

1 m 电弧风洞大尺度防隔热组件烧蚀热结构试验

陈连忠¹ 程梅莎² 洪文虎³

(1 西北工业大学,西安 710072)

(2 中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

(3 中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

文 摘 针对大面积区域高焓、低热流、长时间气动加热环境,对 1 m 电弧风洞地面模拟试验系统进行了建设与完善,并引入了石英灯辐射辅助加热技术,对 400 mm ×400 mm 大尺度模型进行了试验,结果表明这种联合加热方式能够有效用于大尺度模型防、隔热及烧蚀热结构性能考核试验研究。

关键词 大尺度,电弧风洞,防隔热性能,烧蚀热结构

Ablation-Thermal-Structure Test of Large Scale Model in 1 m Arc Heated Wind Tunnel

Chen Lianzhong¹ Cheng Meisha² Hong W enhu³

(1 Northwest Polytechnical University, Xi 'an 710072)

(2 China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

(3 China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076)

Abstract According to the aerodynamic heating conditions of large scale model with high enthalpy, low heat flux for a long time, the 1 m Arc heated wind tunnel was constructed with the quartz lamp radiation heating technology inducted, and test was done on the large scale flat model of 400 mm ×400 mm. The results show that this combined heating method can be effectively used for the thermal protection and insulation performance test, together with the ablation-thermal-structure test

Key words Large scale, Arc heated wind tunnel, Thermal protection and insulation performance, Ablation-thermal-structure

1 引言

未来高超声速飞行器在长时间再入过程中,遭遇严重的气动加热,大面积的热防护系统除了要具有一定的抗氧化烧蚀能力外,还必须具有优异的隔热性能,一般采用结构材料来实现,通常由防热层、隔热层及承力结构三部分组成^[1-2],其防隔热性能及结构的稳定性需要经过地面试验进行研究。另外,弹体大面积不可避免地存在着一些缝隙,其局部结构的热匹配性及可靠性也需要地面模拟试验来验证。

本文利用 1 m 高超声速电弧风洞,采用超声速自由射流平板试验技术^[3],辅以石英灯辐射加热技术,对 400 mm ×400 mm 量级的大尺度防隔热组件,进行了抗氧化烧蚀和隔热性能摸底试验。

2 试验模型及模拟要求

试验模型为平板型防隔热组件结构,尺寸为 400 mm ×400 mm ×30 mm,表面有十字交叉对接缝将其均分为四个单元,每个单元由铆钉分别与底板连接,单元间的缝隙内涂有耐热腻子。试验前先将模型安装在专门设计的水冷支架内,四周的缝隙涂抹高温绝热密封胶,以尽量减少模型与支架间的热交换并防止漏气,然后模型与支架一起紧密固定在喷管一侧的平壁出口处。

模拟要求为表面温度 1 000 以上,热流为 200 ~300 kW /m²,试验时间 >400 s。

3 试验设备及使用方法

试验是在中国航天空气动力技术研究院的 FD15

收稿日期:2009-06-03

作者简介:陈连忠,1972年出生,博士研究生,高级工程师,主要从事气动热防护地面模拟试验研究工作。E-mail:Quarter724@sohu.com

http://www.yhclgy.com 宇航材料工艺 2009年 第6期

— 71 —

电弧风洞上进行的,主要由电弧加热器、喷管、试验段、扩压器、冷却器和真空系统组成。试验采用长分段电弧加热器,该加热器具有高电压、低电流的特点,热效率较高,对电极烧损减小从而能长时间稳定运行,适用于本试验。经加热器加热的高温气流首先进入内径为 200 mm、长度为 350 mm 的混合稳压室,在混合稳压室的入口采用径向注入的方式注入一定量的冷空气,与热气流充分混合,用以消除气流脉动并调节气流的温度与压力。混合后的气流再经过超声速拉瓦尔喷管膨胀加速,对固定在喷管出口的平板模型进行气动加热试验。试验后的气流直接进入扩压段,在恢复压力的同时,也使超声速气流变为亚声速气流。之后进入冷却器冷却到常温,最后流经管道和阀门进入预先抽空的真空罐组,再由真空泵抽出排入大气。喷管为矩形型面喷管,喉道尺寸为 30 mm × 120 mm,出口尺寸为 457.5 mm × 120 mm,喷管的名义马赫数为 4.4。

石英灯辐射加热装置由相互错开的两排石英灯管组成,总共 40 根,功率可调,石英灯管组后面平行安装有水冷反射板,以减少辐射能量的损失。石英灯加热装置与气压送进机构连接,以便于辐射加热结束后撤离流场。试验开始时首先进行辐射加热,这时石英灯处于“位置 1”(图 1),与模型距离约为 35 mm,模型表面接收到的辐射热流密度约为 200 kW/m²。到达预定辐射时间,关闭辐射电源,同时将辐射加热装置转动 90 度到达“位置 2”以远离流场,并开始启动电弧加热器,对模型进行对流加热。

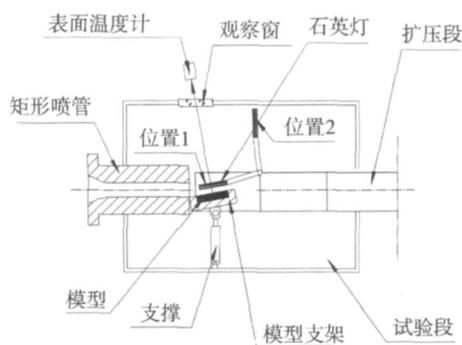


图 1 试验方法示意图

Fig 1 Schematic diagram of test method

4 参数测试方法

4.1 气流总焓

在材料烧蚀过程中气流总焓对材料的烧蚀性能影响很大,本试验采用平衡声速流法测量喷管喉道前的平均容积焓,这种方法是假定喷管喉道前的气流处于平衡、等熵、定常状态,根据连续方程、能量方程和

高温气体热力学性能,在一定范围内有如下关系式:

$$H_0 = 4.532 \times 10^{-5} \times \left(\frac{\rho_0 A^* C_d}{m} \right)^{2.519} \quad (1)$$

式中, H_0 为气流总焓, ρ_0 为弧室压力, A^* 为喉道面积, C_d 为流量系数, m 为空气质量流量。

4.2 气流总压

利用布置在混合稳压室下游壁面直径为 1.5 mm 的测压孔测量^[4],采用量程为 2.0 MPa 的圆柱梁式应变压力传感器。由于混合稳压室直径较大,流速很低,壁面测得的静压可以近似作为总压。

4.3 冷壁热流密度

采用瞬态热容式量热计安装在平板测试模型上测得^[5-6],该种量热计由高热导率的无氧铜圆柱量热塞块和 NiCr-NiSi 热电偶组成,在保证量热块与测热模型绝缘、隔热,的情况下,忽略热电偶传热和量热块背面对流换热等微量热损失,热流密度为:

$$q_{cw} = C_{p,A_v} (m/A) \cdot (dT/dt) \quad (2)$$

式中, m 为量热块质量, A 为探芯受热面积, C_{p,A_v} 为探芯平均比热容, dT/dt 为探芯背面温升梯度。

4.4 模型表面压力

通过在测试模型上开 1.5 mm 测压孔,后面焊接细铜管并连接 0~100 kPa 绝对压力传感器即可测得,传感器精度为 0.1% F.S。

4.5 模型表面温度

模型表面温度采用非接触式红外测温仪透过石英玻璃观察窗测量,一台为 MR15C 双色红外辐射高温计,光谱响应 (0.75~1) μm / (0.95~1.1) μm,测温范围 1000~3000,精度 0.75%。

4.6 模型背面温度

模型背面温度的测试采用在模型背面金属底板上焊接多对 NiCr-NiSi 热电偶测量^[7]。

5 试验状态参数

试验状态参数见表 1。图 2 是电弧加热阶段实测模型上的冷壁热流分布图。由于在 10 度角下模型中心区正对流场中心,因而热流最高,前半部分受喷管出口厚边界层影响因而热流相对较低,后半部分因为流场有所衰减因而热流轻微下降。上下两排测点由于靠近射流边缘,规律性稍差。

表 1 试验状态参数

Tab 1 Test condition

加热方式	气流总焓 / MJ·kg ⁻¹	平均冷壁热流 / kW·m ⁻²	表面压力 / Pa	攻角 / (°)	马赫数	加热时间 / s
辐射	-	200	60	0	-	500
对流	10	370	900	10	4.4	200

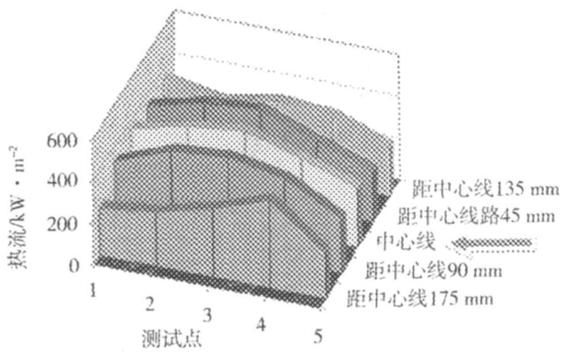


图 2 对流加热阶段模型表面冷壁热流分布

Fig 2 Distribution diagram of heat flux of surface cold wall during convection heating

6 结果分析

图 3 给出了模型表面及背面温度测点位置,图 4 给出了模型在整个试验过程中的背面温度 T_b 及对流加热试验过程中的表面温度 T_w 变化,图 5 给出了材料在对流加热过程中材料表面的烧蚀图像。

在辐射加热的前 500 s 内,材料表面状况变化不明显,由于模型较厚,前 250 s 内热量由外向内传递,但尚未到达金属底基,因而背面温度未发生变化,在后 250 s 内,热量传至金属底基,背面温度持续上升约 60 。

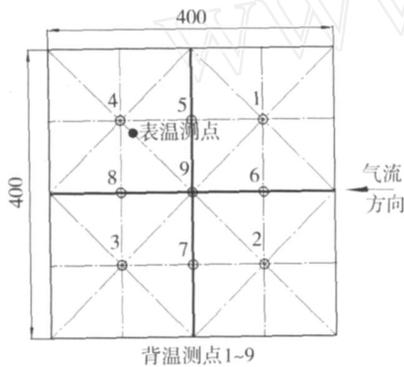


图 3 温度测点示意图

Fig 3 Schematic diagram of temperature measuring points

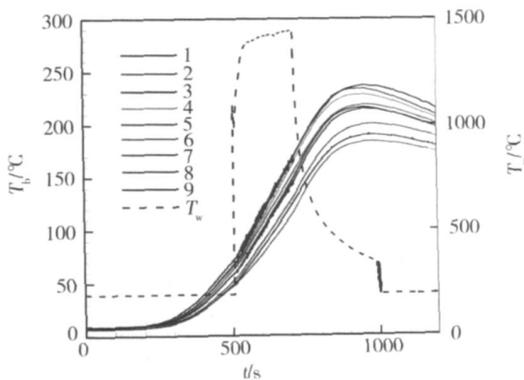


图 4 模型温度曲线

Fig 4 Temperature curves of model

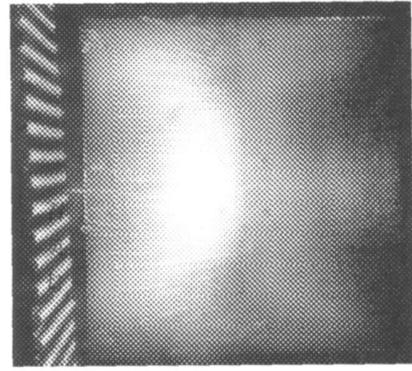


图 5 电弧加热过程中模型表面状态

Fig 5 Surface state of model in arc heating

在转入超声速对流加热阶段,由于热流增大,背面温度上升速率也加快,到停止加热时约平均升到 130 左右。另外,由于对流加热阶段气流焓较高,模型表面温度达到 1 400 左右,隔热材料表面物质发生热解及熔融,熔融物质在气流剪切力的作用下向下游流动。高温导致材料受热变形,试验后模型拼接处有轻微松动,隔热面板局部翘曲。

7 结论

通过将石英灯辐射辅助加热试验技术引入大尺度模型超声速自由射流试验,本次试验最终实现了 500 s 辐射加热和 200 s 电弧加热,在加热量模拟上约等效于 470 s 的电弧加热,满足了考核材料隔热性能对总加热量的要求,同时在电弧加热阶段也能对材料的烧蚀热结构性能进行考核,因此这种联合加热方式在一定程度上弥补了现阶段受硬件条件限制,单纯依靠电弧加热难以完成长时间气动加热试验的不足,对于将来多个型号长时间低热流飞行状态下的大面积防隔热性能的考核起到了较好的先导作用。

参考文献

- 1 王季辛. 航天器进入与返回技术. 北京: 宇航出版社, 1991
- 2 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护. 北京: 国防工业出版社, 2003
- 3 张志成等. 高超声速气动热和热防护. 北京: 国防工业出版社, 2003
- 4 Liepmann H W, Roshko A 合著. 气体动力学基础. 北京: 机械工业出版社, 1983
- 5 Rohsenow W S, Hartnett J P. Handbook of Heat Transfer. Mc Graw - Hill, Inc, 1993
- 6 Carslaw H S, Jaeger J C. Conduction of Heat in Solids. Oxford university Press, New York, 1994
- 7 吕崇德. 热工参数测量与处理. 第二版. 北京: 清华大学出版社, 2001

(编辑 李洪泉)