

固体推进剂热松弛时间分析与测定^{*}

钟 涛, 王中伟, 张为华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为研究点火前固体推进剂内传热过程, 分析了傅里叶定律和修正的傅里叶定律的数学物理意义及其适用范围和判断准则; 解释了瞬态传热过程中的热松弛现象, 测量了固体推进剂热松弛时间, 据此推断推进剂内瞬态传热过程应采用修正的傅里叶定律描述。

关键词: 固体推进剂; 瞬态热分析; 热松弛时间^{*}; 傅立叶定律

中图分类号: V 512 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2005) 06-0573-04

Analysis and measurement of the heat relaxation time of solid propellant

ZHONG Tao, WANG Zhong-wei, ZHANG Wei-hua

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract To investigate the heat transfer in the solid propellant before ignition, analyzed the meaning of Fourier Law and Modified Fourier Law and pointed out their application field and criterion. Explained the heat relaxation during transient heat transaction. Got the relaxant time of solid propellant by an experiment and made sure that Modified Fourier Law should be applied to the transient heat transaction in solid propellant before ignition.

Key words Solid propellant; Transient heat analysis; Characteristic thermal time; Fourier Law

1 引 言

描述固体推进剂点火前表面升温过程, 文献中一般由傅立叶定律和能量守恒定律联合推导出瞬态热传导方程, 最后得到表面温度对时间常微分方程并求解。这一模型的解始终略低于实验测量值, 人们普遍认为这个误差是来自测量或一些合理的假设^[1]。

两个半无限大体突然接触的非燃烧瞬态传热过程研究结果表明^[2], 固体内声子运动所产生的阻尼, 使瞬态热传导本构方程成为一个带阻尼的波动方程, 而非傅立叶定律所表示的抛物线方程, 数值计算结果否定了文献[1]的误差原因。本文采用实验方法, 将这一结论延伸至点火瞬态过程中固体推进剂内传热分析。

2 瞬态传热两种分析方法

2.1 傅立叶定律分析

考虑一个初始状态为温度均匀的带内热源一维无限大物体, 内热源以单位体积发热量为 $Q(x, t)$ 开始发热后, 根据傅立叶定律, 其温度分布为

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

$$T(x, t)|_{t=0} = T_0 \quad (2)$$

式中 α 为物体热扩散系数, T 为温度, ρ 为物体密度, c 为物体比热容, T_0 为物体初温。

根据格林函数法求解式(1), 其格林函数为

$$G(x, t; \xi, \eta) = \frac{1}{2\sqrt{2\pi(t-\eta)}} e^{\frac{(x-\xi)^2}{4\alpha(t-\eta)}} \quad (3)$$

^{*} 收稿日期: 2005-10-18 修订日期: 2005-04-19

基金项目: 国家“八六三”高技术项目资助(2003AA765030)。

作者简介: 钟涛(1972—), 男, 博士生, 研究领域为固体火箭发动机工作过程仿真。

物体温度分布为

$$T(x, t) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\rho(\xi, \eta)}{\rho} G(x, t; \xi, \eta) d\xi d\eta + K \quad (4)$$

式中 K 为常数。

格林函数的物理意义为^[3]: 在 $t = \eta^+$ 这一瞬间, 位于 $x = \xi$ 处的内热源所释放热量 Q 所引起全空间内的温度变化分布。从式 (3) 可知, 当 $t > \eta$ 时, 即热源作用后, $G(x, t; \xi, \eta) > 0$ 故内热源变化引起全场内的温度 $T(x, t)$ 同时变化, $Q > 0$ 则全场内温度升高, $Q < 0$ 则全场温度降低。

从物理过程来看, 若系统处于稳态热传导过程中时, 则系统内空间任意两点的温度同步变化^[4], 所以采用式 (1) 描述系统内温度变化过程是不准确的。从数学上不难看出, 傅立叶定律表述为热流密度正比于温度梯度:

$$\vec{q} = -\lambda \text{grad} T \quad (5)$$

式 (5) 描述了热流密度在空间上的变化规律, 而忽略了它与时间变化的关系, 这种数学不完备性使傅立叶定律具有准稳态特性, 难以准确描述瞬态传热过程。这与傅立叶定律产生的历史条件有关, 傅立叶定律本身是一个实验定律, 其使用范围受当时实验条件制约, 难以得到其关于时间的变化规律。

2.2 修正的傅立叶定律分析

上例中真实的物理过程如下: 内热源变化后, 由于热惯性作用, 系统内的温度场重新建立和温度梯度的改变在时间上滞后于内热源变化。根据这一事实, Bephott II 提出了考虑有限热传导速率的热流密度表达式^[5]

$$\vec{q} = -\lambda \text{grad} T - \tau_r \frac{\partial \vec{q}}{\partial t} \quad (6)$$

称式 (6) 为修正的傅立叶定律, 这一结论已经被应用于一些瞬态热传导过程的分析, 如半导体热击穿规律等。式中 τ_r 为重建温度场的特征时间, 称为系统的松弛时间, 和导热系数一样, 是一个实验物性参数。它与热传导速率 u 有如下关系:

$$u = \sqrt{\alpha / \tau_r} \quad (7)$$

考虑固体火箭发动机点火瞬态过程的突发性和瞬时性, 无论是端面燃烧还是侧面燃烧, 都可以认为在此期间热传导只在一个薄层内进行, 故可以将模型等效于半无限大区域的一维瞬态传热过程。

如果热扰动强度 q 较高时, 改变时间 t 很小, 热松弛时间 τ_r 与 t 处于相同量级或更大, 即 $t / \tau_r \leq 1$, 由

于热扰动强度 q 提高, 必然导致较大的温度改变。在认为局部温度分布为渐变情况下, 温度对空间的高阶导数项可以忽略不计, 线性假设良好成立, 由于扰动变化时间小于热松弛时间, 由此引起的动力学效应必须考虑。这种情况下, 介质内的热流传递和瞬态温度分布规律由波动学说的热传导理论描述, 即在这种情况下需考虑非傅立叶效应^[6]。

为了确定固体推进剂点火过程的瞬态传热是否需要考虑非傅立叶效应, 需要得到推进剂的热松弛时间 τ_r 。

3 热松弛时间 τ_r 测定

3.1 测试原理及系统

目前尚没有直接确定 τ_r 的实验方法, 常用的方法是测得热渗透时间, 计算出热传导速率 u , 再测得材料的热扩散系数 α 从而由式 $\tau_r = \alpha / u^2$ 计算出。热扩散系数较为常见, 一般推进剂加工厂能够提供足够精确的测量值, 热传导速率不常见, 需要单独测量。

测量热在物质中的传播速率较为常用的有两种方法, 一是将热源和传感器埋入物质中, 加热热源, 传感器记录温度变化历程, 得到热传导速率^[7], 二是将恒温热原作为物质边界, 在物质另一边界测量温度变化过程, 得到热传导速率^[8]。

为了提高测量精度, 本文结合这两种测试方法的优点, 采用热源外置、电偶内置测试方法, 将多个热电偶埋入测试件中, 然后将测试件置于恒温热源上, 这样既减轻了热源控制负担, 又增加了测试件内部传播过程的数据量。如图 1 所示。

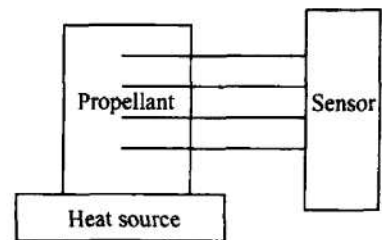


Fig 1 Sketch of test system

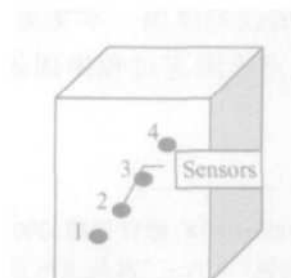


Fig 2 Distribution of thermocouples

实验系统由测试系统、T 型热电偶、热源、推进剂块组成,测试系统负责数据采集,包括 1 台稳压电源、1 部公司生产的 ADAM 4018+ 热电偶变送模块和数据采集系统。核心部件是 ADAM 4018+ 热电偶变送模块,主要功能是将热电偶产生的微弱电压信号放大后输出至计算机 RS232 串行口,性能参数为:8 路热电偶输入,T 型热电偶输入时测温范围为 $-100\sim 400^{\circ}\text{C}$,总采样速率为 10S/秒,精度 $\pm 0.1\%$ 。本实验中采用四路输入。稳压电源为 ADAM 4018+ 热电偶变送模块提供直流电源。测试软件在电脑内运行后将测试数据保存,ADAM 4018+ 不提供测试软件,采用 C++ Builder 平台编制测试软件。

T 型热电偶的偶丝直径为 0.2mm ,球形头部直径为 0.5mm ,除头部外其余部分均采用薄塑料模套装,这种电偶热容量小、响应时间快,而且由于其尺度小,不会造成热流堵塞。热电偶的精度为 $\pm 0.05^{\circ}\text{C}$,能够满足测量的要求。

恒温热源为热量在推进剂中传播提供边界条件,为了保证实验的安全性,实验边界温度不能太高,采用电磁炉加热水至特定温度后保持恒温,经酒精温度计测试标定,这种方式供热精度为 $\pm 1^{\circ}\text{C}$,满足实验要求。导热装置为一块铜。

推进剂块是被测试对象,尺寸为 $5\times 6\times 10\text{cm}^3$ 。底面与热源密切接触,热量从底面向推进剂内部传播,在热量传播方向上,间隔 1.5cm 均分布 4 只热电偶,为保证热电偶丝不阻碍热流传播,热电偶水平方向均匀错开,间距为 1cm ;电偶深入深度为 2cm ,如图 2 所示。为保证电偶与推进剂密切接触和尽量减少热电偶深入引入的热量传播阻断,电偶深入部分均匀涂抹导热硅脂;为了减少周围环境热量对推进剂内传热过程影响,推进剂块除底面外其他五面全部包覆,底部涂抹导热硅脂以保证界面耦合密切,使热源传热均匀。

3.2 测试结果

为使测量数据具有可比性,被测推进剂应该具有相同的初始状态;实验前将推进剂块置于 23°C 恒温环境内保温 24h,使推进剂块内温度均匀。将热电偶接入实验系统,按照从热源至顶部的顺序以此将测量点定义为 1、2、3 和 4 点,分别以边界温度为 80°C 、 65°C 和 50°C 进行三次测试,采样频率为 2Hz 采样时间为 300s 。为消除截面边缘效应引入的误差,将采样时间前 50s 数据舍弃,取四点间的三个间隔为热量传播相对距离。经滤波后测量曲线如图 3 所示。

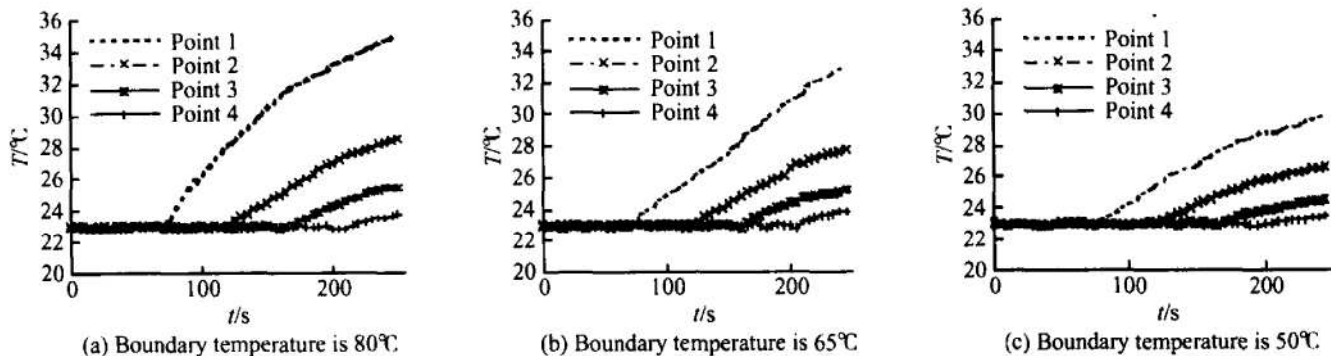


Fig 3 Test results

每一点温度曲线开始上升的时刻为热传导经过的时刻,以第一点为参照点。相关数据记录和计算结果列于表 1。

Table 1 Moments when heat pass every point

Boundary temperature/ $^{\circ}\text{C}$	Point 1/s	Point 2/s	Point 3/s	Point 4/s	Heat conduction rate/(m/s)
80	80.5	119.5	160.5	200.5	3.78×10^{-4}
65	80.5	120	160.5	200	3.73×10^{-4}
50	81	120.5	159.5	200.5	3.77×10^{-4}

作为分析问题的参考,取三次测量热传导速率的平均值为所测量的推进剂内热传导速率,此值为 $3.76\times 10^{-4}\text{m/s}$ 。推进剂生产厂家提供热扩散率为 $4.3\times 10^{-7}\text{m}^2/\text{s}$ 。根据热松弛时间定义,计算得到该推进剂热松弛时间为 3.04s 。

固体火箭发动机点火瞬态过程中,点火延迟一般低于 300ms ^[9],则惰性加热时间短于此值,因此热源作用时间与热松弛时间之比为

$$t/\tau_r < 0.3/3.04 = 0.1 \quad (8)$$

热松弛时间 τ_r 远大于热源作用时间 t ,因此固体火箭发动机点火瞬态过程中固体推进剂内传热模

型应采用考虑修正的傅立叶定律。

4 结 论

(1)分析了傅立叶定律与修正的傅立叶定律在解释瞬态热传导现象时的区别,指出由于数学表述的不完备性,傅立叶定律适用于描述稳态和准稳态过程,而修正的傅立叶定律则能够体现热量在介质中翼有限速率传播以及传播过程中的衰减,适用于瞬态传热过程。

(2)实验测量了固体推进剂内热传导速率为 $3.76 \times 10^{-4} \text{ m/s}$ 计算得到热松弛时间为 3.04 s 这一时间远大于点火时受热流冲击的时间,根据修正的傅立叶定律使用条件,推断应采用修正的傅立叶定律描述固体推进剂点火过程热传导过程。

(3)这一结论支持文献[2]的观点,能够解释文献[1]研究结论中的误差原因,对于其他类似工程问题也有一定参考价值,如喷管热防护等。

参考文献:

- [1] McAlvey R F, Cowan P L, Summerfield M. The mechanism of ignition of composite solid propellants by hot gas

ses solid propellant rocket research[M]. Vol 1, New York 1960

- [2] Hermance C E. Approximate solution method for the hyperbolic heat equation[J]. *J. Propulsion*, 1999, 15(6).
- [3] Tyn Myint U. 数学物理方程[M]. 杨年钧,等译. 沈阳: 辽宁科学技术出版社, 1985
- [4] 姜任秋. 热传导、质扩散与动量传递中的瞬态冲击效应[M]. 北京: 科学出版社, 1997.
- [5] 伊萨琴科. 传热学[M]. 王丰等译, 北京: 高等教育出版社, 1987.
- [6] 张 浙, 刘登瀛. 超急速传热时球体内非稳态热传导的非傅里叶效应[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(5).
- [7] Kaminski W. Hyperbolic heat conduction equation for materials with a nonhomogeneous inner structure[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1990, 112
- [8] Mitra K, etc. Experimental evidence of hyperbolic heat conduction in processed meat[R]. *Transactions of the ASME*, 1995, 117.
- [9] Weber JW, Brewster M Q. Radiant ignition of solid propellants[R]. *AAIA* 2002-3752

(编辑: 朱立影)

(上接第 551 页)

以上有关仿真数据可以转换为物理数据。下面以计算实际喷口面积为例进行说明。系统在设计点工作时的稳态数据(可以由稳态计算程序计算出) $A_{e0} = 0.189 \text{ m}^2$; 设计喷口面积变化率 $\Delta A_{e0} = 0.001 \text{ m}^2/\text{s}$ 所取的采样时间为 0.1 s 在模型匹配无控制约束时, 经仿真计算获得的数据为

$$\overline{\Delta A_{e \max}} = 0.0953 / 0.1 = 0.953$$

稳定后的 $\overline{A_e} = 0.063$ 。则实际喷口面积最大变化率 $\Delta A_{e \max}$ 及稳定后的实际喷口面积 A_e 为

$$\Delta A_{e \max} = \Delta A_{e0} \overline{\Delta A_{e \max}} = 0.001 \times 0.953 = 9.53 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$A_e = A_{e0} + \Delta A_{e0} \overline{A_e} = 0.189 + 0.189 \times 0.063 = 0.201 \text{ m}^2$$

5 结 论

预测控制的一大特点就是能系统地、显式地处理控制器设计过程中控制约束, 仿真实验证明, 考虑系统中存在的约束, 不仅使仿真更加真实, 发现控制系统存在的问题, 从而改正设计, 使设计更加完善, 而且可以巧妙的利用约束, 在一定条件下改善控制系统动

态性能。有约束预测控制算法为提高和改善航空发动机控制系统设计性能提供了有力的工具。

参考文献:

- [1] Ordys A W, Clarke D W. A state-space description for GPC controllers[C]. *Int j Systems* 1993, 24(9): 1727~1744
- [2] 王 伟. 广义预测控制理论及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 1998
- [3] 诸 静. 智能预测控制及其应用[M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2002
- [4] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995
- [5] 何衍庆, 姜 捷, 江艳君, 等. 控制系统分析、设计和应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2003
- [6] 舒迪前. 预测控制系统及其应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998
- [7] Deshpande P B, Ash R H. Computer process control with advanced control applications[M]. 2nd ed., ISA, 1988

(编辑: 张奕春)