

导弹发射筒隔热材料气动热冲击试验

张友华 陈连忠 张 骞

(中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

文 摘 利用电弧加热器湍流导管试验装置模拟导弹发射过程中发射筒内壁隔热材料所经受的热环境,对导弹发射筒内壁所使用的三种不同隔热材料进行了高压、高温气动热冲击试验研究。结果表明:橡胶材料综合性能优于陶瓷编织材料和玻璃布编制材料,更适合于作为发射筒内壁隔热材料使用。

关键词 发射筒隔热材料,气动热冲击,电弧加热器,湍流导管

Aero-Heating Impact Experiment on Thermal Protection Materials of Missile Launch Canister

Zhang Youhua Chen Lianzhong Zhang Qian

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

Abstract The aero-heating impact experiment on three kinds of thermal protection materials of missile launch canister was conducted. The turbulent duct connected to arc heater was used to simulate the thermal conditions during launching, both high pressure and high temperature. Thermal protection performances of three kinds of materials were obtained at the same conditions. The results indicated that thermal protection performance of rubber is better than that of ceramic matrix braided composite and glass fibre braided composite. Rubber is more suitable for using on the inner-surface of launch canister.

Key words Thermal protection material of launch canister, Aero-heating impact, Arc heater, Turbulent duct

0 引言

导弹发射过程中,发射筒内壁材料将承受高压、高温气动热冲击^[1-2]。在地面气动热设备上如何模拟热冲击过程、对所用隔热材料进行试验模拟是重点。电弧加热器利用瞬间高压放电使得空气电离以获得高温气流,试验过程中流场参数稳定、易控,气体成分真实的特点使得它已被广泛应用于型号隔热材料筛选考核以及材料性能试验^[3],在以材料烧蚀隔热为主的型号研制中起到了重要作用。但以往的试验时间均在数秒以上,对电弧瞬间的流场参数要求不高^[4-6],本试验偏重于模拟发射筒内壁材料经受的高压、高温短时气动热冲击环境,以期筛选出综合性能较好的隔热材料。

1 试验模型与设备

1.1 模型

试验模型由隔热材料和合金钢板粘结而成,隔热材料尺寸:200 mm×25 mm×7.5 mm,不锈钢板尺寸:

200 mm×25 mm×5 mm。隔热材料为橡胶材料、以橡胶为基底的陶瓷编织材料以及玻璃布编织材料。

1.2 设备

导弹发射筒隔热材料气动热冲击试验是在电弧加热器矩形湍流导管中进行的。试验设备主要由管状电弧加热器、混合稳压室以及湍流导管装置组成。

试验所用电弧加热器为管状电弧加热器^[7],试验能力为:弧室压力 $p_0 \leq 5.0$ MPa,气流总焓 $H_0 \leq 20$ MJ/kg。试验过程中,经加热器加热的高温气流首先进入混合稳压室。混合稳压室的内径为 $\Phi 60$ mm,长度为200 mm。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,在混合稳压室内与热气流充分混合,用以消除气流脉动并调节气流的温度与压力。混合后的气流再流入湍流导管装置。湍流导管装置由法兰、导管本体和喉道三部分组成。除法兰外,装置的一面开有尺寸为200 mm×25 mm×20 mm的凹槽,用以安装流场测试板或试验模型,其余三面

为固壁。湍流导管装置气流通道由模型的受热面以及导管的内型面共同构成,通道横截面为 20 mm×50 mm 的矩形。试验过程中由混合稳压室流出的高温气流在湍流导管装置内对试验模型进行热冲击后,由喉道排出。喉道的设计由以下公式给出^[8]:

$$H_0 = K(p_0 A_* C_d / G)^{2.519} \quad (1)$$

式中, K 为常数, p_0 为加热器弧室压力, H_0 为气流总焓(由弧室压力和所需的气流总温查表得出), A_* 为喉道截面积, G 为气体质量流量, C_d 为流量系数。

2 流场参数测试方法和结果

2.1 测试方法

试验前利用流场测试板测试导管内气流温度和导管内压力分布。

导管内气流温度测量:将一对 PtRh30-PtRh6 型热电偶的热偶丝分别穿过外径为 4 mm 的双孔陶瓷管,热电偶测温端由储能焊机形成热结点,陶瓷管被高温胶紧固在流场测试板的中心位置。测试时将流场测试板安装在湍流导管装置的凹槽内,热电偶的热结点与导管内的高温气流接触,用以测量导管内气流的温度。

导管内压力分布测量:流场测试板上布置测压孔测量导管内气流压力,测压孔径为 $\Phi 1.5$ mm,采用圆柱梁式的应变压力传感器,通过微机采集和处理数据。

流场测试板上压力测点 3 个点,气流温度测点 1 个点。流场测试板的外形见图 1,照片见图 2。

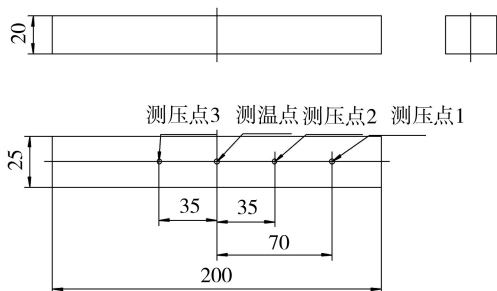


图 1 流场测试板外形

Fig. 1 Schematic diagram of measuring plate

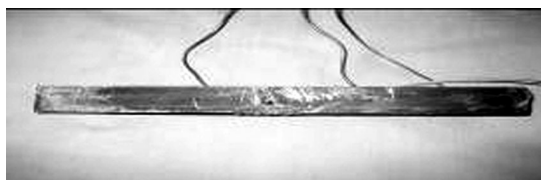


图 2 流场测试板照片

Fig. 2 Photo of measuring plate

2.2 流场参数测试结果

在 1 s 内,气流温度由室温上升到 1 800℃,气流压力由 0.6 MPa 上升到 1.6 MPa。气流温度曲线见图 3,压力曲线见图 4。

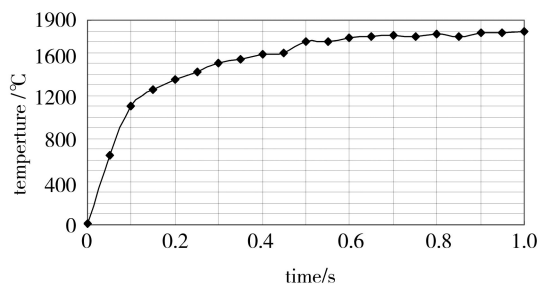


图 3 气流温度曲线

Fig. 3 Temperature curve of air flow

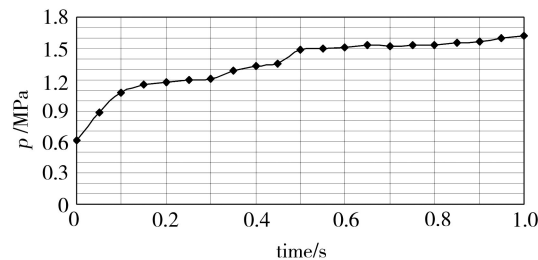
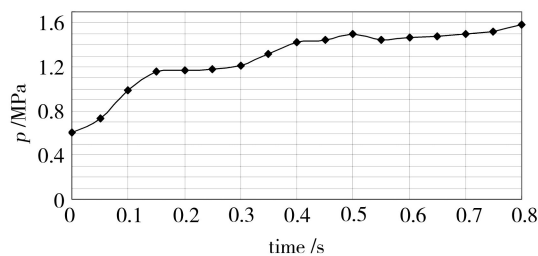


图 4 气流压力曲线

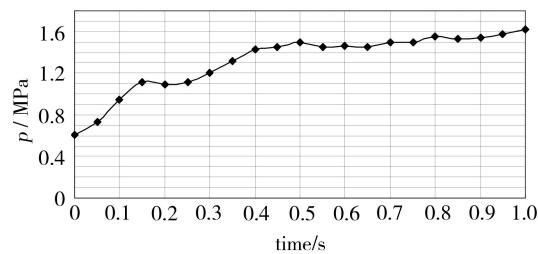
Fig. 4 Pressure curve of air flow

3 结果及分析

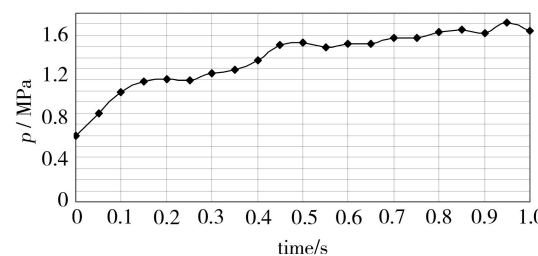
三种防热材料气流压力和模型背部温度变化情况见图 5 和图 6。



(a) 橡胶



(b) 陶瓷



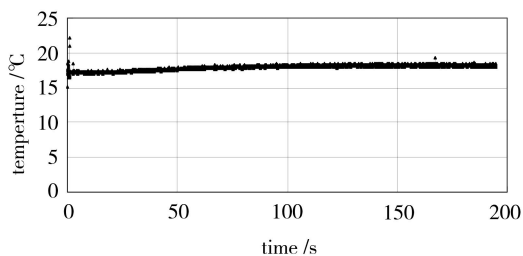
(c) 玻璃布

图 5 不同材料试验过程中的气流压力曲线

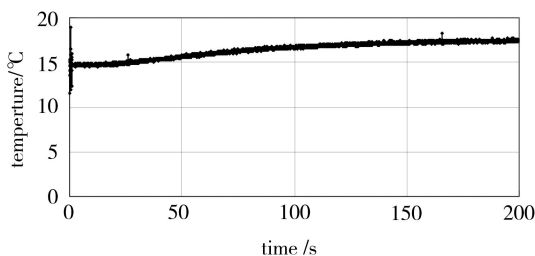
Fig. 5 Pressure curves of different materials in testing

从压力曲线看出,三种材料试验过程中,气流压

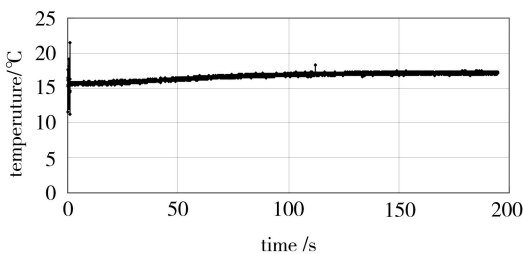
力由 0.6 MPa 上升到 1.6 MPa, 与流场测试时相同。



(a) 橡胶



(b) 陶瓷



(c) 玻璃布

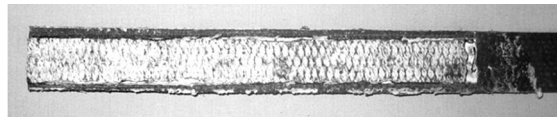
图 6 不同材料的背部温度曲线

Fig. 6 Temperature curve of different materials

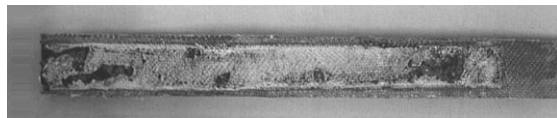
从图 6 看出, 三种材料相差不大, 模型背部最高温升均在 4°C 以内。图 7 为模型试验后照片。表 1 为试验结果。



(a) 橡胶



(b) 陶瓷



(c) 玻璃布

图 7 模型试验后照片

Fig. 7 Photo of models after test

表 1 气动热冲击试验结果

Tab. 1 Results of aero-heating impact

材料	质量烧蚀率 /mg·(cm ² ·s) ⁻¹	线烧蚀率 /mm·s ⁻¹	模型背部最 高温升/°C
橡胶	35	0.26	≤2.5
陶瓷	4.1	0.21	≤3.2
玻璃布	8.5	0.20	≤2.9

从模型受热冲击表面状态来看, 橡胶材料试验后表面较为光滑; 陶瓷材料受热冲击后烧蚀面略微突出, 呈现鱼鳞状; 玻璃布材料试验后表面呈现较为粗糙的网状结构, 局部漏出橡胶基底。

从线烧蚀率来看, 三种材料线烧蚀率相差不大; 从质量烧蚀率来看, 陶瓷材料最小, 橡胶材料最大。

4 结论

(1) 利用电弧加热器湍流导管试验装置能够较好地模拟发射筒内壁耐热材料气动热冲击环境。

(2) 橡胶材料的烧蚀率略高于陶瓷材料和玻璃布材料, 隔热效果三种模型相当, 考虑到发射筒内壁与导弹之间为小间隙, 必须考虑热冲击后材料的表面状态对连续发射的影响, 因此从综合性能来看, 橡胶材料更适合于作为发射筒内壁耐热材料使用。

参考文献

- [1] 陈拯民, 王泉水. 舰载导弹的同心发射筒式发射装置[J]. 舰载武器, 1998(3): 1-9
- [2] 苗佩云, 袁曾凤. 同心筒式发射时筒内流场机理及内外筒间隙的影响[J]. 战术导弹技术, 2006(1): 8-13
- [3] 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: 31-39
- [4] 张友华, 刘德英, 杨汝森, 等. 涂层材料长时间气动加热实验研究[J]. 宇航材料工艺, 2007, 37(4): 70-71
- [5] 张友华, 董永晖, 陈连忠, 等. 大尺度空气舵超声速烧蚀热结构试验[J]. 宇航材料工艺, 2008, 38(5): 78-79
- [6] 张友华, 陈连忠, 曲德军, 等. 低密度烧蚀材料高温气动剪切试验研究[J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(6): 74-76
- [7] 任思根. 试验空气动力学[M]. 北京: 宇航出版社, 1996: 58-65
- [8] 张友华, 陈连忠. 超声速湍流导管烧蚀流场稳定性研究[J]. 宇航材料工艺, 2010, 40(4): 64-67

(编辑 李洪泉)