

文章编号: 1001-4888(2020)04-0681-07

典型部件疏导式热防护试验技术研究^{*}

朱晓军, 李锋, 欧东斌, 陈连忠, 周凯

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: 疏导式热防护是一种新型非烧蚀热防护技术, 对未来高超声速飞行器发展具有十分重要的意义。为了验证疏导式热防护原理的有效性、合理性和优越性, 并考核疏导式热防护技术实现途径的可行性, 在传统热防护试验模拟技术的基础上, 开发了大功率长寿命电弧加热和对流辐射耦合加热等试验技术, 并考核了高温热管球柱疏导模型的疏导效果。电弧风洞试验结果表明: 在高温热管球柱疏导模型隔热层装入快速导热元件后, 可以有效降低驻点高热流区的表面温度, 提升低温区的表面温度, 从而降低整体温差基本实现非烧蚀。由此可知该试验方法能够满足典型部件疏导式热防护机理探索及性能考核研究的需要。

关键词: 疏导式热防护; 烧蚀; 试验条件; 隔热层; 热流

中图分类号: V411.7 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-18-186

0 引言

飞行器热防护的方法很多, 迄今为止, 应用最广、最有效的是烧蚀防热。因此, 各种热防护试验技术也主要是围绕烧蚀防热建立的^[1]。热防护试验的目的就是根据热环境的测量和计算结果, 建立对飞行器各部位热环境具有模拟意义的试验条件, 对隔热材料或飞行器分部位模型进行试验, 考察其热响应特性, 或预示、评估防热设计的效果^[2,3]。

近些年, 大气层中远程飞行成为高超声速飞行器发展的一个重要方向。为保证长时间飞行时外形不变, 飞行器需要采取新的非烧蚀热防护方法^[4,5]。相应地, 对热防护试验技术也提出了一些新要求。比如, 长时间加热环境的模拟和复杂外形热结构试验所要求的大尺度试验条件等^[6,7]。21 世纪以来疏导式热防护作为一种新型非烧蚀热防护开始备受关注, 疏导式热防护是一种半主动式热防护, 利用高导热元件将热量从高热流区快速传递至低热流区, 并整体散出, 实际上是对热量进行科学有效的管理。对于疏导式热防护的研究手段目前大部分都是理论分析及数值计算, 缺少一些试验验证, 而试验研究则是热防护研究中不可替代的重要手段, 它可以为热防护方案的选择和评价提供客观标准, 并可直观地展现或预示防热设计的效果^[8-10]。

疏导式热防护试验是一般热防护试验的一个组成部分, 在试验条件的建立、试验技术和方法、模型制作和简化、参数测量等方面有很多共通之处^[11,12]。但疏导式热防护作为一种非烧蚀热防护, 有其特殊的应用条件, 如加热时间长(>2000s)、热流分布梯度大、覆盖空域广等, 这就带来疏导式热防护试验有某些不同于常用烧蚀试验的特殊之处^[13]。目前国内关于疏导式防护的研究主要由两家单位在进行, 航天十一院的姜贵庆等人^[14,15]建立了一套疏导式热防护物理机制, 并在多种高热流分布梯度的环境下进行了初步尝试; 国防科大的孙健等人^[16]对高超声速前缘疏导式热防护结构的工作机理进行了详细分析, 并进行了一些辐射加热试验验证。对疏导式热防护电弧风洞试验验证目前还没有系统的研究, 为了

^{*} 收稿日期: 2018-08-14; 修回日期: 2020-06-22

通讯作者: 朱晓军(1993-), 男, 博士, 工程师。主要研究领域: 气动热试验与分析。Email: zxxj011010826@163.com

解决这个问题,本文首先介绍了疏导式热防护的物理机制以及试验条件的建立,依此制作了高温热管球柱疏导模型,并在电弧风洞上进行了相关试验验证。

1 疏导式热防护物理机制

疏导式热防护包含四个物理机制,即快速传热机制、高效隔热机制、辐射散热控制机制和表面抗氧化

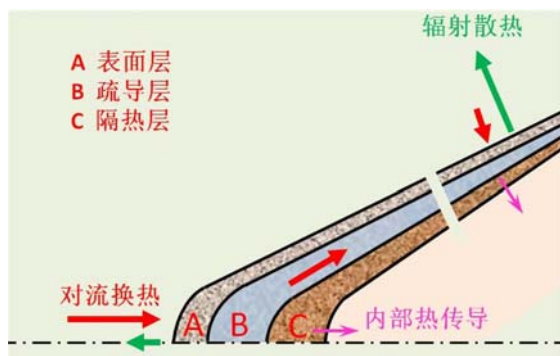


图1 疏导式热防护概念示意图^[15]

Fig.1 Schematic diagram of dredging thermal protection concept^[15]

化机制。疏导式热防护概念如图1所示,在表面层(A)内侧,用高效导热材料或器件制成疏导层(B),将高温区的热量快速传送到低温区;在疏导层内侧设计高效隔热层(C),以限制飞行器内部的温度升高;在低温区的更大面积上通过表面升温 and 辐射特性控制,以有效提高辐射散热;通过表面处理建立抗氧化层,保证高温空气作用下的飞行器表面不被氧化。这四种物理机制一方面可以独立起作用,完成各自担负或通或堵的热量疏导任务,另一方面它们又互相配合,共同完成疏导式热防护的整体功能。

疏导式热防护突破了传统热防护思路,通过对进入耐热结构内部的热量进行主动热管理,区别于“热沉式”热防护的“储存热量”特征、“烧蚀式”热防护的“消耗热量”特征,以“疏导热量”为特征,根据总体目标,对热量进行科学有效地管理,是一种综合采用快速传热、高效隔热、辐射散热及表面抗氧化机制的整体式的热防护技术。

2 疏导式热防护试验条件的建立

疏导式热防护作为一种非烧蚀热防护,有其特殊的应用条件,如加热时间长、热流分布梯度大、覆盖空域广等,这决定了其地面试验必须模拟长时间($>2000s$)、大尺度、大空域的飞行条件,对依据传统烧蚀试验建立起来的试验设备和模拟方法提出了新的要求,包括地面试验设备必须具备长时间、大功率、变参数加热能力;为弥补一般轨道模拟技术难以实现的大跨度热环境模拟,本文开发了对流辐射耦合加热试验技术。

2.1 大功率长寿命电弧加热技术

叠片电弧加热器具有热效率高、状态重复性好、运行稳定、电极烧损小、能够长时间运行、气流污染率低等显著优势,是目前世界上应用广泛的电弧加热器^[17]。对叠片加热器长时间运行技术的研究主要从四个方面进行:

(1) 采用多弧技术,降低电弧加热器各电极的平均电流密度,并在电极处注入氮、氩气等惰性保护气体,降低电极氧化烧损,增加电弧加热器的运行时间,见图2。

(2) 改变后电极线圈形式,直接将水冷紫铜管缠绕在后电极上,取代传统线匝式磁控线圈,并延长轴向长度,增大洛伦兹力,在一定区域内加强弧根旋转,缩短弧根在某一点停留的时间,从而减少电极烧蚀。

(3) 优化结构设计,在保证整体强度的情况下,尽量减小电极壁厚,依据结构/热/强度分析,提高冷却效率。

(4) 在片间吹气保护,以免片间击穿,同时使得单位弧长和单位体积所能注入的电功率大幅度提高,进一步提高了各电极能量密度和加热器效率,也减少了电弧弧柱对约束片壁面的烧损。

另外,多臂交流加热器或两台甚至多台加热器并联也是加大功率、延长运行时间的有效方法。

2.2 对流辐射耦合加热试验技术

对流辐射耦合加热是一种专门的试验技术,它用辐射和电弧两种加热方式,分段模拟飞行器大空域飞行的加热环境。对高空稀薄气体飞行热环境,用无气流辐射加热模拟;对中空低空飞行的热环境,用电

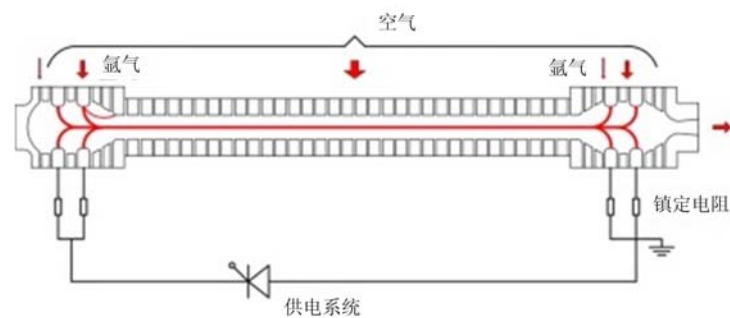
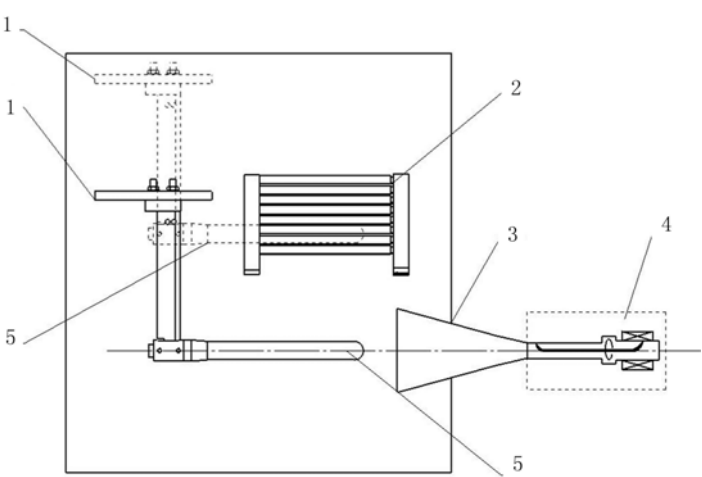


图 2 叠片加热器多弧运行示意图

Fig. 2 A schematic diagram of multi-arc operation of a laminated heater

弧加热气流模拟。这样就可以在保证试验模型加热状态具有模拟意义的前提下,有效延长试验时间。

试验技术原理见图 3,设备主要由模型支架、辐射加热装置、喷管、电弧加热器和试验模型等组成,整套设备完全在电弧风洞试验段内的真空环境下运行。模型安装于可自动送进的模型支架上,试验初始采用石英灯对模型进行辐射加热,对给定的热流密度及其变化通过可控硅调节石英灯的电输入进行控制,监测模型温度和其他响应量。在达到规定时间或指定试验状态后,关闭辐射加热器,启动电弧加热器,并将试验模型送入电弧加热器对流流场(流场参数试验前已经校测),实现对流与辐射耦合加热。图 4 为模型在辐射和对流情况下的录像截图。



1-模型支架,2-辐射加热装置,3-喷管,4-电弧加热器,5-试验模型

图 3 耦合加热试验技术原理图

Fig. 3 Schematic diagram of coupled heating test technology

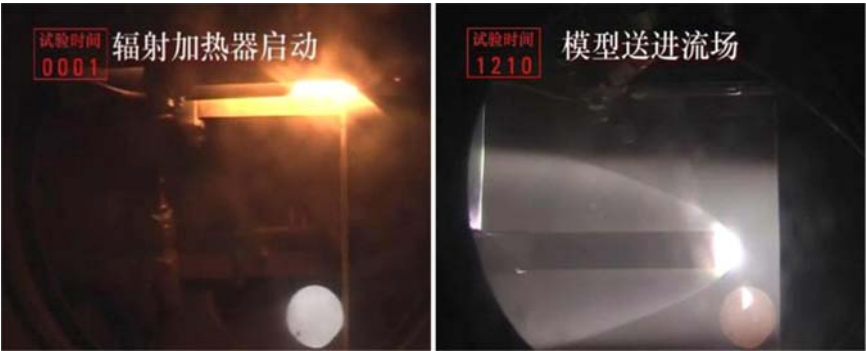


图 4 辐射对流耦合加热试验流场照片

Fig. 4 Flow field photos of radiation convection coupled heating test

2.3 连续式真空抽气技术

限制电弧风洞长时间运行的一个重要因素是真空抽气能力。连续式真空抽气技术改变了单纯依靠扩大真空容积延长运行时间的常用方法,取而代之的是采用真空容积和大抽速真空机组联合,先利用真空容积内的低压启动风洞,待流场建立后,随着真空容积压力升高,真空机组有效抽速相应增加,通过计算和合理设计,使加热器进气流量与真空机组抽气流量平衡,实现连续式长时间运行。

3 高温热管球柱疏导模型试验

3.1 试验模型

本节制作了内外层嵌套的球柱模型,其外层为抗氧化碳碳材料,为对比疏导效果,内层分别采用镍基高温热管(疏导模型)和普通碳碳(对比模型)材料。模型外形尺寸为 $\Phi 34\text{mm} \times 330\text{mm}$,内芯材料尺寸为 $\Phi 30\text{mm} \times 300\text{mm}$ 。为保证模型头部的精细加工和配合,将外壳球头和柱段截开,在头部结构制成后,再连接为一体。模型内外层通过浸脂碳化工艺减少界面热阻,制成的模型及 X 光检测照片见图 5。

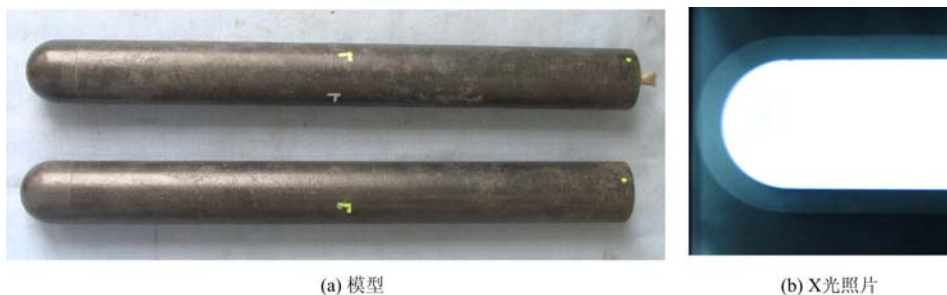


图 5 模型及 X 光照片

Fig. 5 Model and X-ray photos

3.2 试验方法

试验目的是通过对比两种内层材料模型的驻点温度和柱面温度的数值,验证以高温热管为疏导介质的快速传热机制的有效性和可行性。试验状态见表 1。为了保证热管顺利启动,采用了对流辐射耦合加热试验技术。利用石英灯辐射加热设备对高温热管进行预加热,当热管启动后将模型送入电弧加热的高温高速流场进行对流加热,总试验时间超过 1000s,两个对比模型的试验条件完全一致。试验中分别利用双色红外高温计测量驻点温度 T_1 、球头柱面相切点温度 T_2 、柱面点表面温度 T_3 ,模型温度测点见图 6。双色红外高温计测量范围是 $1000 \sim 3000^\circ\text{C}$,精度为 $0.75\%F \cdot S$,响应时间为 10ms,使用双色探测器测定两个红外光谱的能量,根据比值来确定温度。同时也利用红外热像仪监测了整个模型的表面温度分布,测量范围为 $-40 \sim 1200^\circ\text{C}$ 。

表 1 试验状态

Tab. 1 Test status

总焓 /(MJ/kg)	驻点热流 /(kW/m ²)	驻点压力 /kPa
10	2902	8.21

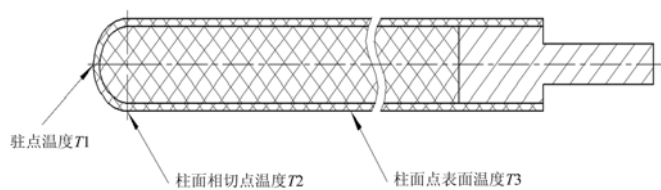


图 6 模型表面温度测点位置分布

Fig. 6 Model surface temperature measurement point position distribution

3.3 试验结果与分析

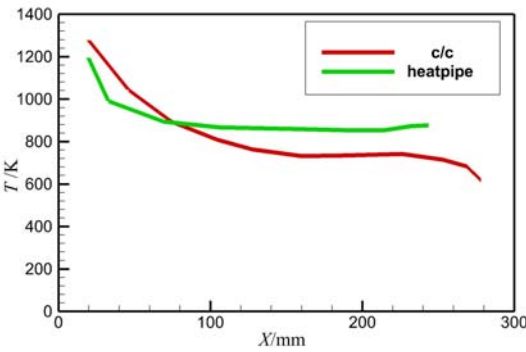
电弧加热试验停止时模型表面温度数值见表 2,从表中可见,相比于普通碳碳模型,高温热管模型驻点温度 T_1 、柱面相切点温度 T_2 均出现下降,柱面点表面温度 T_3 上升。其中 T_1 降低 163°C , T_2 降低 132°C , T_3 上升 104°C 。

图 7 给出了两种模型在加热停止时沿子午线的温度分布曲线和表面温度云图。图 8 给出了两种模型在相同时刻的照片,由照片可见,高温热管模型前端高温区的面积和亮度均明显小于普通碳碳模型,而柱面发亮范围却明显大于普通碳碳模型,这与图 7 曲线所显示的温度变化规律完全一致。图 9 给出了两种模型球头部分在试验后的照片,由图可以看出,在最高驻点温度达到 1693°C 时,模型抗氧化层仍基本保持完好。

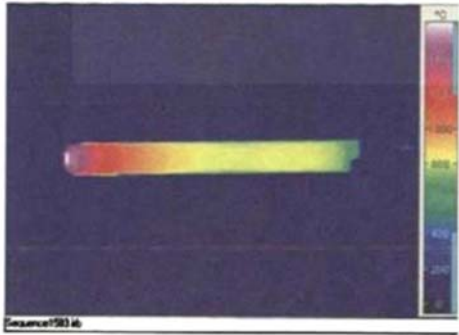
表 2 高温热管疏导效率试验结果

Tab. 2 Test results of high temperature heat pipe dredging effect

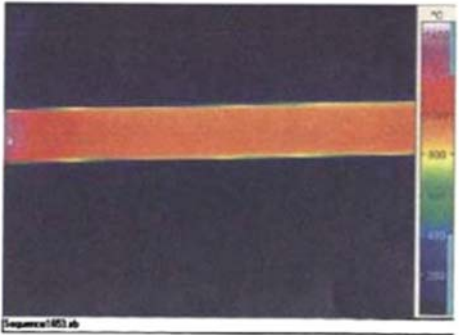
测点	高温热管表面温度	普通碳碳表面温度	降温幅值	降温比例
T1	1530℃	1693℃	163℃	9.6%
T2	1149℃	1281℃	132℃	10.2%
T3	832℃	728℃	−104℃	−14.2%



(a) 温度分布曲线



(b)普通碳碳模型



(c)高温热管模型

图 7 高温热管模型与普通碳碳模型表面温度变化

Fig. 7 Surface temperature change of high temperature heat pipe and common carbon carbon model

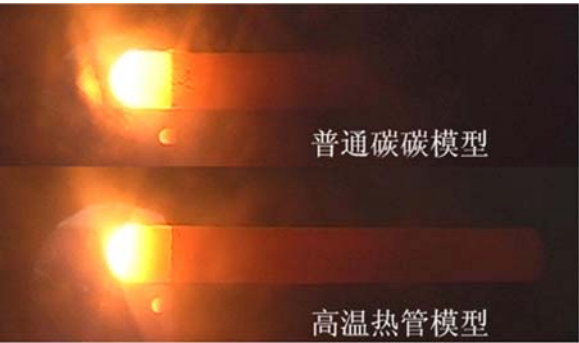


图 8 普通碳碳模型与高温热管模型平衡时的照片

Fig. 8 Photos of common carbon and high temperature heat pipe model at equilibrium time

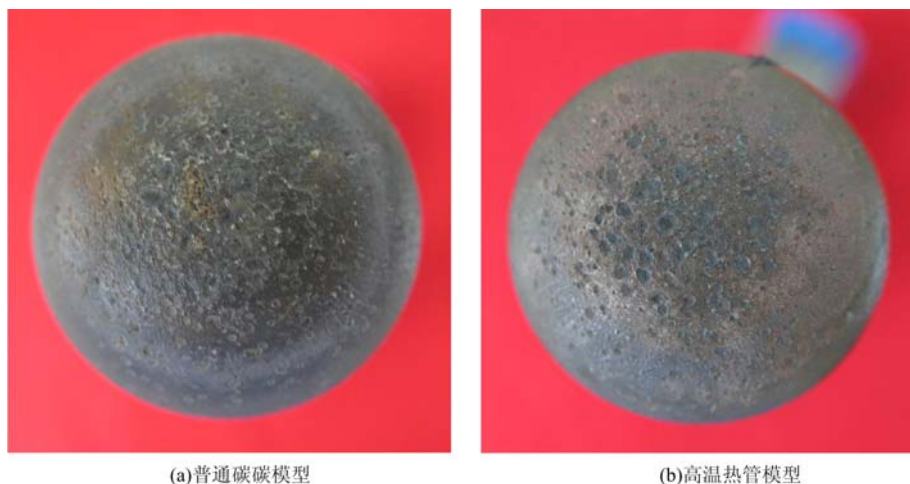


图 9 高温热管模型与普通碳碳模型试验后照片

Fig. 9 Photos of high temperature heat pipe and common carbon carbon model after test

4 结论

通过对疏导式热防护相关理论和试验技术进行研究,得到以下结论:

(1) 本文建立的疏导式热防护试验条件和试验方法,可以再现高超声速飞行器在大气层内高速飞行时前缘附近的气动加热环境,满足热防护结构考核要求;

(2) 隔热内层装入快速导热元件后可以有效地降低驻点高热流区的表面温度,提升柱面低温区的表面温度,避免了温度陡升导致表层抗氧化涂层出现烧蚀破坏,从而保证外形形状基本不变,说明非烧蚀热防护在一定条件下是可行的;

(3) 高温热管用对流加热可以启动,表明在一定飞行条件下,高温热管可以顺利启动,这为高温热管在未来型号设计中的应用提供了试验依据。

参考文献:

- [1] 张友华, 陈连忠, 杨汝森. 高超飞行器尖前缘材料发展及相关气动热试验[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(5):1-4 (ZHANG Youhua, CHEN Lianzhong, YANG Rusen. Development and aero-heating tests of sharp leading edge in hypersonic vehicle[J]. Aerospace Materials & Technology, 2012, 42(5):1-4 (in Chinese))
- [2] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003 (JIANG Guiqing, LIU Lianyuan. High speed air flow heat transfer and ablation thermal protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003 (in Chinese))
- [3] Ou Dongbin. Ablation properties of silicon based composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2009, 39(1):85-90.
- [4] Thomel J, Rini P, Chazot O. Sensitivity analysis of the local heat transfer simulation for the application to thermal protection[R]. AIAA 2006-3813, 2006.
- [5] Hiers S R. Development of high-temperature image probes for viewing turbine engine augmentors[R]. AIAA 2002-2912, 2002.
- [6] Scott S N, Dodd A B, Larsen M E, et al. Validation of heat transfer, thermal decomposition, and container pressurization of polyurethane foam[J]. Fire Technology, 2014, 52(1):1-27.
- [7] 姜贵庆, 俞继军. 长时间气动加热飞行器的隔热机理[J]. 宇航材料工艺, 2006, 36(1):27-29 (JIANG Guiqing, YU Jijun. Insulation mechanism of spacecraft with long time aero-heating [J]. Aerospace Materials & Technology, 2006, 36(1):27-29 (in Chinese))
- [8] 王乐善, 巨亚堂, 吴振强. 辐射加热方法在结构热试验中的作用与地位[J]. 强度与环境, 2010, 37(5):58-64 (WANG Leshan, JU Yatang, WU Zhenqiang. Status and significance of radiation heating method in thermal-structural testing[J]. Structure & Environment Engineering, 2010, 37(5):58-64 (in Chinese))

- [9] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003 (ZHANG Zhicheng. Hypersonic aerodynamic thermodynamics and thermal protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003 (in Chinese))
- [10] 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学(第2版)[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2011 (BIAN Yingui, XU Ligong. Aero thermodynamics (the second edition)[M]. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2011 (in Chinese))
- [11] 欧东斌, 陈连忠, 曲德军. 电弧加热器驻点烧蚀/侵蚀试验技术[J]. 宇航材料工艺, 2010, 4(4):68—70 (OU Dongbin, CHEN Lianzhong, QU Dejun. Investigation of aeroheating ablation/erosion experiment of composite materials in arc-heater[J]. Aerospace Materials & Technology, 2010, 4(4):68—70 (in Chinese))
- [12] Hemsell M, Longstaff R. Skylon user manual[M]. Reaction Engines Limited, 2009.
- [13] 陈连忠, 欧东斌. 高温热管在热防护中应用初探[J]. 实验流体力学, 2010, 24(1):51—54 (CHEN Lianzhong, OU Dongbin. Elementary experiment study on the application of high temperature heat-pipe to the thermal protection[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(1):51—54 (in Chinese))
- [14] 姜贵庆, 艾邦成, 俞继军. 疏导式热防护的冷却机制[J]. 空气动力学学报, 2009, 27:46—50 (JIANG Guiqing, AI Bangcheng, YU Jijun. The cooling mechanism of mitigate thermal protection[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27:46—50 (in Chinese))
- [15] 李锋, 艾邦成, 姜贵庆. 一种热平衡等温机制的新型热防护及相关技术[J]. 宇航学报, 2013, 34(12):1644—1650 (LI Feng, AI Bangcheng, JIANG Guiqing. A new thermal protection technology based on heat-balance isothermal mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(12):1644—1650 (in Chinese))
- [16] 孙健. 高超声速飞行器前缘疏导式热防护结构的工作机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013 (SUN Jian. Research on the mechanism of dredging thermal protection system of hypersonic vehicle leading edge[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013 (in Chinese))
- [17] Sheeley J M, Whittingham K B, Montgomery P A. Extending arc heater operating pressure range for improved reentry simulation[R]. AIAA 2005-3295, 2005.

Investigation on testing technology of typical component dredging thermal protection

ZHU Xiao-jun, LI Feng, OU Dong-bin, CHEN Lian-zhong, ZHOU Kai

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

Abstract: Dredging thermal protection is a new concept of non-ablative thermal protection, which is of great significance to the future development of hypersonic vehicle. In order to verify the validity, rationality and superiority of the dredging thermal protection principle and to assess the feasibility of the dredging thermal protection technology, the experimental conditions and testing methods of dredging thermal protection are established based on the traditional simulation technology and testing technology of thermal protection tests, and the dredging effect of high-temperature heat pipe sphere column dredging model is examined. The results show that: as the rapid thermal conduction element is installed into the heat-resistant inner layer, the surface temperature of stagnation point high heat flow area can be effectively reduced, the surface temperature of low-temperature region of the cylinder surface can be increased. So the overall temperature difference is reduced, resulting in the non ablation. It can be concluded that the testing technology can meet the exploration of typical component dredging thermal protection mechanism and the research of performance evaluation.

Keywords: dredging thermal protection; ablation; testing conditions; heat protection layer; heat flux