

变状态测量中薄壁量热计后壁导热损失修正

杨庆涛¹, 白菡尘¹, 刘济春²

(1. 中国空气动力研究与发展中心

超高速空气动力研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对超燃冲压发动机脉冲燃烧试验需求, 基于能量平衡原理给出了对变状态条件下修正薄壁量热计导热损失的一种方法. 对薄壁量热计进行了数值分析和试验验证, 对比分析了修正前后的薄壁量热计测量结果. 有限元分析结果表明, 该方法可以有效补偿后壁导热损失, 算例中修正前的热流测量误差不小于20%, 修正后不大于4%. 在超燃冲压发动机脉冲燃烧试验中, 利用薄壁量热计与同轴热电偶热流测量了轴对称模型壁面上相同轴向位置的热流, 冷态试验中修正前后的薄壁热流与同轴热电偶热流测量结果的相对偏差分别为-11.2%和3.3%. 热态试验结果表明, 试验中存在振荡燃烧现象, 薄壁量热计的响应时间约为0.02 s, 与振荡周期(约为0.03 s)接近, 不能正确反映燃烧状态的变化.

关 键 词: 薄壁量热计; 超燃冲压发动机; 热流测量; 导热损失; 修正方法

中图分类号: V441

文献标志码: A

Heat conduction loss correction of thin-skin calorimeter on back surface for state-variable measurement

YANG Qing-tao¹, BAI Han-chen¹, LIU Ji-chun²

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Hypervelocity Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Hypervelocity Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A heat conduction loss correction method of thin-skin calorimeter under state-variable conditions based on energy balance principle was presented to meet the requirements for scramjet pulse combustion tests. Then thin-skin calorimeter was numerically simulated and verified in a test, and the measurement results with/without correction were compared and analyzed. Finite element analysis shows that the method can compensate the heat conduction loss on the back surface, and the measurement errors of the heat flux with correction are not greater than 4%, while those without correction are not less than 20% for the numerical examples. Thin-skin calorimeter and coaxial thermocouple were used in scramjet pulse combustion test to measure the surface heat fluxes at the same axial positions of the axisymmetric model. In cold-state test, the relative deviation between the heat flux results is -11.2% without correction using thin-skin calorimeter and using coaxial thermocouple, and is 3.3% with correction. Hot-state test results indicate that oscillation combustion occurs during the test, and the thin-skin calorimeter used in the test can not reflect change of the

收稿日期: 2013-10-11

基金项目: 高超声速冲压发动机技术重点实验室开放课题(STSKFKT2012003); 中国空气动力研究与发展中心AED项目

作者简介: 杨庆涛(1975—), 男, 山东茌平人, 助理研究员, 硕士, 主要从事热防护试验测量技术研究.

combustion states because the response time of the thin-skin calorimeter is about 0.02 s, which is close to the oscillation period (about 0.03 s).

Key words: thin-skin calorimeter; scramjet; heat flux measurement; heat conduction loss; correction method

超燃冲压发动机已成为高超声速推进技术研究的热点^[1-3]. 作为超燃冲压发动机的重要地面试验平台, 脉冲燃烧风洞具有造价低、运行经济、模型不需冷却等优点, 在超燃冲压发动机基本性能和流动机理研究中发挥了重要作用^[4]. 壁面热流是超燃冲压发动机研究的一个关键参数, 是研究燃烧组织、结构优化等的重要依据^[5-7]. 而在脉冲燃烧风洞超燃冲压发动机试验中, 在较短时间内存在进气、燃料注射、燃烧流动等多个不同阶段, 发动机壁面热流会随时间(运行状态)变化, 对热流测量提出了特殊要求.

薄壁量热计是一种常见的瞬态热流传感器^[8-9], 因其结构简单、成本低廉、响应快等优点, 被广泛应用于气动热与热防护试验热流测量中, 是超燃冲压发动机脉冲燃烧试验热流测量的一个重要备选. 而薄壁量热计后壁与相邻环境之间总会存在热量交换, 影响薄壁量热计测量的后壁温度响应, 造成测量误差. 为获得准确的热流数据, 需研究对薄壁量热计后壁的导热损失的影响及修正方法.

热损失对测量影响的研究主要针对不同边界条件分别进行分析. Mahta 等^[10]求解了后壁为辐射边界条件的二维导热方程, 并给出了考虑后壁辐射影响的热流换算关系式. Kidd^[11]分析了热电偶线热传导造成的导热损失, 表明薄壁向热电偶线热传导会使传感器响应时间增大. Keltner 等^[12]给出了不同薄壁和热电偶材料组合下, 热电偶热传导造成的温升率误差计算公式. Lewis 等^[13]利用有限元方法分析了不同直径的 E 型热电偶导热对不锈钢薄壁量热计测量的影响, 指出热电偶线会导致测得热流低于实际热流, 并增加响应时间. Schultz 等^[14]基于半无限大体传热原理, 给出了在薄壁向相邻物质导热的情况下, 薄壁前后表面温度响应的解析表达式, 以及基体热传导热流的估算表达式. 杨庆涛等^[15]研究了阶跃热流条件下薄壁量热计的导热损失影响及修正, 并验证了修正效果.

针对变状态热流测量的需要, 本文从传热分析入手, 研究变状态条件下薄壁量热计后壁导热损失的修正方法, 并对修正效果进行验证分析.

1 测量原理及修正方法

1.1 测量原理

典型的薄壁量热计结构如图 1 所示, 其结构可以采用不同形式, 后壁可以是空气或者基底材料. 在采用空气隔热时, 如果空气所处空间很小, 忽略对流换热的影响, 由于空气导热系数非常低, 因此可以忽略后壁热传导^[15-16].

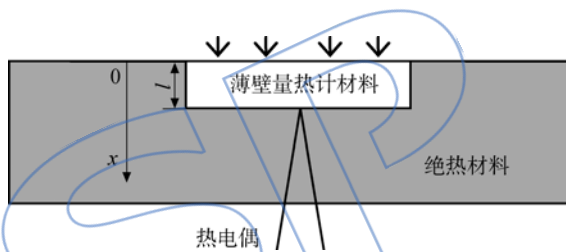


图1 薄壁量热计测量原理示意图

Fig. 1 Schematic of measuring principle of thin-skin calorimeter

如果只考虑感应表面的换热, 忽略其他面的换热(假定绝热), 经过一定时间, 非稳态导热进入正规状况阶段, 之后任意时刻, 材料内部的温度分布只取决于边界条件和材料物性, 不再受初始温度分布影响, 材料内部任意位置的温度随时间的变化处处相等^[17]. 此时可以通过测量后壁温度来测量输入热流^[9]

$$q = \rho \cdot c \cdot l \cdot \frac{dt_b}{d\tau} \quad (1)$$

其中 q 为输入热流; ρ, c, l 分别为薄壁的密度、比热容和厚度; t_b 为薄壁底部温度; τ 为时间.

1.2 修正方法

如果薄壁量热计所处热环境气体压力较大, 为避免薄壁产生明显变形, 常采用导热系数低的固体基底材料, 如高温水泥、氧化铝陶瓷、环氧树脂等. 基底材料的热扩散率($\alpha = \kappa / (\rho c)$)要远小于薄壁量热计金属壁面, 在试验测量时间内, 界面温度变化的扰动的传递深度有限. 比如, 硅酸盐水泥(热扩散率 $\alpha = 0.66 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$)隔热层 0.5 s 的热扩散深度 $x^* = 4\sqrt{\alpha\tau}$ 约为 2.1 mm^[18]. 此时基底材料可以作为半无限大体处理.

考虑基底材料导热的薄壁量热计用图2所示的物理模型来表示. 图中1为薄壁材料;厚度为 l ;密度、比热和导热系数分别记为 ρ_1, c_1, κ_1 ;2为基底材料,相应的热物性参数记为 ρ_2, c_2, κ_2 .

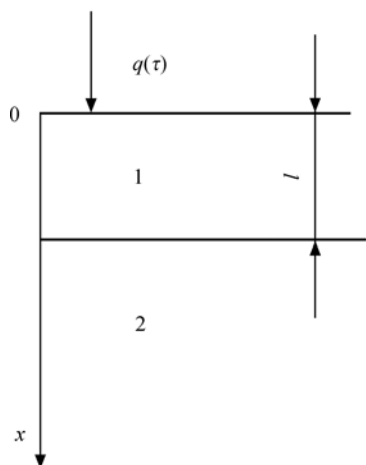


图2 两层介质传热模型

Fig. 2 Heat transfer model of two-layer medium

在输入阶跃热流条件下,薄壁量热计后壁导热损失可用下式修正^[15]:

$$q_c = \rho_1 c_1 l \frac{dt_b/d\tau}{1 - \frac{2a}{\sqrt{\pi}} \sqrt{Fo} + a^2 Fo} \quad (2)$$

式中 q_c 为修正后壁导热损失后热流; $a = \sqrt{(\rho_2 c_2 \kappa_2)/(\rho_1 c_1 \kappa_1)}$ 为薄壁与基底材料的热物性比; $Fo = (\alpha_1 \tau)/l^2$ 为傅里叶数.

式(2)的优点是应用简便,不足是只适用于阶跃热流条件,对于随时间变化的热流并不适用.

考虑输入热流变化时,对于基底材料2,存在如下导热微分关系:

$$\frac{\partial t_r}{\partial \tau} = \alpha_2 \frac{\partial^2 t_r}{\partial x^2} \quad (3)$$

初始条件

$$\tau = 0 \quad t_r(x, 0) = 0$$

边界条件

$$x = l \quad -\kappa_2 \frac{\partial t_r}{\partial x} = q_{\text{sub}}$$

$$x \rightarrow \infty \quad t_r(x, \tau) = 0$$

式中 t_r 为材料温升, $\alpha_2 = \kappa_2/(\rho_2 c_2)$ 为基底材料的热扩散率, q_{sub} 为界面上($x=l$)向基底材料的导热热流.

如果将图2中的坐标向下平移,使界面位置的坐标为0,则式(3)就与薄膜热流传感器、同轴热电偶的导热方程完全相同,因此可以用Cook-

Felderman公式计算热流^[9]

$$q_{\text{sub}}(\tau_n) = \frac{2\sqrt{\rho_2 c_2 \kappa_2}}{\sqrt{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{\tau_i - \tau_{i-1}}{\sqrt{\tau_n - \tau_i} + \sqrt{\tau_n - \tau_{i-1}}} \quad (4)$$

根据能量守恒,输入薄壁量热计的热量,一部分转化为薄壁本身的内能上升,另一部分传递给与之紧密接触的基底材料

$$q_c = q_m + q_{\text{sub}} \quad (5)$$

其中 q_m 为薄壁内能上升对应热流,利用式(1)求出.

试验中利用热电偶测得薄壁后壁温度,分别利用式(1)和式(4)求出 q_m 和 q_{sub} ,代入式(5)即可得到修正后热流.

2 数值验证

为验证变状态时薄壁量热计后壁导热损失修正方法的可靠性,建立了薄壁量热计的瞬态轴对称有限元模型.薄壁材料选择不锈钢,厚度为1 mm,基底材料为水泥,厚度为10 mm.薄壁和基底材料之间紧密接触,忽略两者之间接触热阻.除薄壁感应面外,其他面均为绝热条件.为模拟变状态条件,感应面输入热流随时间变化,0~0.500 s为定热流 q_1 ,0.501~1.000 s为定热流 q_2 ,0.500~0.501 s从 q_1 到 q_2 随时间线性变化,见表1.有限元网格和1.000 s时的温度分布见图3.各算例的薄壁底面温度响应见图4.对不同的算例,利用式(1)、式(2)和式(5)分别对温度数据进行计算,并与输入热流比较,得到相对误差

$$E = \frac{q_c - q}{q} \quad (6)$$

表1 边界条件

Table 1 Boundary conditions

算例	$q/(\text{MW}/\text{m}^2)$	
	0~0.500 s	0.501~1.000 s
C1	1	1
C2	1	0.5
C3	1	2

图5(a)~图5(c)分别为为算例C1、算例C2、算例C3的热流及相对误差.可见,由于后壁向基底材料的导热,利用式(1)计算所得热流在3种情况下均会有超过20%的相对误差.利用式(2)和式(5)处理数据,在阶跃热流条件(算例C1)下的相对误差接近,在线性响应段均小于2.5%.在热

流存在变化时,式(2)计算热流在热流发生变化后误差增大,在热流减小一半时结果偏小,线性响应

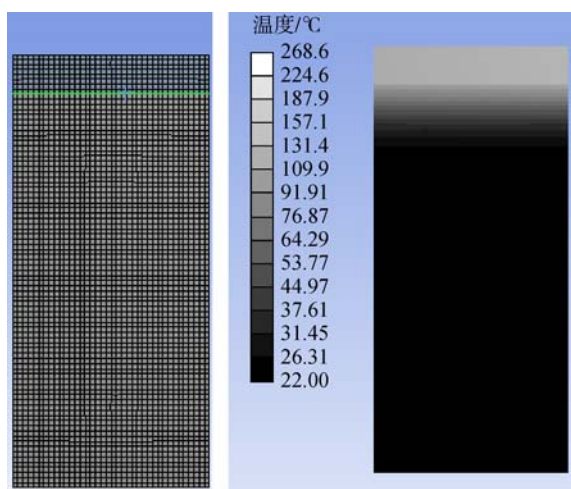


图3 有限元网格和1.000 s时的温度分布

Fig. 3 Finite element grid and temperature distribution at 1.000 s

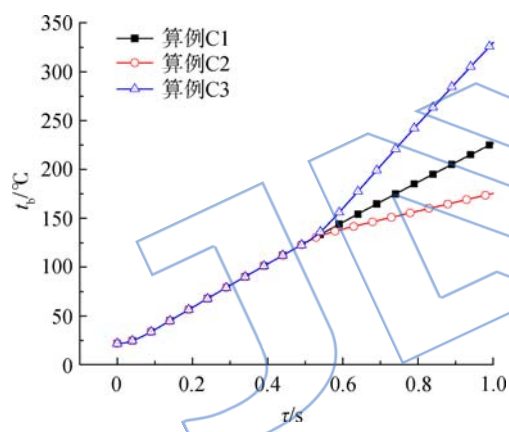
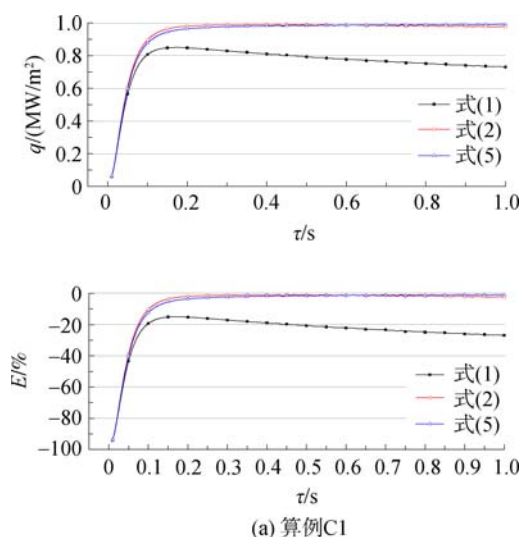
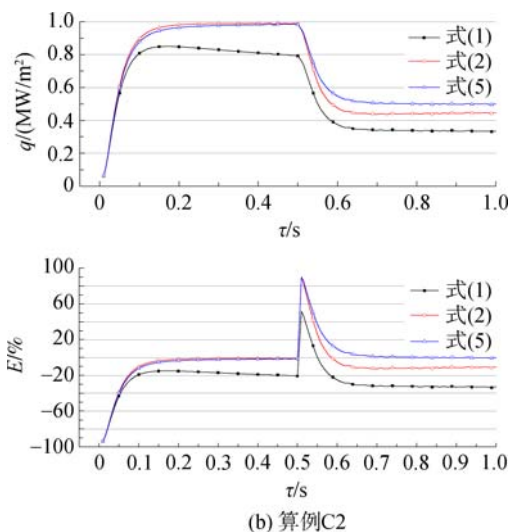


图4 薄壁底面温度响应

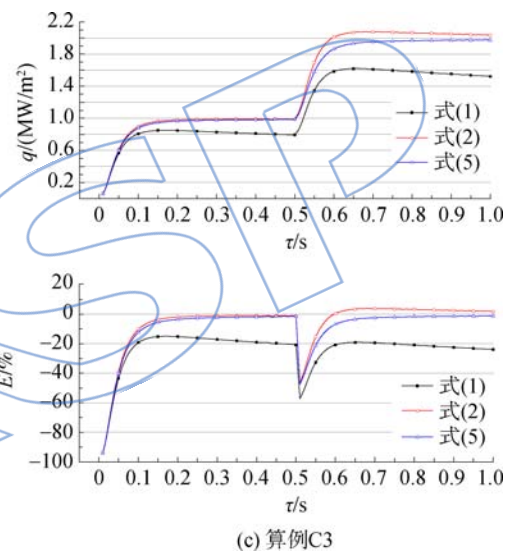
Fig. 4 Temperature response at bottom surface of thin skin



(a) 算例C1



(b) 算例C2



(c) 算例C3

图5 各算例的热流及相对误差

Fig. 5 Heat flux and relative errors for different numerical examples

段误差不小于10%,提高1倍时结果偏大,线性响应段误差在1.6%~3.9%之间.在任意时刻,式(2)中假定之前热流均等于当前时刻热流,因此在热流变小时会低估导热损失,而热流变大时会高估导热损失,造成修正的误差.在不同热流水平下,式(5)所得相对误差都比较小,在线性响应段均小于3%.

3 试验及结果分析

在中国空气动力研究与发展中心的600 mm脉冲燃烧风洞上,利用薄壁量热计和同轴热电偶测量了试验中轴对称发动机模型(图6)壁面上的热流.其中同轴热电偶利用Cook-Felderman公式^[9]计算热流,薄壁量热计分别利用式(2)和式(5)得到修正前后热流.



图6 轴对称发动机模型

Fig. 6 Axisymmetric engine model

试验中空气与氢气在燃烧器中燃烧升温,经喷管膨胀加速后进入燃烧室.高温富氧工作气体进入燃烧室后,通过燃烧室内壁面的加注孔往燃烧室内喷入煤油燃料,点火燃烧.冷态(无燃料注入)和热态试验的典型壁面压力变化见图7,薄壁量热计后壁温度曲线见图8.在高温富氧工作气体进入燃烧室,燃烧未发生时,冷态与热态的压力上升相近(0.31~0.37s);喷油后燃烧室内发生燃烧反应,壁面压力快速上升(0.37~0.44s);燃烧

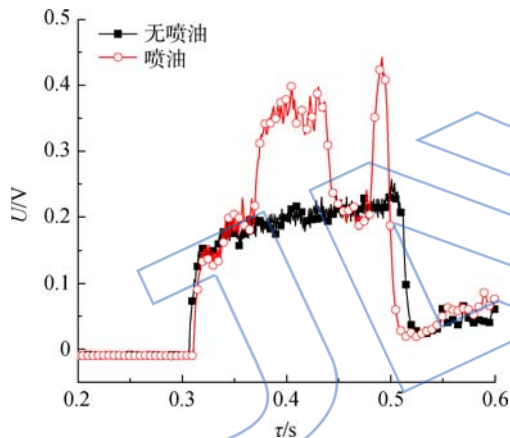


图7 壁面压力输出电压曲线

Fig. 7 Output voltage curves of surface pressure

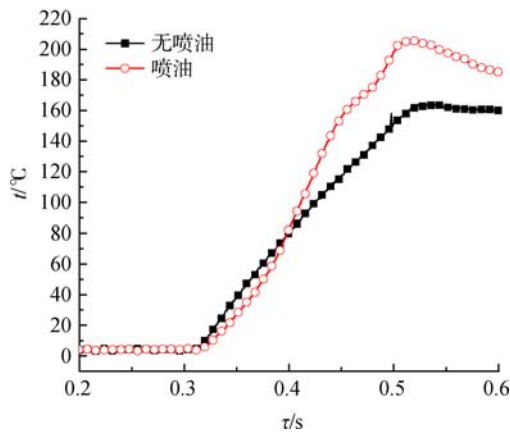


图8 薄壁量热计后壁温度曲线

Fig. 8 Temperature curves of thin-skin calorimeter at back surface

室内压力上升造成进入燃烧室的工作气体减少,燃烧强度减弱,温升率和壁面压力均下降(0.44~0.47s);燃烧室内压力下降后进入燃烧室的气流重新增大,燃烧强度又一次加大;0.5s上游供气阀关闭,燃烧熄灭.结果表明试验中存在震荡燃烧的情况.

试验中所用的薄壁量热计如图9所示,薄壁材料为纯铜,厚度为0.5mm,热电偶直径为0.2mm,基底材料为耐高温粘接剂.

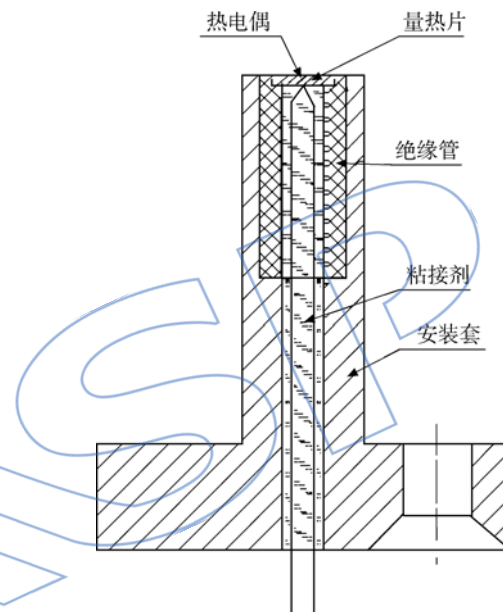


图9 薄壁量热计结构

Fig. 9 Configuration of thin-skin calorimeter

冷态试验中相同轴向位置上薄壁量热计所得热流与同轴热电偶所得热流对比见图10(a).为便于分析对比,利用快速傅里叶变换(FFT)对曲线进行了平滑处理,见图10(b).试验中同轴热电偶的响应比薄壁量热计快;在线性响应段,同轴热电偶测得平均热流为 1.51 MW/m^2 ,薄壁量热计测得平均热流修正前为 1.34 MW/m^2 (相对误差为-11.2%),修正后为 1.56 MW/m^2 (相对误差为-3.3%).利用式(2)和式(5)修正结果基本一致.

热态试验中相同轴向位置上薄壁量热计所得热流与同轴热电偶所得热流对比见图11,其中图11(b)为FFT平滑处理后的曲线.在高温工作气流进入燃烧室而未发生燃烧时,薄壁量热计所测热流与壁面压力变化趋势一致,0.33~0.36s修正后平均热流为 1.46 MW/m^2 ;同轴热电偶所得热流不能反映壁面压力变化趋势,0.33~0.36s

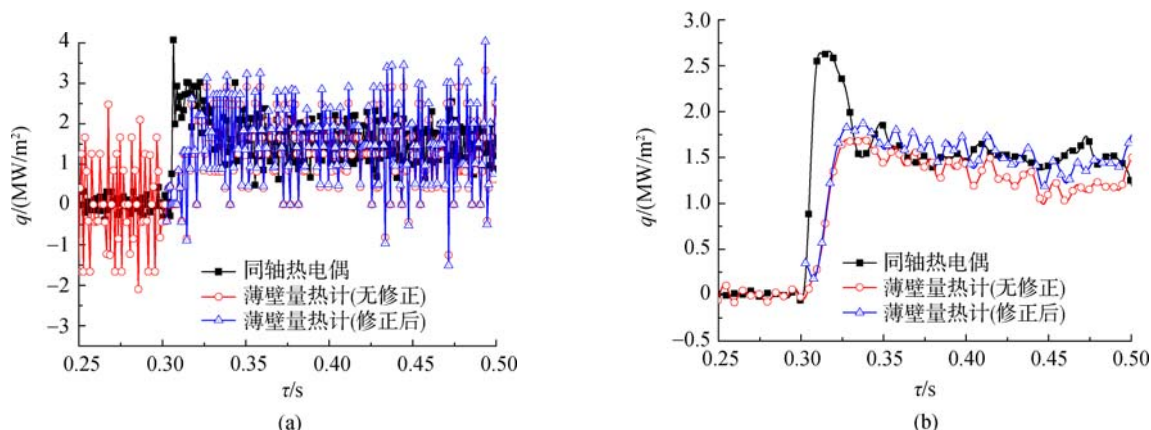


图10 冷态试验热流测量结果

Fig. 10 Heat flux measurement results of cold-state test

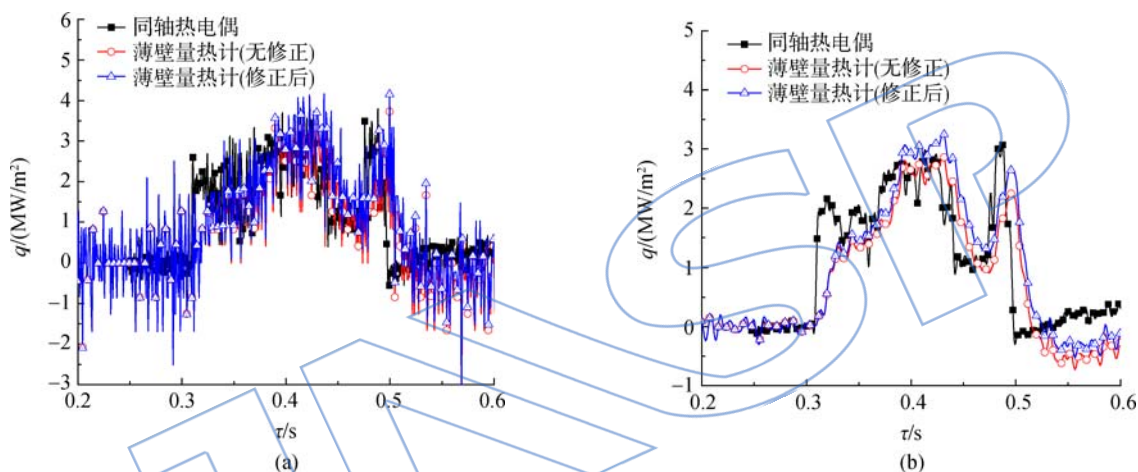


图11 热态试验热流测量结果

Fig. 11 Heat flux measurement results of hot-state test

的平均热流为 1.69 MW/m^2 。在流动燃烧段,薄壁量热计($0.39 \sim 0.44 \text{ s}$)修正前平均热流为 2.65 MW/m^2 ,修正后平均热流为 2.97 MW/m^2 ,同轴热电偶($0.37 \sim 0.42 \text{ s}$)的平均热流为 2.58 MW/m^2 ,取平均值时段的不同主要是两者响应速度不同。流动燃烧段薄壁量热计测量结果明显比同轴热电偶高,分析认为与喷油燃烧造成的周向不均匀有关。在震荡燃烧段($0.44 \sim 0.5 \text{ s}$),薄壁量热计的振幅比同轴热电偶要小,主要是因为薄壁量热计响应时间(约为 0.02 s)与震荡燃烧半周期(约为 0.03 s)相近,不能准确反映快速变化的燃烧状态。要提高薄壁量热计的响应速度,需要减小薄壁厚度和热电偶的直径^[8-9]。

从试验结果看,同轴热电偶的响应速度快(约为 0.002 s),在脉冲燃烧风洞试验中具有一定优势。但考虑到同轴热电偶的制作工艺较复杂、标定要求和成本较高,在测点多、需要重复多次的消耗性试验中,采用工艺更简单、成本更低的薄壁量热

计有利于控制成本和进度。

4 结 论

综合上述分析,可得出以下主要结论:

1) 薄壁量热计后壁基底材料导热损失对热流测量具有重要影响,采取 $\sqrt{\rho c \kappa}$ 更小的基底材料有利于减小导热损失。

2) 利用测得的薄壁量热计后壁温度,可采用 Cook-Felderman 公式估算变状态测量条件下的基底导热损失,根据能量平衡原理修正薄壁量热计热流数据。

3) 数值分析和对比测量试验结果均表明修正方法能够减小薄壁量热计测量误差。

4) 试验所用薄壁量热计的响应速度尚不能满足振荡燃烧测量的需要,有必要进一步改进。

参考文献:

[1] 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展[J]. 西南科技大学

- 学报, 2011, 26(4): 1-14.
- LE Jialing. Progress in air-breathing hypersonic technology [J]. Journal of Southwest University of Science and Technology, 2011, 26(4): 1-14. (in Chinese)
- [2] 王自勇, 牛文, 李文杰. 2012 年美国高超声速项目进展及趋势分析[J]. 战术导弹技术, 2013(1): 6-13.
- WANG Ziyong, NIU Wen, LI Wenjie. Analysis of the development of hypersonic programs of the USA in 2012[J]. Tactical Missile Technology, 2013(1): 6-13. (in Chinese)
- [3] Ladeinde F. A critical review of scramjet combustion simulation[R]. Orlando, Florida: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
- [4] 乐嘉陵, 刘伟雄, 贺伟, 等. 脉冲燃烧风洞及其在火箭和超燃发动机研究中的应用[J]. 实验流体力学, 2005, 19(1): 1-10.
- LE Jialing, LIU Weixiong, HE Wei, et al. Impulse combustion wind tunnel and its application in rocket and scramjet research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(1): 1-10. (in Chinese)
- [5] 魏鑫, 孙冰, 郑力铭, 等. 超燃冲压发动机进气道表面热结构设计与分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 1961-1965.
- WEI Xin, SUN Bing, ZHENG Liming, et al. Design and analysis of thermal structure of inlet of scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 1961-1965. (in Chinese)
- [6] 蒋劲, 张若凌, 乐嘉陵. 再生冷却超燃冲压发动机整机稳态热分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2649-2654.
- JIANG Jin, ZHANG Ruoling, LE Jialing. Steady thermal analysis of regeneratively cooled scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2649-2654. (in Chinese)
- [7] 孙冰, 郑力铭. 超燃冲压发动机支板热环境及热防护方案[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 336-341.
- SUN Bing, ZHENG Liming. Research of scramjet strut thermal environment and thermal protection scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 336-341. (in Chinese)
- [8] American Society for Testing and Materials. ASTM E459-97, standard test method for measuring heat transfer rate using a thin-skin calorimeter [S]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1997.
- [9] 刘初平. 气动热与热防护试验热流测量[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [10] Mehta R C, Jayachandran T, Sastri V M K, et al. Finite element analysis of conductive and radiative heating of a thin skin calorimeter[J]. Wärme-und Stoffübertragung, 1988(22): 227-230.
- [11] Kidd C T. Thin-skin technique heat-transfer measurement errors due to heat conduction into thermocouple wires[J]. ISA Transactions, 1985, 24(2): 97-99.
- [12] Keltner N R, Beck J V. Surface temperature measurement errors[J]. Journal of Heat Transfer, 1983, 105(5): 312-318.
- [13] Lewis D R, Norris J D. Techniques for thin-skin heat-transfer measurements for surface roughness at AEDC tunnel 9 [R]. Seattle, Washington: 26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2008.
- [14] Shultz D L, Jones T V. Heat-transfer measurements in short duration hypersonic facilities[R]. AGARD-AG-165, 1973.
- [15] 杨庆涛, 白蕊尘, 杨娟. 薄壁量热计后壁面导热损失的影响及修正[R]. 海南 三亚: 第四届高超声速科技学术会议, 2011.
- [16] 胡芑, 陈则韶. 量热技术和热物性测定[M]. 2 版. 合肥: 中国科技大学出版社, 2009.
- [17] Incropera F P, De Witt D P, Bergman T L, et al. 传热和传质基本原理[M]. 6 版. 葛新石, 叶宏译. 北京: 化学工业出版社, 2009.
- [18] 张志成, 潘梅林, 刘初平, 等. 高超声速气动热与热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.