

文章编号: 1000-8055(2010)02-0343-05

高超声速飞行器瞬态热试验

侯玉柱, 郑京良, 董 威

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 为了进行高超声速飞行器热防护系统的初步设计和数值计算的验证, 设计开发了高超声速飞行器瞬态气动加热地面试验系统及其控制软件. 试验系统能够根据飞行器的飞行轨迹和外形参数加载瞬态热流, 实时测出结构表面的热流值和温度, 得到飞行器的表面试验热流曲线和温度曲线. 试验系统采用真空舱模拟飞行环境, 并为此设计了冷却床, 在真空环境下能比较真实的模拟热防护系统的下表面热环境, 使瞬态热试验的原理更加合理, 精度进一步提高.

关 键 词: 高超声速飞行器; 气动加热; 瞬态试验; 金属热防护系统

中图分类号: V416

文献标识码: A

Transient test of aerodynamic heating for hypersonic vehicle

HOU Yu-zhu, ZHENG Jing-liang, DONG Wei

(School of Mechanical Engineering,
Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: To design a thermal protection system of the hypersonic vehicle and verify the numerical computations, an aerodynamic heating transient test system together with its control software was designed and developed. The test system can measure the real-time heat flux and temperature on the surface, directly produce heat flow and temperature curve, according to hypersonic vehicle's trajectory. To simulate the heat transfer conditions at different altitudes and understand the effecting of the pressure, the test system used a vacuum chamber. To ensure that the conditions of the lower side of the thermal protection system could be simulated in a vacuum environment, a cooling bed was used, making the transient test method more reasonable and accurate.

Key words: hypersonic vehicle; aerodynamic heating; transient test;
metallic thermal protection system

当高超声速飞行器再入大气层时, 在 50~60 km 高度范围内, 马赫数最高可达 30, 航天器外表面经受严重的气动加热, 前缘温度最高可达 1 800 °C. 制造能模拟这种飞行环境的风洞难度是极大的, 现有的风洞大多不能完全模拟. 采用数值计算时, 在处理复杂连接结构和特殊材料时面临许多问题, 而且求解气动加热和结构温度耦合方程要花费很大的精力和时间. 但是在初步设计阶段, 设计人员需要确切的知道飞行器表面的热环

境, 希望提供一种简便快速并有一定精度的方法. 因此就想出了“零风速, 变密度, 人工加热”的办法进行模拟试验, 也就是说在一个变气压的密封舱内用可控热源来直接模拟气动加热热流密度. 其中美国航空航天局(NASA)的兰利研究中心在这方面取得了很大的进步, 国内也有这方面的研究^[1-3], 但主要是根据已知的热流曲线或温度曲线进行热模拟试验, 很少有采用气动加热计算得到的实时热流密度进行加载控制的气动热瞬态试验

收稿日期: 2009-01-13; 修订日期: 2009-04-21

作者简介: 侯玉柱(1983-), 男, 河南商丘人, 硕士生, 主要从事流动传热方面的研究.

方法.

由于对于气动加热瞬态试验没有统一的规定,不像测定稳态导热系数试验那样成熟.本文依照美国材料试验协会(ASTM)的测量标准^[4-5],并参考NASA的研究经验^[6-10],开展了气动加热瞬态试验装置和气动加热瞬态控制系统的设计,并开展了相应的金属热防护系统的气动加热瞬态试验研究.

1 辐射加热模拟气动加热的试验方法和原理

气动加热试验是以辐射热的方式模拟空气与飞行器表面相对运动所发生的强迫对流换热的地面模拟试验,从换热机理上讲有本质区别,但是从研究结构特性的试验目的出发,可以通过真实地模拟结构表面的热量传递模式,建立起两者之间的等效关系.气动加热瞬态试验的控制系统内置了气动加热工程计算程序,通过计算得到的瞬时热流密度进行加载控制.气动加热工程计算程序根据飞行轨迹提供的来流参数,完成飞行器表面边界层外缘参数计算,借助雷诺比拟得到飞行器表面的热流密度,然后以此热流密度对试验件进行实时热流加载,从而实现对高超声速飞行器的气动加热模拟.试验的精确性取决于两个方面:①测控设备的准确性和灵敏度;②气动加热工程计算结果的准确程度.

1.1 气动加热的瞬态热试验系统结构

气动加热的瞬态热试验系统主要结构包括:控制系统、加载系统、冷却系统、数据采集系统^[11].控制系统是主要包括计算机和开发的控制软件;加载系统和冷却系统是执行机构,包括PID(proportion integration differentiation)功率调节器,红外辐射加热器,真空泵,冷却泵.其中PID功率调节器的执行效率对这个试验的影响最大,PID功率调节器采用RS-232串行通讯接口与主机相连,通信编码采用标准ModBus-RTU规约,PID参数根据模糊控制法则在线自整定;数据采集系统包括各种高速响应传感器,采用RS-485协议进行数据传输,采集温度、压力和热流响应,具有很高的精度和抗干扰性.数据采集系统通过RS-232/485串行接口与主机相连,在主机和执行机构之间传输各种数据和命令.试验装置示意图如图1所示,试验件地放在直径为1700 mm的真空舱中进行气动加热瞬态热模拟试验,从而减少

外界环境对流换热损失,提高热流加载的精度.冷却床主要是为了在真空中模拟飞行器的内部空间状况,采用导热性能良好的铜制作,给试验件提供各种工况的内部温度边界条件,冷却床内部可以通入空气或者其他冷却流体介质.

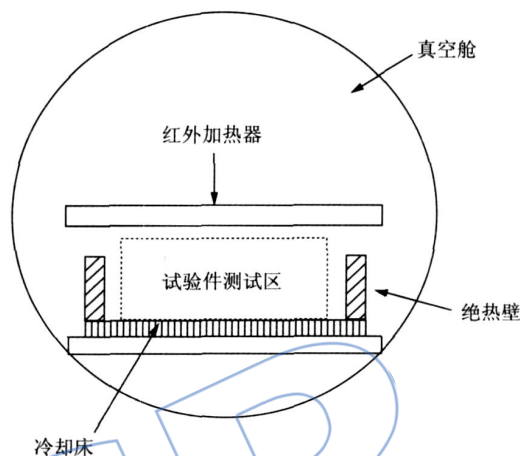


图1 瞬态热试验装置示意图

Fig.1 Schematic of apparatus for transient test

1.2 气动加热热流的控制方法

高速气流边界层内的气流动能由于克服黏性而转化为摩擦热,使得边界层内的温度变化剧烈,气流的一些物性参数也随着改变,使得边界层方程更加复杂难解.由于空气的热物理参数受温度影响很大,无论是理论解还是经验公式,其准确度都与确定物性参数的定性温度的选择有很大关系.本文的研究主要采用高温空气的热物性和输运特性,采用Eckert的参考焓法^[12],将可压缩边界层的物性参数以及对流换热计算对应到参考焓下的不可压缩边界层的流动换热计算.

在求解参考焓或者参考温度前,我们首先要应用平衡气体求得边界层外缘的各个相关参数.将计算边界层外缘的静比焓 h_e 、温度 T_e 、速度 u_e 、压力 p_e 称为预处理,预处理主要是为了计算激波后高温空气的热力学特性和输运特性^[13].将预处理的得到的参数输入到控制程序中,然后开始正式进行气动热计算,整个气动加热热流密度加载控制系统如图2所示.

飞行器表面气动热流密度计算中采用的参考焓公式

$$h^* = h_e + 0.5(h_w - h_e) + 0.22(h_r - h_e) \quad (1)$$

$$h_r = h_e + 0.5 Pr^n u_e^2 / c_p \quad (2)$$

式中层流时 $Pr = 0.71$, $n = 2$; 湍流时 $Pr = 0.79$, $n = 3$.

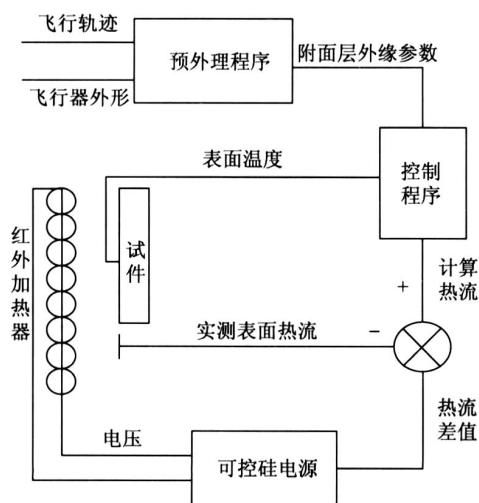


图2 瞬态热试验控制过程及原理图

Fig.2 Principle of transient test system

通过参考焓或者参考温度,我们可以查表或者用高温气体的经验公式得到可压缩边界层内的物性参数.通过参考焓方法计算出边界层的热力学特性和输运特性后,可以通过气动加热工程算法计算出单位时间内有通过边界层向飞行器表面传递的热流量,用 Q_0 表示^[14].

2 试验过程及其控制

气动加热的瞬态热试验系统可以用于验证结构热分析数值计算的可靠性,也可以为飞行器热防护系统的设计提供设计依据.当验证结构热分析数值计算结果时,只需将数值计算的气动加热和内部热环境边界条件作为控制目标输入到控制系统中,按照给定的边界热流条件进行实时控制即可.对于进行高超声速飞行器全轨道的结构热分析,需要给出飞行器的飞行轨迹具体参数,包括飞行高度、飞行攻角、飞行速度和飞行器的几何外形参数.

气动加热的瞬态热试验控制原理与控制过程如下:

1) 给出飞行器的飞行轨迹及飞行器外形参数,这些参数用于计算飞行器不同时刻的飞行环境参数和气动加热计算方法的选择.

2) 当试验开始时 t_0 , 根据飞行器初始状态及飞行器的初始壁面温度 T_0 为参数进行飞行器表面气动加热计算,计算结果 Q_0 作为 t_0 时刻的热

流密度目标值加载.

3) 当控制程序得到初始值 Q_0 后,加热系统开始工作,在下一时刻 t_1 之前,实现热流加载到 Q_0 . 并将此时的壁面温度 T_1 带入到气动加热程序,计算出 t_1 时刻的热流密度 Q_1 .

4) 重复第2和第3步的热流计算和加载方法,按照时间的顺序一直进行到整个飞行轨迹结束.

在试验热流加载时刻 t_1 时,可控硅电源将辐射加热器的热流密度调整到 Q_1 , 数据采集系统采集到结构响应的表面温度 T_1 , 时间间隔 $t_1 - t_0$ 越小,气动加热的瞬态热试验就越接近实际情况,这取决于辐射加热器的加热能力、控制程序的质量以及仪器的响应速度.

试验的控制系统采用模糊PID控制策略,是因为考虑到模糊控制对控制对象数学模型精度要求不高,输出可以根据控制过程的状态的改变实时的改变输出结果.而PID控制原理简单,使用方便,适应性强,是经典的控制方法.这样通过模糊控制进行PID参数的在线整定,实现模糊控制和PID控制的优化结合.由于热流是实时变化的,热流与热电效应并不成线性关系,模糊控制算法能够根据实际情况调整比例系数 K_p 、积分系数 K_i 和微分系数 K_d ,以达到调节作用的实时最优.模糊PID控制器以误差 e 和误差变化率 e_c 为输入,以 K_p 、 K_i 和 K_d 为输出,采用 Mamdani 型模糊推理器.

3 试验结果与分析

3.1 试验结果

在高超声速飞行器热防护系统(TPS)发展过程中,纤维隔热材料占有重要的地位,已被广泛应用在柔性隔热毡、刚性隔热瓦和金属热防护系统中.参考NASA公开文献中的热防护系统结构和X-33改进的“ARMOR”金属热防护系统并进行合理的简化,试验件模型外层金属板采用和其类似的2 mm的高温不锈钢板,中间改用25 mm纤维结构,底层采用厚度为13.2 mm的铝蜂窝夹芯板,试验件的尺寸为200 mm × 200 mm × 25 mm.

图3中不同密度纤维材料的有效导热系数的测量结果是在纤维层下表面温度恒定在20 °C时测得.试验中瞬态热流加载曲线见图4.图5给出了试验中试验件中蜂窝板上、下表面温度响应的测量结果曲线.

3.2 试验结果分析

1) 图 3 有效导热系数的测量结果表明了纤维隔热层的有效导热系数随温度的增加而非线性增加,但随密度的增加而减小,这表明纤维隔热层的隔热效果与物理性能也有关.当纤维材料密度越大,纤维中的空隙就越少,材料的传热就主要依靠热传导.在高温时,纤维材料中传热以辐射传热为主,所以高温情况下,隔热措施应以阻止辐射换热为主,有效的方法就是增加反射层.

2) 图 4 是在压力为 2000 Pa 下的热流曲线和温度响应曲线,试验曲线与加载曲线重合较好,在热流密度最大阶段最大误差不超过 10 %.采用低压加载环境是为了减少试验件、热流计与周围空气的对流换热,提高试验测量的精度.

3) 图 5 表明该热防护系统有良好的隔热效果,在给定的热流曲线下热防护结构能够很好的实现热屏蔽,蜂窝上、下表面温度都不超过铝合金的使用范围.

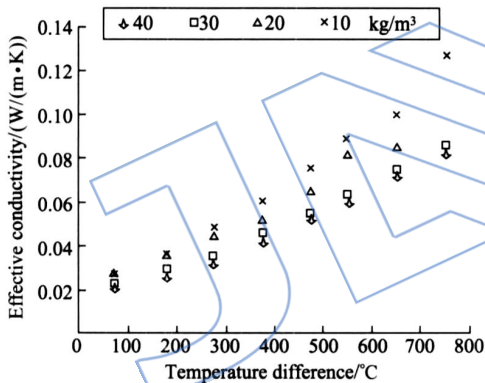


图 3 纤维隔热层有效导热系数随纤维密度的变化

Fig. 3 Effective conductivity coefficient of fiber structure changes with the density and temperature

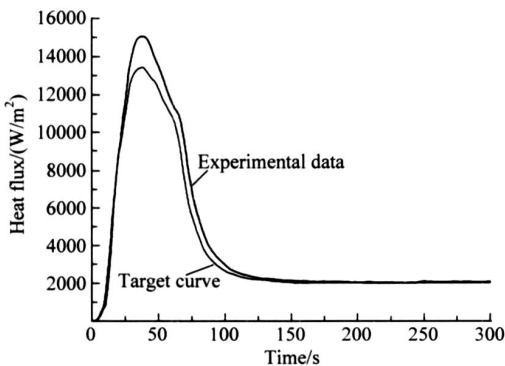


图 4 2000 Pa 压力环境下瞬态热流曲线

Fig. 4 Experimental simulation of transient heat flux under pressure 2000 Pa

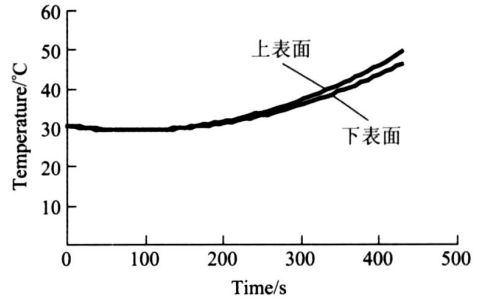


图 5 蜂窝上、下表面温度响应曲线

Fig. 5 Thermal response on upper and lower surface of the honeycomb panel

4 结 论

本文所设计的气动加热瞬态热试验系统能够根据高超声速飞行器的飞行轨迹和气动外形,实时自动的执行气动热加载,表面热流和温度的测量,数据的处理、显示和保存.低真空度的试验结果表明该试验系统很好的实现了试验设计目标,能够进行热防护系统的设计和防热结构的计算验证.同时经过试验定性的给出了热防护系统的隔热效果与结构物理特性的关系,给出了金属 TPS 设计的一个优化方向.

参考文献:

- [1] 范绪箕. 气动加热与热防护系统 [M]. 北京: 科学出版社, 2004.
- [2] 张钰. 结构热试验技术 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [3] 张伟, 王乐善, 王梦魁, 等. 气动加热模拟试验加热系统控制研究 [J]. 强度与环境, 2005, 32 (3): 45-58.
ZHANG Wei, WANG Leshan, WANG Mengkui, et al. Research on control of heating system for aerodynamic heating simulation test [J]. Structure and Environment Engineering, 2005, 32 (3): 45-58. (in Chinese)
- [4] American Society for Testing and Materials. C177-04 Standard test method for steady-state heat flux measurements and thermal transmission properties by means of the guarded-hot-plate apparatus [S] // 2004 Annual Book of ASTM Standards. USA: American Society of Testing Materials, 2004.
- [5] American Society for Testing and Materials. C411-05 Standard test method for hot-surface performance of high-temperature thermal insulation [S] // 2004 Annual Book of ASTM Standards. USA: American Society of Testing Materials, 2004.
- [6] Richards W L. Strain gage measurement errors in the transient heating of structural components [R]. NASA Technical Memorandum 104274, December 1993.
- [7] Daryabeigi K, Knutson J R, Sikora J G. Thermal vacuum

facility for testing thermal protection system[R]. NASA/TM-2002-211734,2002.

[8] Sawyer J W ,Hodge J ,Moore B ,et al. Aerothermal test of thermal protection system for X-33 reusable launch vehicle [J]. Aip Conference Proceedings ,1999 ,458 :1087-1100.

[9] Deangelis V M ,Anderson K F. Thermal structural test facilities at NHASA dryden [R]. NASA N92-34202 , Aug. 1992.

[10] Hrn T J ,Ricards W L ,Gong L. A technique for transient thermal testing of thick structures[R]. NASA Technical Memorandum 4803 ,July 1997.

[11] 郑京良. 高超声速飞行器气动加热与热防护系统性能的仿真与试验研究[D]. 上海:上海交通大学,2009.

ZHENG Jingliang. Simulation and test of aeroheating and thermal response of TPS for hypersonic vehicle [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University ,2009. (in Chinese)

[12] Eckert E R G. Engineering relations for friction and heat transfer to surface in high velocity flow[J]. Journal of the Aeronautical Science ,1955 ,22 (8) :585-587.

[13] 张志成. 高超声速气动热与热防护[M]. 北京:国防工业出版社,2003.

[14] 蒋友娣,董威,陈勇. 高超声速钝头体变熵流表面热流计算[J]. 航空动力学报,2008 ,23 (9) :1591-1594.

JIANG Youdi ,DONG Wei ,CHEN Yong. Surface heat flux calculation of variable entropy flow for hypersonic blunt bodies [J]. Journal of Aerospace Power ,2008 ,23 (9) :1591-1594. (in Chinese)