

特约专栏

轻质蜂窝材料烧蚀试验方法

高贺¹, 陈连忠¹, 张亮¹, 梁馨², 李仲平²

(1. 中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

(2. 航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

摘要: 热防护技术是高超声速飞行器再入的重要技术, 而轻质蜂窝材料是热防护技术中大量采用的防热材料, 在地面试验中超声速自由射流驻点烧蚀是考核防热材料烧蚀性能的有效手段。大尺寸平面驻点烧蚀试验中, 烧蚀表面热流分布不均匀, 使得试验过程中烧蚀表面的形状发生改变, 从而造成试验状态的偏离, 最终导致烧蚀结果的误差, 采用球面等热流外形设计可以有效解决该问题。详细介绍了驻点烧蚀的试验方法和试验设备, 简要说明了热流测量的工程算法和理论原理, 进而着重阐述了平面驻点模型对烧蚀结果的影响, 并根据试验和计算结果给出了改进烧蚀表面热流均匀性分布的等热流球面方法, 最后结合试验对球面模型和平面模型的热流测量及烧蚀结果做了详细的对比分析, 解释了平面模型产生较大烧蚀量误差的原因。

关键词: 轻质蜂窝烧蚀材料; 试验方法; 热流密度; 球面; 均匀性

中图分类号: V45 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-3962(2013)04-0229-07

Experiment Method of Light Weight Cellular Ablators

GAO He¹, CHEN Lianzhong¹, ZHANG Liang¹, LIANG Xin², LI Zhongping²

(1. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

(2. Research Institute of Aerospace Materials and Processing Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Heat protection is an important technology in hypersonic flight reentry, the light weight cellular ablator is a kind of materials which is used to heat protection usually. In ground test the free flow supersonic stagnation ablation is an effective method to estimate the ablation performance of material. In the large scale flat-surface stagnation ablation test, the heat flux in the ablation surface is not uniform, so that the result of the ablate test is not absolutely correct, but the equal heat flux of spherical-surface design can solve the problem efficaciously. In this paper, the method and the equipment of the stagnation ablation test is introduced particularly, meanwhile the engineering arithmetic and the theory of heat flux measurement is shown briefly, subsequently the ablation result which is affected by the flat-surface mode seriously is emphasized, whereafter according to the results of test and simulation the spherical-surface model that can improve the heat flux uniformity of ablation surface is mentioned, at last through the contrastive experiment, the different result of measurement and test between the flat and spherical model is analyzed in detail, and a larger error of ablation in flat-surface model is explained.

Key words: light weight cellular ablaters; experiment method; heat flux; spherical-surface; uniformity

1 前言

高超声速飞行器在大气飞行或返回大气的过程中, 空气受到强烈的压缩和摩擦作用, 大部分动能转化为热能, 致使飞行器周围的空气温度急剧升高。高温气体和飞行器表面产生很大的温差, 通过对流、传导以及辐射

的方式向飞行器传递大量的热量, 形成强烈的气动加热现象。热防护技术是飞行器再入的关键技术之一^[1]。

飞行器的防热方法有多种, 例如热沉法、辐射防热、发汗冷却防热、烧蚀防热等。热沉法利用材料的热容, 吸收一定热量。辐射防热利用某些材料在高温下具有高辐射特性, 将表面热量以辐射形式散发出去。发汗冷却借助向边界层中注入质量流, 从而降低对流热流, 实际上是一种传质式方法。烧蚀防热则借助防热材料表面层的熔解、气化、热解等消散热能, 损失部分防热材料, 从而达到保护飞行器内部热环境的要求。

收稿日期: 2012-11-24

第一作者: 高贺, 男, 1986年生, 博士研究生

通信作者: 陈连忠, 男, 1972年生, 研究员, 博士生导师

DOI: 10.7502/j.issn.1674-3962.2013.04.05

返回式飞行器具有高焓、低热流、受热时间长的特殊热环境,且其使用要求较高,要确保舱内生命安全和仪器安全,对隔热材料的隔热性要求很高,同时返回器的体积大、面积大,要求隔热材料的重量减轻。所以返回式飞行器大量采用低密度烧蚀隔热材料,低密度隔热材料借助自身烧蚀所产生的热解气体进入边界层后引起的热阻塞等效应达到防热的目的,轻质蜂窝材料即为典型的低密度隔热材料,如图 1。



图 1 典型轻质蜂窝材料

Fig. 1 Typical light weight cellular ablators

飞行器热防护的设计都要经历选样、初样和正样阶段,而无论哪个阶段都要经过大量的地面试验,以给出飞行器外形和飞行轨道状态下的气动热环境以及隔热材料的烧蚀性能。

2 试验方法和设备

2.1 试验方法

电弧加热地面烧蚀试验是考核隔热材料性能的有效手段,超声速驻点试验技术是其中一种。试验模拟参数主要有气流总焓,驻点冷壁热流密度和驻点压力等,试验要求电弧射流具有各种状态,比如低压高焓、高压低焓和中压中焓等,得到较高热流密度或高剪切力时材料的烧蚀性能。利用该技术研究隔热材料烧蚀性能可以给再入隔热设计提供极有用的数据,通过试验可以了解到材料的烧蚀性能和模型烧蚀后的表面状态,得出烧蚀性能各试验参数之间的关系。

模型一般采用平面圆柱形,试验时在喷管出口附近放置模型,模型固定在支架上,模型的轴线与喷管的中心线共线,模型支架与作动筒相连以变换位置在必要时进行模型送进,试验示意图见图 2。

试验要首先进行状态的调试,调试时将驻点热流密度探头安装在模型支架上,以测量气流驻点压力和驻点热流密度,待所有参数达到要求后,正式进行隔热材料考核试验。在试验过程中,测量模型内部温度和表面温度,并对模型烧蚀过程进行录像。

2.2 试验设备

轻质蜂窝材料烧蚀试验是在 CAAA-FD04 压力真空

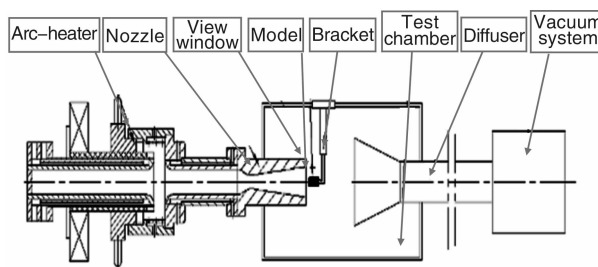


图 2 超声速驻点试验示意图

Fig. 2 Sketch of supersonic stagnation test

式超声速电弧风洞中进行的(图 3),主要由电弧加热器、混合稳压室、喷管、试验段、整流罩、扩压段、冷却器、真空系统等部分组成。



图 3 FD-04 电弧风洞

Fig. 3 FD-04 arc-heat wind-tunnel

试验段长 \times 宽 \times 高 = 2 200 mm \times 2 000 mm \times 2 000 mm,两个侧面分别装有一个石英玻璃观察窗口,并配有气压传动系统以便于模型的弹出和弹出。高温气流经试验段后直接进入扩压段,在恢复压力的同时,也使超声速气流变为亚声速。之后气流进入冷却器,在冷却器内气流的温度基本降到 300 K 左右,最后流经管道和阀门进入容积为 4 000 m³ 的真空罐组。除此之外还包括复杂的辅助系统:电源系统、高压气源系统、高压软化水系统和低压循环软化水系统等。

试验选用管状电弧加热器,它的前后电极呈管状,是一种自由弧长的电弧加热器,空气切向注入到加热器的旋气室,并在旋气室内高速旋转,形成具有径向压力梯度的气流向前流动。气流向前运动的方向与电弧轴线方向一致,且基本相互平行,该气流能将电弧控制在加热器的中心轴线附近,并将其拉长。

由电弧加热器出来的热气流温度高达几千摄氏度。为了调试不同的试验状态及消除气流脉动对流场的影响,通常要使热气流进入一个混合稳压室,在混合稳压室的入口径向注入大量的冷空气来与热气流充分混合,从而降低气流温度达到试验状态要求并稳定压力。

喷管是将高温高压气体形成所需流场的几何通道,

常用的喷管有两种类型:轴对称喷管和矩形喷管,前者适于对旋转体模型或尖劈状二维模型进行试验研究,而后者是将热气流压缩成二维薄层,是超声速平板自由射流试验最常用的喷管类型。试验中选用气流名义马赫数为4.3的三维轴对称喷管。喷管采用内外夹层结构,内层选用紫铜材料,外层选用不锈钢材料,内外夹层之间通高压冷却水,对喷管的内层进行冷却,保证试验过程喷管不被烧坏。

3 热流测量

在模拟的参数中,驻点冷壁热流密度(以下简称热流)是判断局部热流密度大小和总加热量的重要依据,且在大尺寸、长时间的驻点烧蚀试验中,热流的准确度和均匀性则直接影响到防热材料的烧蚀率和材料的隔热性能,也直接决定了防热材料的筛选和防热厚度的确定。因此,在试验中如何调试出满足试验要求的热流就显得至关重要。

3.1 工程估算方法

在计算驻点热流方面,前人对此做了许多研究,给出了许多在工程设计中可供使用的计算公式,类型分为无化学反应、有化学反应,平衡流动、冻结流动,非催化壁、完全催化壁等^[2]。在实际应用中,大都采用 Sutton 和 Graves 在研究任意气体混合物的化学平衡流动的驻点热流时给出的热流估算公式:

$$q = K \sqrt{\frac{P_0}{R_s}} (H_0 - H_w)$$

式中: q —冷壁热流密度,单位: kW/m^2 ;

K —换热因子;

P_0 —来流总压,单位: kPa ;

R_s —驻点曲率半径,单位: mm ;

H_0 —来流总焓,单位: kJ/kg ;

H_w —冷壁焓值,单位: kJ/kg 。

该公式主要用于调试状态时根据所要求的热流值对加热器运行参数进行估算。

3.2 试验测量原理

模型表面热流测量方法可分为两类。一类是采用传热传感器,如薄膜传热传感器,薄壁或厚壁量热计等,测量局部点的热流。另一类是进行大面积测量的热图技术,如红外热图、色变热图、相变热图、荧光热图等,这类技术可以得到大面积热流分布。以上两类表面热流测量技术都属于瞬态测量,其基本原理都可用二层介质热传导理论统一分析。

实际驻点烧蚀试验中,热流测量大都采用塞式量热计,它的原理见图4,试验中塞子为圆柱体,考虑到探

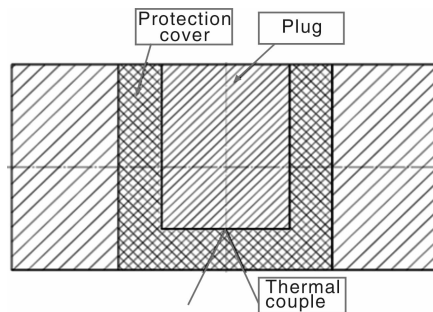


图4 塞式量热计原理图

Fig. 4 Principle chart of plug calorimeter

头塞子是块厚度为 δ 的金属棒,它的前表面承受均匀加热热流密度 q ,侧面和背面绝热。因而可以简化为一维非稳态热传导问题,其方程为

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}$$

边界条件是: $x=0$ $q=C$

$$x=\delta \quad \frac{\partial T}{\partial x}=0$$

式中, T 为温度; x 为以探头塞子前表面为零点的轴向距离; t 为时间; α 为热扩散系数。用热电偶测出塞子背面温度随时间的变化率 $\Delta T/\Delta t$, 并根据下式算出热流 q :

$$q = \rho \delta C_p \frac{\Delta T}{\Delta t}$$

式中: q —热流密度,单位: kW/m^2 ;

ρ —塞子材料密度,单位: kg/m^3 ;

δ —塞子厚度,单位: m ;

C_p —塞子材料比热,单位: $\text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$;

$\Delta T/\Delta t$ —塞子温升速率,单位: K/s 。

实际测量的量热计由紫铜柱塞量热块、玻璃钢保护套和热电偶组成,测量值为驻点表面冷壁热流密度。由于量热响应只与量热块的几何尺寸和物理特性有关,不受其它因素影响,所以测量精度较高。

4 试验改进

4.1 前期测量模型和存在的问题

在前期的试验中采用直径 $\phi 60 \text{ mm}$ 平面圆柱体模型,设计热流探头的外形同模型一致,见图5,探头为铜制,直径 $\phi 60 \text{ mm}$,表面和侧壁连接处加工 $R5 \text{ mm}$ 倒圆角,由于之前的驻点试验大都关心驻点部位的热流,所以只在驻点区域布置一个测点,探芯采用直径 $\phi 3 \text{ mm}$,长度 5 mm 铜制探芯,外部加装玻璃钢套管,确保隔热。

以此热流探头调试出试验状态,并进行了大量的驻

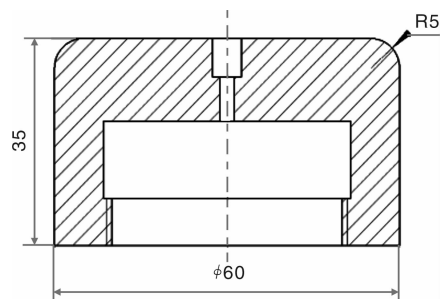


图 5 平面热流探头结构图

Fig. 5 Structure of flat-surface heat-flux probe

点烧蚀试验, 试验时模型安装在专门设计的水冷模型支架上, 并加工玻璃钢转接件用于将模型后端与支架连接, 可以有效减少水冷支架带走模型本身的热量而影响模型温度测量的准确性。前期模型烧蚀前后照片见图 6, 试验结果表明烧蚀量比预期值高一倍以上, 且在烧蚀后模型大都呈现出明显的球面特征, 为了更精确的满足试验任务需要, 在排除了其他影响因素后, 认为是试验中烧蚀外形的变化引起了试验状态的波动, 从而影响了试验结果。



图 6 前期模型烧蚀前后照片

Fig. 6 Photo of ablated model in prophase

为此专门按照烧蚀后的模型表面弧度, 设计了 R64 mm 的球面热流探头进行验证, 见图 7, 表面布置 5 个测点, 分布在同一母线上距中心不同距离, 探芯规格不变。

测试结果如图 8, 在平面模型中心驻点热流不变的状态下, 当表面变为球面后, 中心位置的热流会增大 35%, 一条母线上的其他部位热流会随着距中心距离的增大而减小, 最边缘热流值为中心点 83%。试验结果表明在试验过程中, 模型外形变化为 R64 mm 球面的同时, 试验状态也随之发生变化, 且整个烧蚀面的热流分布不均匀。

图 9 为不同曲率半径下平面模型和球面模型驻点热

流比^[3], 横坐标为 R_B (模型圆柱半径) 和 R_N (顶面曲率半径) 的比值, 纵坐标为 Q_{BB} (平面驻点热流) 和 Q_{Hemi} (球面驻点热流) 的比值, 而 R_C 为顶面和侧壁倒角半径。

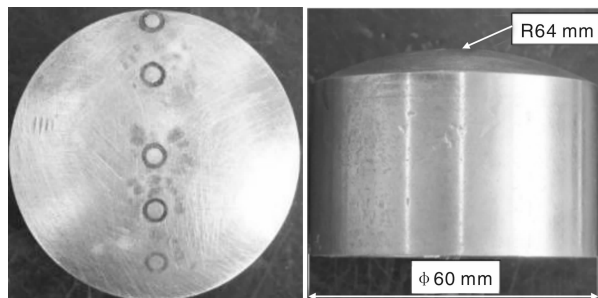


图 7 R64 mm 球面热流探头

Fig. 7 Heat-flux probe of R64mm spherical-surface

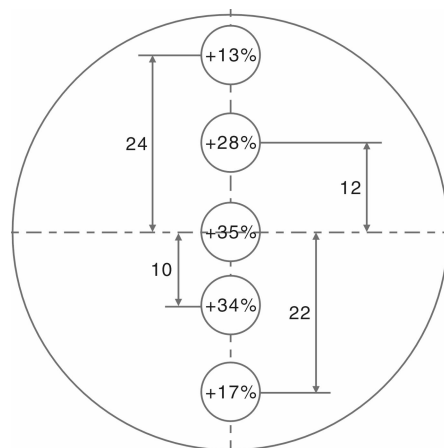


图 8 R64 mm 球面探头对比测试结果

Fig. 8 Contrast test result of R64 mm spherical-surface probe

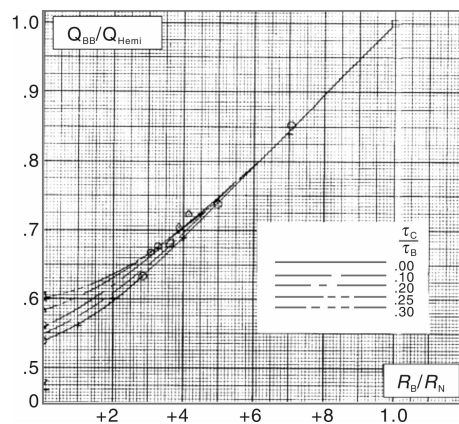


图 9 不同曲率半径下平面模型和球面模型驻点热流比

Fig. 9 Ratio of stagnation heat-flux between flat and spherical model in different radius

从图 9 中可以查到, 在模型外形 $R_B/R_N = 30/64 = 0.47$, $R_C/R_B = 0/30 = 0$ 的条件下, $Q_{BB\text{平面}}/Q_{BB64} = 0.76$,

与试验测得的 $1/1.35 = 0.74$ 很接近。这样可知, 在大尺寸驻点模型烧蚀过程中, 由热流状态变化和长时间累积作用而带来的烧蚀量的变化将为非常明显。

4.2 改进测量模型

根据此前的试验结果和试验精细化的要求, 直径 $\phi 60$ mm 的模型表面热流密度必须均匀, 中心驻点的热流值波动不超过 5%, 四周和中心点的波动差异不超过 10%, 此前的平面驻点模型已不能满足要求^[4], 在参考国外试验技术并结合实际试验情况, 最终确定了球面等热流探头的方案。

4.2.1 数值模拟

首先对不同曲率半径和球面探头进行 CFD 数值模拟计算。根据试验状态, 对平面模型、R90 mm、R80 mm、R70 mm 4 类模型进行了数值模拟。计算模拟了喷管及试验段流场, 采用和试验相同的设备参数及流场状态。图 10 给出了不同计算模型的表面热流分布。由计算结果可以看到, 表面热流对于模型头部曲率半径则较为敏感, R90 mm 模型的等热流线最稀疏, 说明该模型表面热流分布较为均匀。

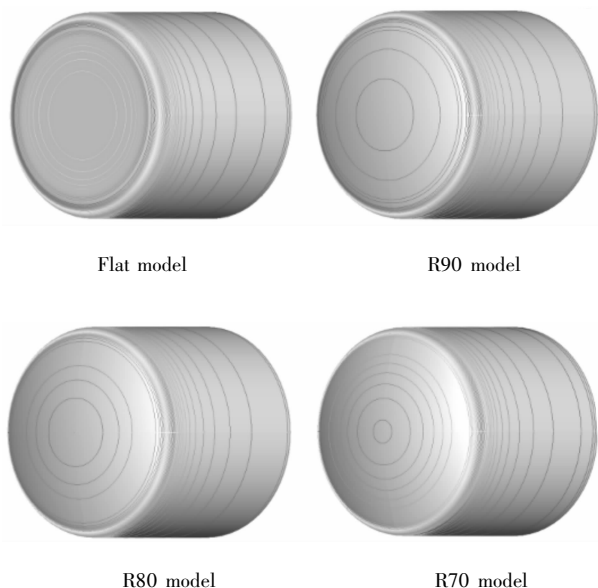


图 10 不同计算模型表面热流分布

Fig. 10 Surface heat-flux distribution of simulation model in different radius

表 1 为不同计算模型特征部位热流值对比, 包括不同曲率半径的球面模型和平面模型的驻点热流比值, 以及同一模型拐角热流 Q_c 和驻点热流 Q_s 比值。

可以看出在该状态下, 计算结果和之前的试验结果以及图 9 相吻合, 球面驻点热流比平面驻点热流高, 且随着模型曲率半径的减小, 球面驻点热流值增大。而肩部拐角处热流在球面曲率半径为 90 mm 时和驻点热流

最为接近, 反应出该外形在该状态下的表面热流分布较为均匀。

表 1 不同计算模型特征部位热流值对比

Table 1 Ratio of special position heat-flux in different radius

Model type	$Q_{\text{Hemi}}/Q_{\text{BB}}$	Q_c/Q_s
Flat surface	1.00	1.36
R90 mm	1.21	1.01
R80 mm	1.25	0.95
R70 mm	1.29	0.89

4.2.2 测量模型

根据模拟结果确定测量模型如图 11。探头为铜制, 直径和模型相同 $\phi 60$ mm, 烧蚀表面为 R90 mm 球面, 球面和侧壁连接处加工 R5 mm 倒圆角, 探头底部至顶部距离为 42 mm, 整个探头沿球面 X 轴和 Y 轴两条母线分布 9 个热流测点, 中心驻点 1 个, 编号为 1; $\phi 22$ mm 同心圆分布 4 个, 编号为 2, 3, 4, 5; $\phi 43$ mm 同心圆分布 4 个, 编号为 6, 7, 8, 9。各热流测点按中心点对称, 其轴线同球面垂直。这样设计既可以反映距中心点不同距离的热流分布, 也可以反映出流场上下左右是否对称。探芯规格不变。

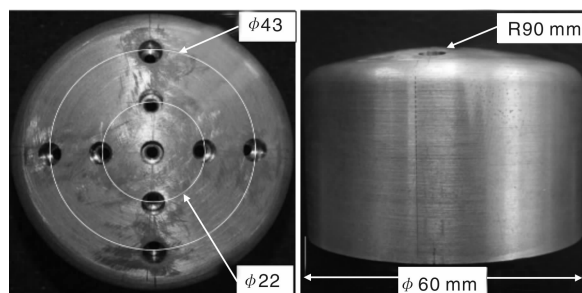


图 11 R90 mm 球面等热流探头

Fig. 11 Equal heat flux probe of R90 mm spherical-surface

试验时先将中心驻点的热流调整到要求范围内, 正负波动不超过 5%, 然后重复进行试验多次, 验证状态重复性是否良好。随后将探头旋转 180°, 再重复进行试验多次, 验证流场的均匀性是否良好, 也最大限度的排除探芯制作中带来的不确定误差。

5 试验结果

5.1 热流测量结果

热流测量的试验结果见图 12。从平面探头测量的结果可以看出, 在中心驻点热流满足要求的情况下, $\phi 22$ mm 同心圆分布的 4 个测点热流值与中心点热流值的波动分别为 +10%、+11%、+13%、+11%, 平均比中心点大 11% 左右。而 $\phi 43$ mm 同心圆分布的 4 个测点热流值与中心点热流值的波动分别为 +17%、+15%、

+25%、+19%，平均比中心点大 19% 左右。可见距离中心点越远，热流值越大，整个烧蚀表面的热流分布不均匀，使得模型在烧蚀过程中各部位烧蚀量不同，导致

烧蚀面从平面逐渐转化为球面，且根据之前的验证结果，在模型烧蚀面变为球面的过程中，表面热流在不断变化，所以模型的烧蚀量和预期的结果有较大差别。

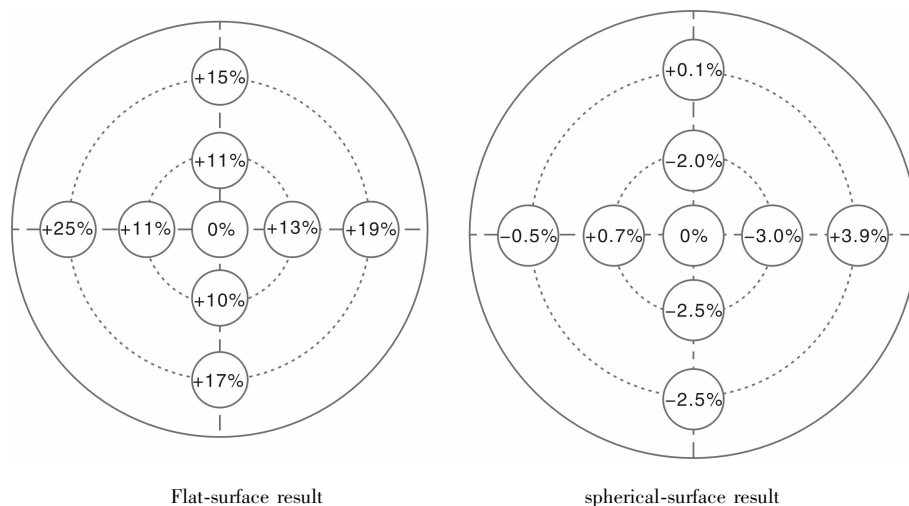


图 12 不同模型各测点与中心点热流波动

Fig. 12 Heat-flux fluctuation between center point and other points with the different model

球面探头的测量结果则完全不同，在中心驻点热流满足要求的情况下， $\phi 22$ mm 同心圆分布的 4 个测点热流值与中心点热流值的波动分别为 -2.5%、-2.0%、-3.0%、+0.7%，平均值比中心点小 2% 左右。而 $\phi 43$ mm 同心圆分布的 4 个测点热流值与中心点热流值的波动分别为 -2.5%、+0.1%、+3.9%、-0.5%，平均比中心点大 0.2% 左右。可以看出，整个球面的热流值差别很小，且流场的中心和四周，上下左右各个部分热流分布较为均匀。

结合平面测量模型、R64 mm 测量模型和 R90 mm 测量模型的试验结果可以解释前期轻质蜂窝材料烧蚀试验中出现的烧蚀量过大的问题。首先由于平面模型的表面热流分布不均匀，烧蚀表面外侧的热流高，使得在烧蚀过程的前期，模型表面外侧的材料烧蚀量较大，这样平面模型逐渐变为带有一定曲率半径的球面模型。其次当模型的烧蚀表面变为球面后，由于气动外形的影响其烧蚀表面的中心处热流就会大幅增加，并逐渐向外侧蔓延，最后导致整个模型的烧蚀表面热流值都比状态要求值高 20% 以上。在这两个因素的耦合影响下，经过长时间 700 s 的烧蚀，平面模型的烧蚀量自然会比预期量大。

5.2 模型烧蚀结果

改进后的烧蚀材料均采用 R90 mm 的球面模型，外部加装玻璃钢保护套。图 13 给出的是长时间平面/球面模型烧蚀图像，分别在 1, 350, 700 s。可以明显的看出平面模型在烧蚀过程中逐渐转为球面的过程，且球面

的曲率半径是逐渐减小的，而 R90 mm 球面模型在烧蚀过程中表面形貌基本保持不变。平面模型的后退量也比球面模型的大得多，并且可以看出在 350 s 之后，平面模型在烧蚀过程中随着烧蚀表面的曲率半径逐渐变小，其线烧蚀率逐渐增大，也就是说材料在试验后期的烧蚀比较严重，而 R90 mm 球面模型在整个烧蚀过程中的线烧蚀率基本保持稳定。

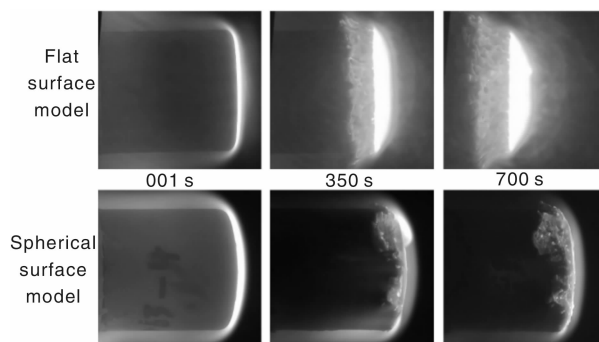
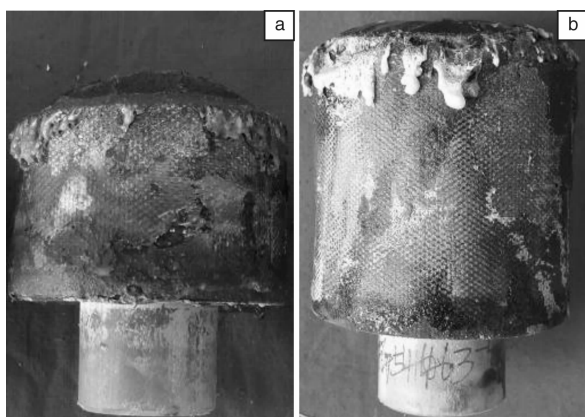


图 13 平面/球面模型长时间烧蚀图像对比

Fig. 13 Contrast image between flat-surface and spherical-surface model at a long time ablation

图 14 为该状态下同类材料平面和球面模型经过 700 s 长时间烧蚀后的形态对比，可以看出，平面模型烧蚀后退量较大，且烧蚀面呈现曲率半径比 R90 mm 小的球面。而球面模型烧蚀后仍然保留 R90 mm 的烧蚀面，其烧蚀后退量要小很多，仅为平面模型的 40% ~ 50% 左右。



Flat-surface model ablated Spherical-surface model ablated

图 14 平面模型(a)和球面模型(b)长时间烧蚀后对比

Fig 14 Contrast between flat-surface model(a) and spherical-surface model (b) after long time ablation

6 结 论

(1) 超音速自由射流驻点试验是考核轻质蜂窝材料烧蚀性能的有效手段, 试验结果可为隔热结构的设计提供有利依据。

(2) 长时间的平面驻点烧蚀试验中, 由于表面热流

分布不均匀, 造成模型的烧蚀表面在试验过程中外形逐渐变化, 从而使得试验状态发生改变。随着表面曲率半径的减小, 中心驻点热流值不断增大。

(3) 大尺寸的平面驻点模型在烧蚀过程中, 表面热流分布不均匀, 直径为 $\phi 60\text{mm}$ 的圆柱体模型中心和四周的差别在 20% 左右。

(4) 采用球面等热流设计方法, 烧蚀表面热流分布较为均匀, 试验状态下表面热流相对波动在 4.0% 以内。

参考文献 References

- [1] Zhang Zhicheng (张志成). *Hypersonic Aerodynamic Heat Flux and Heat Protection* (高超声速气动热和热防护) [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003.
- [2] Sutton K, Gravera Jr. *A General Stagnation Point Convective Heating Equation for Arbitrary Gas Mixture* [R]. NASA TR R-376, 1971.
- [3] Ernest V Zoby, Edward M Sullivan. *Effects of Corner Radius on Stagnation Point Velocity Gradients on Blunt Axisymmetric Bodies* [R]. NASA TM X-1067, 1996.
- [4] William M Congdon. *Arc-Jet Testing and Thermal-Response Modeling of Advanced Lightweight Charring Ablator* [R]. AIAA 2002 - 2999, 2002.

量子反常霍尔效应成果预示新时代来临

中国科学家从实验中首次观测到量子反常霍尔效应, 英国牛津大学专家对此发现予以高度评价, 并指出这一成果预示着一个令人兴奋的新时代的来临。

牛津大学物理系讲师索斯藤·赫斯耶达尔说: “这一成果预示着一个令人兴奋的新时代的来临——对于基础物理学来说, 观察到量子反常霍尔效应让研究新的量子系统成为可能; 对于更广泛的(电子)设备领域来说, 这一成果为研发新式电子器件提供了基础。”

英国牛津大学物理系讲师陈宇林指出, 在反常霍尔效应发现 120 年后, 清华大学和中科院物理所的研究团队, 在磁性掺杂的拓扑绝缘体材料中实现了量子反常霍尔效应, 这是一个很了不起的成就。

陈宇林解释说: “反常霍尔效应是固体中由电子自身的自旋和轨道运动耦合导致的一个输运过程。而在量子反常霍尔绝缘体中, 自发磁矩和自旋轨道耦合结合产生了拓扑非平凡电子结构, 引起在无外加磁场条件下的量子霍尔效应。因为只有一个自旋通道参与电子导电, 使其无损耗的导电比量子自旋霍尔体系更不容易被干扰, 这将更有利于应用在低损耗电子和自旋电子学器件中。”

陈宇林认为, 这个成就也肯定了近年来中国对基础研究的重视和投入。他说: “在拓扑绝缘体领域, 华人科学家和中国国内的研究组作出了巨大的贡献。在过去两年中, 清华大学和中科院物理所的研究人员做了大量工作, 克服了各种困难, 终于在世界上首次实现了这个优美的物理学现象。这说明只要有合适的条件, 中国的科研是可以走在世界前沿的。”

(来源: 中国科技网)