CSTAM 2010-0058

超声速燃烧室热/力环境及其测量技术研究

李龙，范学军，王晶

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第三届高超声速科技学术会议

2010 年 10 月 25-28 日 江苏·无锡

Copyright © 2007 版权所有 中国力学学会

地址: 北京市北四环西路 15 号 邮政编码:100190 Address: No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190

超声速燃烧室热/力环境及其测量技术研究

李龙 [1,2]，范学军 [1,2]，王晶 [1,2]

（1 中国科学院高超声速科技中心 北京海淀区 100190 ）

（2 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室 ，北京海淀区 100190）

摘要 本课题首先研究了用于超声速燃烧室的壁面热流、壁面温度测量技术，然后采用自行开发的传感器，在长时间主动冷却超声速燃烧试验台上进行多次测量实验，得到了燃烧室的上述参数分布。根据测量参数，推导出了燃烧室的绝热壁温、气流总温、壁面摩擦力等重要的热、力环境参数。

关键词 超声速燃烧，热环境，热流，壁温，摩擦力

引 言

近几年来，有关飞行马赫数大于 6 的高超声速飞行的研究逐渐成为一个热门课题。高速行进的飞行器需要大量的喷气推进能量来突破热障，无论是高超声速飞行器本身还是超燃冲压发动机，都需要进行良好的热防护。热防护系统的设计水平直接决定了发动机乃至整个飞行器的整体性能。热防护系统的设计强烈的依赖于飞行器热环境参数变化规律。因此，针对飞行器的热环境规律研究就成为了一个非常有意义的课题。本文针对高超声速飞行器中的热环境最恶劣的部分——超声速燃烧室，进行了有关热、力环境的理论和实验研究。

超声速燃烧室的主动冷却系统设计与热结构设计中，燃烧室的壁面热流分布、壁温分布与燃气总温等热环境参数是极其重要的关键参数。超燃冲压发动机实验涉及的高焓高速气流马赫数一般在 2.0 以上，燃烧后的气流总温可达 2800 K 以上，壁面热流密度在 0.4-5 MW/m2 之间，而且高温燃气富含氧气，高速气流还会造成大冲刷，常规测量手段难以在这样的环境中长时间工作。因此，迫切需要发展具有针对性的测量手段。目前，由于理论、方法、材料技术、工艺水平、设备等多方面的原因，我国有关超燃冲压发动机热环境的测量技术并不完善，测量误差较大，还不能满足热环境深入研究的要求。并且，高温测量技术相对发达的国家也没有很好解决这一问题。例如，美国针对超声速燃烧室热环境的研究中，壁面热流测量的误差在 20%左右[1]，而澳大利亚的 Hyshot 飞行演示中，燃烧室壁面热流的测量误差超过 50% [2]。

针对以上问题，本文在 Gardon 热流计基础上，经过结构改进与理论分析，发展了一套可用于超声速燃烧室内壁面热流/温度同步测量的传感器技术。并且利用该传感器对长时间主动冷却超声速燃烧室进行了一系列的测量实验，利用实验结果进行了理论分析，初步得到了燃烧室热环境的一些规律。

1 高温壁面热流、温度测量技术

1.1 Gardon 热流计理论分析

热流测量方法主要采用 Gardon 热流计原理[3]。Gardon 热流计是 Robert Gardon 在 1952 年发展的一种用来测量辐射热流的装置，经过不断的改进，它已经被广泛地用于不同的热流测量中。Gardon 热流计应用温差热电偶的热电势原理，通过合理的结构设计和材料使用，使热流计的差分热电偶产生的电势与通过热流计的热流密度成正比，从而达到简单测量热流的目的。

Gardon 热流计主要由以下几个部分组成：圆形铜镍合金（康铜）薄片，铜热沉和中心铜导线。康铜片的边缘焊接到铜热沉上，铜导线焊接到康铜片的中心。图 1 所示为 Robert Gardon 设计的用于热流测量的热流计。

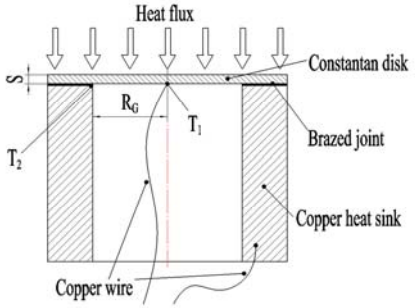

图 1 Gardon 热流计结构

Gardon 热流计的工作原理为：均匀热流沿轴向稳定地流向康铜片的表面，再经过康铜片流向铜热沉；康铜片非常薄，内部的热流流动可以看做是沿中心向边缘的一维流动，不用考虑内外表面的温度差别；由于热阻的作用，康铜片的中心温度要高于边缘温度，且这个温度差与热流成正比。康铜片中心处再焊接一根铜导线（为了防止热量沿铜导线损失，最好采用细导线），构成一对串联的铜-康铜热电偶（中心铜导线与康铜片在中心处构成一对热电偶，康铜片与铜热沉在边缘处构成另一对热电偶），这对串联热电偶测量的正好是康铜片中心与边缘处的温度差。因此，通过读取串联热电偶输出的电势差，就能够得到康铜片表面的待测热流大小。设薄康铜片的厚度为 S，有效工作半径为 R_G，康铜片的导热系数为λ，康铜片的中心温度为T1，铜热沉的温度为 T2。假设康铜片表面的热流密度为 q。低温情况下（温度低于 500 ℃），材料的物性变化可以忽略，根据 Gardon 热流计理论，可以得到稳态时热流密度与温度差的的关系为

$$q_{12} = 4\frac{\lambda S}{R_G^2}\left(T_1 - T_2\right) \tag{1}$$

同时，根据串联热电偶理论，对于铜-康铜的 T 型热电偶，当冷端温度为 0 ℃时，电势差-温度差的关系式为：

$$E_1 - E_2 = 0.0381\left(T_1 - T_2\right)\ \text{mV} \tag{2}$$

上式中，电势差的单位为 mV，热端温度在 190 ℃以下时误差为 2.5%，在 300 ℃以下时为 5%，随着温度的进一步升高需要进行一些二阶甚至更高阶的修正。可以得到稳态时热流密度与电势差之间的关系为：

$$q_{12} = 105\frac{\lambda S}{R_G^2}\left(E_1 - E_2\right) \tag{3}$$

这就是 Gardon 热流计测量热流的基本理论公式。由上式可以看出，Gardon 热流计的分辨率 E/q 主要决定于结构尺寸，增大分辨率的办法就是增加康铜片的半径并且减小康铜片的厚度。

Gardon 热流计本身的响应时间与结构和材料的性质有关，它的表达式为：

$$\tau_0 = \frac{C_p}{4\lambda} R_G{}^2 \tag{4}$$

其中 c_p 为康铜的比热。当温度较低时，铜和康铜材料的物性参数变化很小，热流计的响应时间只与康铜片的直径的平方成正比，但当温度较高时，响应时间将随着材料物性的变化而变化。

1.2 热流传感器的结构设计以及理论验证

超声速燃烧室内气流总温可达 3000 K，燃烧室内壁面热流密度可达 3-5 MW/m^2，内壁面温度在 1000 K 以上，伴随着燃烧、离解、激波等复杂物理、化学过程的发生，使得热环境整体呈现出高温、烧蚀、大热流、大冲刷的恶劣性。这种情况下，普通的热流、温度传感器根本无法生存或者稳定工作。为了测量燃烧室内壁面热流与内壁面温度这两个重要参数，本文在 Gardon 热流计的基础上，进行了适当的理论分析与结构改进，开发出了用于超声速燃烧室内壁面热流、温度一体化测量的传感器。

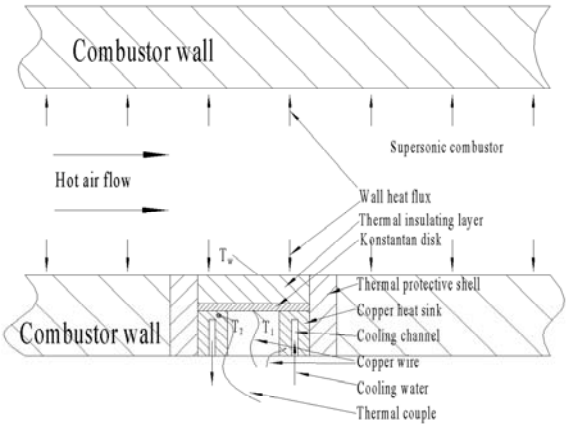

图 2 热流\温度一体化测量传感器结构与安装示意图

图 3 热流/壁温一体化测量传感器

热流\温度传感器的安装如图 2 所示，传感器嵌在超声速燃烧室壁面里，头部与燃烧室内壁面平齐，用于同时测量燃烧室内壁面的热流与内壁面温度。传感器的结构如图 2 所示，内部的康铜片与铜热沉组成了基本的 Gardon 热流计。康铜片表面紧密贴合了一块隔热层，隔热层阻止了康铜片与高温气流的直接接触，降低了康铜片的温度，起到了保护 Gardon 热流计的作用。传感器的最外层装配了一个热防护外壳，将隔热层、康铜片与铜热沉整个包裹起来，便于整体结构装配的同时也能起到一定的热流分流作用，使得流向隔热层的一部分热流不垂直流向康铜片，而是沿侧向从外壳直接流向了铜热沉，进一步降低了康铜片的温度。为了保持铜热沉温度恒定，在铜热沉内部设计了冷却槽道，通水冷却，将流进传感器内部的热量及时带走。康铜片中心处的铜导线与铜热沉基体里引出的铜导线分别组成了热流信号线的正负极。铜热沉里面安装有一枚热电偶，监测铜热沉的温度，防止传感器过热烧毁。图 3 所示为热流/壁温一体化测量传感器的实物图，最后端为冷却水管，黄色接头为热流信号输出，蓝色接头为热沉温度信号输出。

传感器的结构与Gardon热流计稍有不同，由于隔热层与热防护外壳的存在，使得康铜片表面的温度分布有所变化，无法直接利用 Gardon 热流计原理进行热流测量，需要对传感器的热流测量理论进行理论验证。由于传感器内部的热流流动为固体的三维热传导，无法进行一维理论分析， 本文采用了数值分析的方法对传感器内部的热传到进行了研究。使用商用有限元分析软件，针对图 2 中所示的传感器建立二维轴对称结构模型，边界条件为：铜热沉的温度为恒定的 873 K，考虑到外壳与燃烧室壁面有接触间隙，设外壳侧面为绝热边界条件，其余内部接触面取温度相等。对传感器头部分别施加一系列不同的热流密度边界条件，整个传感器的初始温度场为 300 K，采用非稳态计算模型，直至温度场收敛。计算结果分别如下。

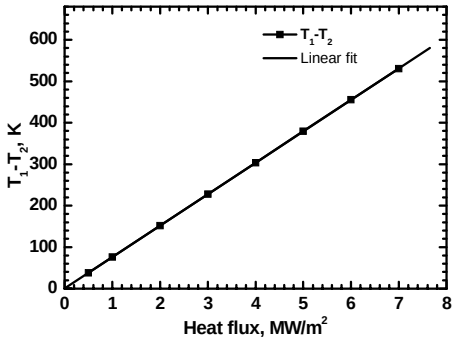

图 4 康铜片中心温度与边缘温度之差随待测热流变化

图 4 所示为康铜片中心与边缘的温度差随头部热流的变化曲线。图中离散点为稳态时不同热流边界条件下的计算值。实线为根据最小二乘法拟合得到的直线。看以看出，该结构热流传感器中，康铜片中心与边缘的温差与待测热流成良好的线性关系，又因为热流输出电势差信号对应的是康铜片中心与边缘的温度差，因此该数值计算的结果从理论上证明了开发的热流传感器的输出信号是与待测热流成线性变化关系的。通常，对于 Gardon 热流计，根据(1)式，如果铜热沉温度 T_2 恒定为 300 K，忽略材料物性随温度变化产生的非线性影响，对于铜-康铜热电偶，最大的热端、冷端温差为 400 K，取康铜的导热系数λ为 22 W/m.K，半径 R_G 为 6 mm，那么 Gardon 热流计能够测量的最大热流密度为：

$$q_{\max} = 9.7\times10^{5}\ \mathrm{W/m^2} \qquad (5)$$

从图 4 可以看出，改进后的同样尺寸热流计结构在温差为 400 K 的情况下，能够测量的最大热流为 6 $\mathrm{MW/m^2}$ 左右，约为 Gardon 热流计的量程的 6 倍多。如果考虑温度变化对热电偶系数产生的影响，仅需对传感器进行一些非线性的二阶或三阶修正，使得传感器在整个量程范围内的测量能够保持很高的精度。

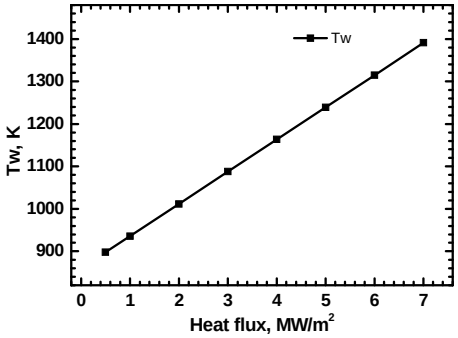

图 5 热流计头部温度随热流变化曲线

图 5 所示为经过计算得到的热流传感器头部温度 Tw 随热流变化的曲线，从图中可以看出，在铜热沉温度 T2 恒定的情况下，传感器头部温度与热流成良好的线性变化关系，即

$$T_w = C_w q \tag{6}$$

上式中，系数 C_w 为常数，与传感器的结构尺寸、物性参数有关。关系式(6)就是传感器测量燃烧室内壁面温度的基本原理。

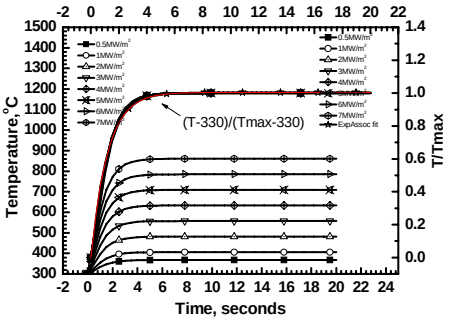

图 6 康铜片中心温度响应曲线计算结果

图 6 所示为数值模拟的热流计响应特性曲线。图中左侧坐标轴为不同热流密度下的康铜片中心温度响应曲线，根据之前描述的 Gardon 热流计原理，这相当于热流信号的响应曲线。图中右侧曲线为将各个不同响应曲线归一化后的响应曲线。从归一化曲线可以看出，不同的热流密度下的热流信号响应频率一致，都符合指数衰减规律。传感器的响应时间较短，大概 5 s 左右就能够达到稳态测量值。

综上，热流/壁温测量传感器是在 Gardon 热流计的基础上，进行了适当的结构改进与理论分析，开发出的热流、壁温同步一体化测量的高性能传感器。该传感器具有量程大、生存能力强、响应时间短等特点。

2.长时间主动冷超声速燃烧室热环境的测量研究

本文采用热流/壁温一体化测量传感器在长时间主动冷却超声速燃烧试验台上进行了测量实验。长时间主动冷燃烧却试验台能够模拟飞行马赫数 5 以上、飞行高度 20 km 以上的高超声速飞行器冲压发动机的燃烧室工作状况。如图 7 所示，冷空气在加热器里通过“烧氢补氧”的方式到总温 1300 K-2000 K、总压 1-2 MPa，经过矩形截面喷管后气流的马赫数达到 2-3。高焓高速气流进入燃烧室，为了防止燃烧室火焰向前传播使得气流静压升高造成喷管喉道堵塞，燃烧室入口前增加了一个 500 mm 长的隔离段，燃烧室入口尺寸为 50×70 mm。超声速燃烧室为单侧两段扩张，前半段扩张角为 1.5°，后半段扩张角为 3°。采用单凹腔火焰稳定器，凹腔前台阶喷入氢引，凹腔里面喷入煤油。喷管、隔离段分别采用单独的高压循环水冷却，为了提高冷却效率，燃烧室采用分段冷却，前半段至凹腔出口采用单独一路冷却水，后半段再用另一路水冷却。试验台可进行冷、热煤油的燃烧试验，燃气总温最高可到 3000 K，正常工作时间 60 s 以上。

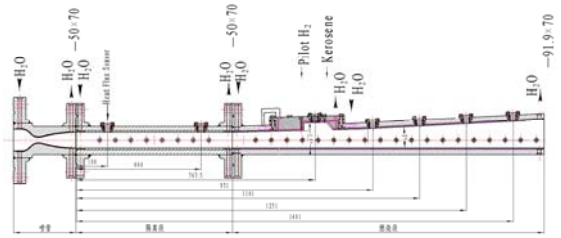

图 7 热流/壁温传感器在长时间主动冷却超声速燃烧试验台上的安装示意图

图 7 所示为热流/壁温测量传感器在长时间主动冷却超声速燃烧试验台上的安装情况。隔离段的入口和出口附近各安装了一枚传感器，燃烧室共安装了 5 枚，其中凹腔喷油处 1 枚，往后每隔 150 mm 一个。其中，凹腔喷油处的传感器与喷油孔位置重合，所以只能测量无煤油燃烧时的气流参数，在有煤油喷注的情况下无法安装这枚传感器。

图 8、图 9 所示分别为热流/壁温一体化测量传感器测得的燃烧室隔离段入口和出口两处的热流与壁温响应曲线。隔离段处的气流

条件为：马赫数 2.5，流量 1.3 kg/s，总温 1800 K，总压 1.3 MPa。从图中可以看到，两条曲线均从 3 s 时开始爬升，在约 8 s 时基本达到稳定，隔离段最大热流约 0.7 MW/m^2，对应的传感器头部壁温约 900 K。多次重复试验表明，热流测量误差在 10%以内。作为比较，采用 Eckert 参考焓值法对相应条件下隔离段的热流进行了计算，结果表明在壁面温度 1000 K 时的壁面热流约为 0.8 MW/m^2，与实验结果吻合得较好。

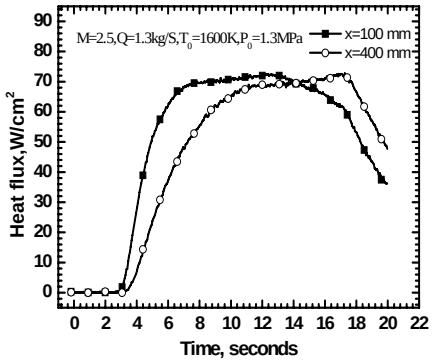

图 8 长时间主动冷却燃烧室壁温响应

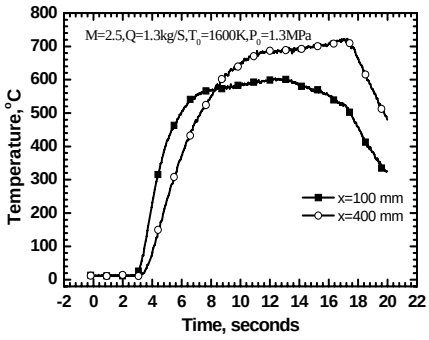

图 9 长时间主动冷却燃烧室壁温响应

从以上测量结果可以看出，热流/壁温一体化测量传感器能够在超声速燃烧室中稳定工作，测量结果与理论计算值相比精度较高，能够为超声速燃烧室热环境的理论分析提供必要的参数帮助。

3.超声速燃烧室热、力环境的理论研究

本文根据已经测量得到的超声速燃烧室内壁面热流、温度数值，对力环境参数进行了一些初步的理论分析。由于目前比较准确的得到了燃烧室隔离段处的热流、壁温数据，根据已经测量的隔离段入口处的热流和壁温数值，结合入口处气流条件，可以推导隔离段内壁面摩擦力。

针对燃烧室气流条件为：入口马赫数 2.5，流量 1.3 kg/S，总温 1800 K，总压 1.3 MPa。热流/壁温传感器测量得到的隔离段热流为

$$q_{\max} = 9.7\times10^5 \ \mathrm{W/m^2} \tag{7}$$

对应的传感器头部壁温为

$$T_w = 900 \ \mathrm{K} \tag{8}$$

隔离段入口气流条件已知，在总温 T_t=1800 K，马赫数 Ma=2.3 的情况下，取比热比 =.36，假设气流流动为等熵流动，那么

$$T = \frac{T_t}{1+\frac{\gamma-1}{2}Ma^2} = 847 \ \mathrm{K} \tag{9}$$

对于高速对流换热，根据混合物空气（21% O_2，58% N_2，21% H_2O）模型物性计算软件，混合气体的平均分子量为，

$$M_{mix} = y_{O_2}M_{O_2} + y_{N_2}M_{N_2} + y_{H_2O}M_{H_2O} = 0.02885 \ \mathrm{kg/mol} \tag{10}$$

混合气体常数为，

$$R_m = \frac{HR}{M_{mix}} = \frac{8.314}{0.02885} = 288.1 \ \mathrm{J/(mol\cdot K)} \tag{11}$$

在静温 847 K 条件下，通过物性计算程序得到了各种混合物气体物性参数，其中定压比热为，

$$Cp = 1160 \ \mathrm{J/(kg\cdot K)} \tag{12}$$

比热比为，

$$\gamma = 1.33 \tag{13}$$

普朗特数为，

$$\mathrm{Pr} = 0.757 \tag{14}$$

那么可得高速对流换热过程中的恢复系数为，

$$r = \sqrt[3]{\mathrm{Pr}} = 0.911 \tag{15}$$

燃烧室内高速边界层对流换热公式为：

$$q_w = St\rho_\infty u_\infty c_p(T_{aw} - T_w) \tag{16}$$

绝热壁温可根据恢复系数的定义：

$$r = \sqrt[3]{\mathrm{Pr}} = \frac{T_{aw}-T_w}{T_t-T_w} = 0.911 \tag{17}$$

那么可得到绝热壁温为

$$T_{aw} = r(T_t - T_w) + T_w = 1720 \ \mathrm{K} \tag{18}$$

隔离段的气流质量流量为

$$\dot{m} = 1.3 \ \mathrm{kg/S} \tag{19}$$

隔离段尺寸规格为：高×宽×长=70 mm ×50 mm×500mm，那么燃烧室隔离段横截面积（隔离段无扩张）为

$$A = 0.07 \times 0.05 = 3.5 \times 10^{-3}\ \mathrm{m}^2 \quad (20)$$

那么：

$$\rho_\infty u_\infty C_p \left(T_{aw} - T_w\right) = \frac{\dot{m}}{A} C_p \left(T_{aw} - T_w\right) = 3.53 \times 10^8\ \mathrm{W/m^2} \quad (21)$$

所以气流的 St 数为：

$$St = \frac{q_w}{\rho u C_p (T_{aw} - T_w)} = 1.98 \times 10^{-3} \quad (22)$$

根据 St 数，利用雷诺比拟关系式：

$$C_f = 2St \Pr^{\frac{2}{3}} = 3.29 \times 10^{-3} \quad (23)$$

那么隔离段入口处摩擦应力为：

$$\tau_w = \frac{C_f}{2} \rho_\infty u_\infty{}^2 = \frac{C_f}{2} \frac{\dot{m}}{A} Ma \sqrt{\gamma RT} = 872.6\ \mathrm{Pa} \quad (24)$$

从以上推导可以看出，根据雷诺相似准则，可以利用热环境参数的 St 数来测量力环境中的壁面摩擦力，这也是本课题研究中的一项特色。

4．结论

本文在 Gardon 热流计原理基础上，经过结构改进与理论分析，研究了用于高温、大热流的超声速燃烧室热环境测量的热流/壁温一体化传感器，该传感器具有量程大、生存性好、响应时间短等优点。利用该传感器，在长时间主动冷却超声速燃烧试验台进行了测量，得到了一些典型工况下的燃烧室热流、壁温响应曲线和分布曲线，掌握了燃烧室热环境的一些规律，为燃烧室主动冷却结构设计提供了必要的参数帮助。根据测量得到的热流、壁温数据，对燃烧室的力环境进行了一些理论分析，得到了燃烧室内壁面摩擦力的分布数值，为燃烧室的推力性能优化提供了参数支持。

参考文献

1. Richard M T, John L F, Tony L. A Thermal Management Systems Model for the NASA GTX RBCC Concept[R]. NASA/CR—2002-211587， 2002.

2. Jan M S, Sebastian K, Klaus H. Ground Testing of the HyShot Ⅱ Scramjet Configuration in HEG[R]. AIAA 2008-2547.

3. Gardon R. An Instrument for the Direct Measurement of Intense Thermal Radiation [J]. The Review of Scientific Instruments, 1953, Vol.24 (No.5): 366-370.

Study of thermal/ force environment of supersonic combustor and measurement technology

LI Long[1,2] FAN Xuejun[1,2] WANG Jing[1,2]

(1 Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(2 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China）

Wall heat flux and wall temperature measurement technology in supersonic combustor was studied in this paper. Several measurement tests were taken in long time initiative cooling supersonic combustor with the sensor. Adiabatic temperature, total temperature and wall friction force of combustor were calculated according to the measurement data.