	9.880	1.680	1.669	0.672	0.291	0.038

#### 3.1.6 加工误差的影响

实际上,由于加工误差的存在,不可能完全保证测点位置距内壁面距离与设定值一致,一般地,可控制加工误差在±0.1mm以内。为计算加工误差的影响,分别取 L<sub>actual</sub>=1.9mm,2.0mm,2.1mm处的瞬态温度场作为 T<sub>exp</sub>,L-M算法在L=2mm处求解得到的计算温度作为 T<sub>eal</sub>,计算结果见图 11,表7(谐波个数取 100)。



Fig. 11 Calculated wall heat flux of different actual distance

 Table 7
 e of different actual distance

$L_{\rm actual}/{ m mm}$	1.9	2.0	2.1
e/%	1.052	0.291	0.792

以 L<sub>actual</sub>=1.9mm 为例,该位置测量温度整体要高 于 2.0mm 处的测量温度,把该温度作为 2.0mm 处计算 温度的对照温度,势必导致计算热流偏大,同理,L<sub>actual</sub>= 2.1mm 会导致计算热流偏小。由图 11 和表 7 可见,误 差较小(小于 5%),加工误差造成的影响在可接受范 围内。

#### 3.2 试验数据处理

针对表1所示的小流量推力室工况开展性能试验(设计压力2MPa),基于试验结果对热流密度进行处理。在推力室身部布置4个温度测点,测点距内壁面距离取2mm,如图12所示。



Fig. 12 Location of measured points at thrust chamber structure

其中,以喉部直径作为特征长度,距离尺寸作无 量纲处理,x<sub>1</sub>=3.25,x<sub>2</sub>=1.75。1,3,4测点位于同一截 面(截面A),通过1,3测点比较圆筒段末端热流密度 沿轴向的差异,4位于喉部。测点2的轴向位置与测 点1相同,其所在截面与截面A周向夹角为30°,用于 比较圆筒段末端热流密度沿周向的差异。试验过程 中,单组元工作时间1.5s,双组元工作时间2.5s,过氧 化氢主阀开启-关闭作为数据采集的始末节点,变送 器输出的模拟信号频率响应为1000Hz,采集结果见 图13。



Fig. 13 Temperature and pressure data of the experiment

分别利用 L-M 算法对测点 1,2,3 及测点 4 位置 处的壁面热流密度进行求解,针对试验结果的取样 频率取 100Hz,时间步长取 1ms。计算发现当谐波个 数从 20 增大到 100 时,结果几乎无差异,取谐波个数 为 20 的计算结果如图 14 所示。

通过图 14(a)可见,三个测点的壁面热流密度最 终稳定在 3.35MW/m<sup>2</sup>左右。测点 1 最大热流密度为 3.312MW/m<sup>2</sup>,测点 2 最大热流密度为 3.352MW/m<sup>2</sup>,以



测点1为基准,二者最大热流密度相差不到1.2%,可见,推力室圆筒段末端燃烧较均匀,周向传热量较小。 测点3最大热流密度为3.354MW/m<sup>2</sup>,以测点1为基准, 二者最大热流密度相差不到1.3%,轴向传热量较小。 据此,圆筒段末端满足单点瞬态法的应用条件。

通过图 14(b)可见,测点4热流密度变化过程与室 压变化过程完全对应,热流密度先上升至2.21MW/m<sup>2</sup> 左右,对应推力室单组元工作状态,随后,随着双组元点 火燃烧,热流密度持续上升,最终稳定在 10.59MW/m<sup>2</sup> 左右。由于圆筒段末端燃烧较均匀,喉部位置周向 热流密度分布不会存在较大差异,沿程热流密度曲线 显示喉部热流密度斜率近似为0,可认为 10.59MW/m<sup>2</sup> 即为该工况下推力室正常工作时燃气传给室壁的最 大热流密度。

图 14(a)中单组元工况壁面热流密度未完全稳 定,2.5s左右热流密度上升趋势放缓,趋于1MW/m<sup>2</sup>, 图 14(b)中单组元工况壁面热流密度很快达到稳定。 由对流换热方程 q=h<sub>g</sub>ΔT知,热流密度受燃气与结构 之间的温差影响较大。推力室单组元启动时近壁处 过氧化氢分解气(温度为760℃左右)的热量被结构 吸收,分解气温度下降,分解气传递给结构的热流密 度较小。随着时间的推移,结构吸收的热量减小,分 解气的温度恢复,温差逐渐增大,分解气传递给结构 的热流密度逐渐增大,当分解气温度稳定后,壁面热 流密度也达到稳定状态。喉部位置分解气对流换热 系数大,测点与内壁面之间的结构热容量小,相比于 圆筒段,分解气温度恢复过程更迅速,壁面热流密度 达到稳定的时间更短。同理,双组元工况下喉部较 圆筒段壁面热流密度更快达到稳定。

## 4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)结合单点瞬态法应用的 L-M 算法求解思路 简单,收敛速度快,模拟热流验证结果显示:其能较 准确地捕捉到推力室工作过程中热流密度的变化情 况,具备通过测量的瞬态温度场反算求解推力室壁 面热流密度的能力。

(2)过氧化氢煤油推力室的圆筒段末端和喉部 满足单点瞬态法的应用条件,设置温度测点与内壁 面距离为2mm,推力室双组元工作试验时间为2.5s, 变送器输出的模拟信号频率响应为1000Hz,计算取 样频率为100Hz,计算时间步长为1ms,谐波个数不小 于20的条件下,针对典型工况的过氧化氢煤油推力 室性能试验,可获得较好的求解结果。

(3)热流密度求解结果显示:圆筒段末端壁面热 流密度为3.35MW/m<sup>2</sup>,喉部位置单组元工况下壁面热 流密度为2.21MW/m<sup>2</sup>,双组元工况下壁面热流密度为 10.59MW/m<sup>2</sup>,热流密度变化过程与室压变化过程完 全对应。

(4)推力室启动和变工况过程中,近壁处燃气温度会受到结构热传导影响,存在恢复过程,燃气温度稳定后,壁面热流密度也达到稳定状态。

## 参考文献

- [1] 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.
- [2] Suslov D, Woschnak A, Greuel D, et al. Measurement Techniques for Investigation of Heat Transfer Processes at European Research and Technology Test Facility P8
   [J]. Journal of Physics Condensed Matter, 2005, 17 (41): 6405-6413.
- [3] Suslov D I, Arnold R, Haidn O. Investigation of Two Dimensional Thermal Loads in the Region Near the Injector Head of a High Pressure Subscale Combustion Chamber
   [R]. AIAA 2009-450.
- [4] Suslov D I, Arnold R, Haidn O. Investigation of Film

Cooling Efficiency in a High Pressure Subscale LOX/H<sub>2</sub> Combustion Chamber[R]. *AIAA* 2011–5778.

- [5] Locke J M, Pal S, Woodward R D, et al. Chamber Wall Heat Flux Measurements for a LOX/CH<sub>4</sub> Uni-Element Rocket[R]. AIAA 2007-5547.
- [6] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat Flux Measurements for a GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> Single-Element, Shear Injector [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(3): 633-639.
- [7] 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.)
- [8] 孙 冰, 王太平, 刘 迪, 等. 热容燃烧室基于单点 温度的热流测量方法研究[J]. 推进技术, 2018, 39
  (4): 881-887. (SUN Bing, WANG Tai-ping, LIU Di, et al. Method of Heat Flux Measurements Based on Single-Point Temperature Data in Heat-Sink Combustion Chambers[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 881-887.)
- [9] Wang Taiping, Sun Bing, Xiang Jixin, et al. Wall Heat Flux Measurements in a GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> Heat-Sink Combustion Chamber [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2018, 1(13): 1-17.
- [10] 王太平.液体火箭发动机头部气膜冷却仿真与试验研 究[D].北京:北京航空航天大学,2019.
- [11] Beck J V, Blackwell B, Clair C R. Inverse Heat Conduction: Ill-Posed Problems [M]. New York: John Wiley & Sons, 1985.
- [12] Tikhonov A N, Goncharsky A V, Stepanov V V, et al. Numerical Methods for the Solution of Ill-Posed Problems
   [M]. Dordrecht: Springer, 1995.
- [13] Khachfe R A, Jarny Y. Numerical Solution of 2D Nolinear Inverse Heat Conduct Ion Problems Using Finite Element Techniques [J]. Numerical Heat Transfer, Part B, 2000, 37(1): 45-67.
- [14] 杨海天,胡国俊. 共轭梯度法求解多宗量稳态传热反问题[J]. 应用基础与工程科学学报,2002,10(2): 174-180.
- [15] Cabeza J M G, Garcia J A M, Rodriguez A C, et al. A Sequential Algorithm of Inverse Heat Conduction Problems Using Singular Value Decomposition [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2005, 44(3): 235-244.
- [16] Su J, Lopez A B, Silva Neto A J. Estimation of Unknown Wall Heat Flux in Turbulent Circular Pipe Flow [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2000, 27(7): 945-954.
- [17] Taler J. Determination of Local Heat Transfer Coefficient

from the Solution of Heat Conduction Problem [J]. Forschung im Ingenieurwesen, 2007, 71(2): 69-78.

- [18] Liu F B. A Hybrid Method for the Inverse Heat Transfer of Estimating Fluid Thermal Conductivity and Heat Capacity [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2011, 50(5): 718-724.
- Mejias M M, Orlande H R B. A Comparison of Different Parameter Estimation Techniques for the Identification of the Thermal Conductivity Components of Orthotropic Solids [C]. Washington: Third International Conference on Inverse Problems in Engineering: Theory and Practice, 1999.
- [20] Singh S K, Yadav M K, Sonawane R, et al. Estimation of Time-Dependent Wall Heat Flux from Single Thermocouple Data[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 115: 1-15.
- [21] Fguiri A, Daouas N, Borjini N, et al. Experimental Inverse Analysis for the Determination of Boundary Conditions in the Parallel Hot Wire Technique[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2007, 31(3): 209-220.
- [22] 韩兆鹏,郭 晟,刘亚冰,等.组合动力用过氧化氢

煤油推力室热防护方案设计方法[J]. 推进技术, 2021, *DOI*: 10.13675/*j. cnki. tijs*. 200004. (HAN Zhaopeng, GUO Sheng, LIU Ya-bing, et al. The Design Method for Thermal Protection of Hydrogen Peroxide and Kerosene Thrust Chamber Used by Combined Cycle Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, *DOI*: 10.13675/*j. cnki. tijs*. 200004.)

- [23] 刘国球.液体火箭发动机原理[M].北京:宇航出版 社,1993.
- [24] 陶文铨.数值传热学[M].西安:西安交通大学出版 社,2013.
- [25] Kreyszig E. Advanced Engineering Mathematics [M]. Manhattan: John Wiley & Sons Inc, 2006.
- [26] Ozisik M N, Oriande H R. Inverse Heat Transfer: Fundamentals and Application [M]. New York: Taylor & Francis, 2000.
- [27] 中国航空材料手册 第4卷[M]. 北京:中国标准出版 社,2002.
- [28] Jones G, Protz C, Bullard B. Local Heat Flux Measurements with Single Element Coaxial Injectors [R]. AIAA 2006-5194.

(编辑:张 贺)