

火箭发射台用热防护涂层材料的应用研究

张巍¹, 马磊¹, 王国鹏¹, 王晓东¹, 张涛¹, 冯超², 徐铮², 章洁平²

(1.中国科学院大连化学物理研究所 航天催化与新材料研究室, 辽宁 大连 116023;

2.北京航天发射技术研究所, 北京 100076)

摘要:目的 通过双层涂层材料结构, 获得综合性能优良的适用于火箭发射台表面的热防护涂层材料。方法 以环氧树脂为底层基体材料, 加入不同的助剂, 再以有机胶为表层基体材料, 加入填料和助剂, 制备出一种用于火箭发射台的热防护涂层材料。通过附着力和弹性模量对热防护涂层的力学性能进行研究, 通过小型发动机烧蚀试验对热防护涂层的热学性能进行研究。最后, 通过将热防护涂层涂覆在火箭发射台上, 考察研制的热防护涂层经火箭发射后的实际使用效果。结果 经测试, 热防护涂层材料的附着力达到 5.35 MPa, 弹性模量为 446.72 MPa。当涂层厚度为 15 mm 时, 金属背面温度最高不超过 40 ℃。热防护涂层材料线烧蚀率的平均值为 0.515 mm/s。将所研制的热防护涂层材料在国内某火箭发射台上进行使用, 使用结果表明, 该热防护涂层材料能够承受火箭发射时尾焰的燃气流冲刷, 涂层的脱落面积不超过总涂覆面积的 10%。结论 所研制的热防护涂层材料可以在火箭发射台上使用, 并且使用效果良好, 起到了保护火箭发射台的作用。

关键词:热防护; 涂层材料; 火箭发射台; 烧蚀; 隔热

中图分类号: TG335.86 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2017)02-0144-05

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2017.02.023

Application of Heat-Resistant Coating Materials for Rocket Launching Pad Use

ZHANG Wei¹, MA Lei¹, WANG Guo-peng¹, WANG Xiao-dong¹, ZHANG Tao¹, FENG Chao², XU Zheng²,
ZHANG Jie-ping²

(1.Laboratory of Catalysts and New Materials for Aerospace, Dalian Institute of Chemical and Physics, Chinese Academy of Science, Dalian 116023, China; 2.Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: The work aims to prepare a heat-resistant coating of excellent overall performance for rocket launching pad by bilayer coating materials. A kind of heat-resistant coating material for rocket launching pad use was prepared by adding several kinds of adjuvants with epoxy resin as base substrate material, and then adding fillers and adjuvants with organic gel as the surface base material. Mechanical properties of the heat-resistant coating were studied based on adhesive force and elastic modulus. Thermal performance of the heat-resistant coating was studied by performing small engine ablation experiment. Finally, practical using effect of the heat-resistant coating after rocket launching was investigated by depositing the heat-resistant coating on a

收稿日期: 2016-06-20; 修订日期: 2016-07-04

Received: 2016-06-20; Revised: 2016-07-04

基金项目: 中国科学院知识创新工程重要方向项目 (YYYJ-1106-3)

Fund: Supported by Knowledge Innovation Project of the Chinese Academy of Sciences (YYYJ-1106-3)

作者简介: 张巍 (1982—), 男, 硕士, 助理研究员, 主要从事材料科学的研究。

Biography: ZHANG Wei (1982—), Male, Master, Research assistant, Research focus: materials science.

通讯作者: 马磊 (1973—), 男, 硕士, 副研究员, 主要从事化学的研究。

Corresponding author: MA Lei (1973—), Male, Master, Research associate, Research focus: chemistry.

rocket launching pad. The results showed that adhesive force was up to 5.35 MPa and elastic modulus 446.72 MPa. Maximum temperature on the reverse side was no more than 40 ℃ when the heat-resistant coating material was 15 mm thick. Average linear ablation rate of the heat-resistant coating was 0.515 mm/s. The results of using the developed heat-resistant coating material on a rocket launching pad showed that the heat-resistant coating material could bear the scour by combustion-gas stream when a rocket was launched, the falling-off area of the coating was less than 10% of the whole coated area. The developed heat-resistant coating material is suitable for rocket launching pad with a favourable using effect and plays an important role in the protecting rocket launching pad.

KEY WORDS: thermal protection; coating material; rocket launching pad; ablation; heat insulation

目前, 航天领域应用较为成熟的热防护技术主要有 3 种: 1) 辐射式防热, 其机理是受热温度升高时以辐射形式向周围辐射大量热能, 通常由涂有高辐射涂层的难熔金属、耐热外蒙皮、隔热层和内部结构组成; 2) 吸热式防热, 它是利用结构自身的热容吸热来达到防热的目的, 通常采用比热容大、熔点高和热导率大的材料; 3) 烧蚀式防热, 当对连续较高温度表面加热, 热流及热量不能迅速地由表面传到内部, 而材料的表面在熔化中损失, 下表面的材料却维持一定的温度足以保证材料的强度^[1-3]。烧蚀式防热是最常用的防热技术之一, 是一种以消耗物质来换取防热效果的积极防热方式。随着航天、宇航事业的发展, 热防护涂料不断开拓了新的应用领域。除了飞行器本身的热防护外^[4-5], 地面设施如火箭发射台也增加了热防护措施。如果将火箭发射台涂以热防护涂料, 可使金属表面隔热, 减少热烧蚀和热冲击, 并防止发射台在多次热冲击载荷作用下产生热疲劳、热龟裂和热断裂, 从而可确保火箭发射台工作的可靠性, 减少火箭发射台的维修次数, 延长火箭发射台的使用寿命。

在国外, 欧洲航天局位于南美圭亚那的阿里安火箭发射平台为混凝土发射平台, 这类完全由无机非金属材料构筑的发射台抗燃气吹扫烧蚀性能良好, 但缺点是重量大, 且发射台无法进行移动。在国内, 有的采用玻璃纤维增强酚醛树脂等有机烧蚀涂料或者一些无机材料制备成热防护涂料^[6-7], 虽然能够对发射台起到保护作用, 但一般情况下, 施工条件要求较高, 或因为涂料需要高温固化, 或因为耐候性较差等原因, 均未得到广泛应用。有机耐烧蚀涂料一般都没有通用性, 主要依据不同的隔热要求来设计不同的涂料的性能^[8]。国内外尚未有对火箭发射台用的热防护涂层材料方面的研究报道。本文针对国内火箭发射台在使用过程中遇到的热烧蚀和热冲击等情况, 研究开发出了一种热防护涂层材料。文中首先研究了热防护涂层材料的结构、力学性能和热学性能, 在此基础上将研制的热防护涂层在国内某火箭发射台上进行了使用, 并对热防护涂层材料的综合性能进行了叙述。

1 试验

1.1 原材料

试验用主要原料为环氧树脂、固化剂 A、增韧剂、有机胶、固化剂 B 和填料。用于火箭发射台的热防护涂层材料采用双层结构, 其主要组成见表 1。

表 1 热防护涂层材料的组成
Tab.1 Compositions of heat-resistant coating wt. %

	环氧树脂	固化剂A	增韧剂	有机胶	固化剂B	填料
底层	65~80	10~20	5~20			
表层				40~60	10~20	20~45

1.2 试样制备

底层制备: 将环氧树脂、固化剂 A、增韧剂混合后, 分别涂覆在 $\phi 20$ mm 的圆柱形钢柱表面 (用于测试底层材料的附着力和弹性模量), 以及除锈、除漆后的 190 mm \times 120 mm \times 5 mm 的钢板上 (待涂覆表层材料后, 用于测试热防护涂层材料的耐烧蚀及隔热性能)。

表层制备: 首先将有机胶和固化剂 B 混合后, 再加入填料。待混合均匀后, 将表层材料涂覆于已经涂覆底层材料且尚未固化的 190 mm \times 120 mm \times 5 mm 的钢板上。分别在钢板上制备总厚度 (底层+表层) 为 6 mm 和 15 mm 的热防护涂层材料。

1.3 性能测试

1) 涂层厚度。采用德国 EPK 公司制造的 Minitest 2100 型涂层测厚仪测量涂层的厚度。

2) 附着力和弹性模量测试。采用国产 HY-1080 型微机控制电子万能材料试验机进行涂层的附着力和弹性模量测试。按照 GB/T 5210—2006 检测试样的附着力。

3) 耐烧蚀及隔热性能测试。采用 YA6804 型氧气煤油发动机对试样进行试验件背面温度和涂层材

料表面耐烧蚀性能的测试。试验条件：发动机燃料为氧气、煤油，发动机燃烧室压力 $p_c=(1.4\pm0.05)$ MPa，发动机余氧系数 $\alpha=0.7\pm0.03$ ，发动机喷嘴直径 65 mm，燃气流流速 2390 m/s，烧蚀试验时间每件 5 s。

2 结果与讨论

2.1 涂层材料结构研究

环氧树脂材料具有优良的粘结性能、机械性能和物理性能^[9]，但其耐热性较差。目前国内的热防护涂层材料大多采用单层结构，即通过在环氧树脂基体中添加耐热的填料来提高涂层整体的耐热性能。这种结构的热防护涂层材料一方面要考虑与基材的结合强度，同时还要考虑耐热效果。环氧树脂等有机材料与金属基材具有良好的粘结性能，而起到耐高温、耐烧蚀、隔热作用的通常是无机填料^[10—14]，但过多地引入无机填料会降低热防护涂料与基材的结合强度。本试验利用环氧树脂优良的粘结性能，将其作为热防护涂层材料的底层材料使用，起到连结表层材料和钢板的作用。由于环氧树脂的耐热性较差，故其不适合直接接触火箭尾焰的吹扫，因此在其表面再涂覆一层耐热性优良的表层材料。这种复合结构兼有耐热性和与底材钢板结合牢固的特点，因此非常适用于火箭发射台的热防护。

2.2 填料选择

为了增强表层材料的耐压强度，选用了一种具有一定颗粒度的填料 A。填料 A 不仅具有合适的粒径，从性能上，还要求其具有一定的隔热性能。此外，为了使研制的该热防护涂层材料满足施工立面的需求，在表层材料中加入了填料 B 和填料 C。填料 B 和填料 C 的引入，一方面可以调节热防护涂层材料的流淌性，另一方面进一步增强了表层材料的耐热性能和抗烧蚀性能，同时也提高了材料的强度。

2.3 附着力和弹性模量

表 2 是热防护涂层材料的力学性能。从表 2 中的数据可知，热防护涂层材料底层的附着力达到 5.35 MPa，说明涂层材料与金属基体具有良好的结合强度。

表 2 热防护涂层材料的力学性能
Tab.2 Mechanical properties of thermal protection coating material MPa

编号	附着力	弹性模量
1	5.287	465.65
2	5.402	427.88
3	5.358	446.62
平均值	5.349	446.72

2.4 热防护涂层材料的耐烧蚀性能及隔热性能

通过小板隔热试验研究热防护涂层材料的耐烧蚀性能以及隔热性能。按照 1.3 节中叙述的试验条件，用小型缩比试验发动机模拟火箭发射时尾焰的吹扫，分别对 6 mm 和 15 mm 厚的热防护涂层进行耐热烧蚀测试，热流测试模型安装示意图如图 1 所示，热流密度见表 3，各点对应的压力见表 4。热防护涂层的背面温度与烧蚀时间的变化曲线如图 2 所示。

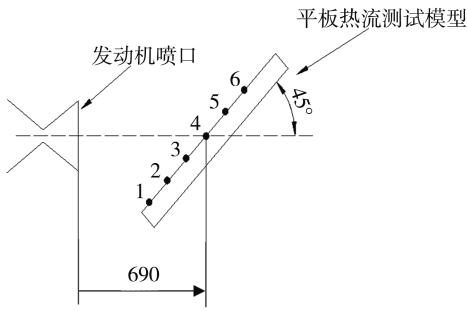


图 1 热流测试模型安装示意
Fig.1 The installation schematic of model for heat flux testing

表 3 热流密度
Tab.3 Heat flux density kW/m²

热流密度	q_1	q_2	q_3	q_4	q_5	q_6
热流值	5488	5945	8403	11 768	12 562	13 089

表 4 压力
Tab.4 Pressure MPa

压力	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
压力值	0.105	0.140	0.173	0.220	0.189	0.102

从图 2 可以看出，分别涂覆两种厚度的热防护涂层材料的金属件背面温度均未超过 50 ℃，并且随着涂层材料厚度的增加，热防护涂层材料的隔热性能更佳。当热防护涂层材料厚度为 15 mm 时，涂层材料的背面温度最高不超过 40 ℃。此外，通过观察热防护涂层材料在烧蚀前后的表面形貌发现，试样烧蚀前，表面呈黄色且相对平整光滑，烧蚀后，表面呈灰黑色伴随有熔融现象，还有小孔和孔洞出现，表明材料内部有热解反应，但没有发生脱落的不良现象。分析其原因，表层材料是以耐高温的有机树脂为基体再配以无机填料，有机树脂一般在 200~600 ℃之间会出现热解反应，放出热解气体，温度再升高，热解反应结束，残余产物与无机填料会形成较坚实的多孔介质层，即碳化层，形成的碳化层具有辐射散热和阻塞热流的作用。同时，碳化层表面与气体中氧接触会发生氧化反应，研究表明^[15]，当发生氧化反应的碳化层的

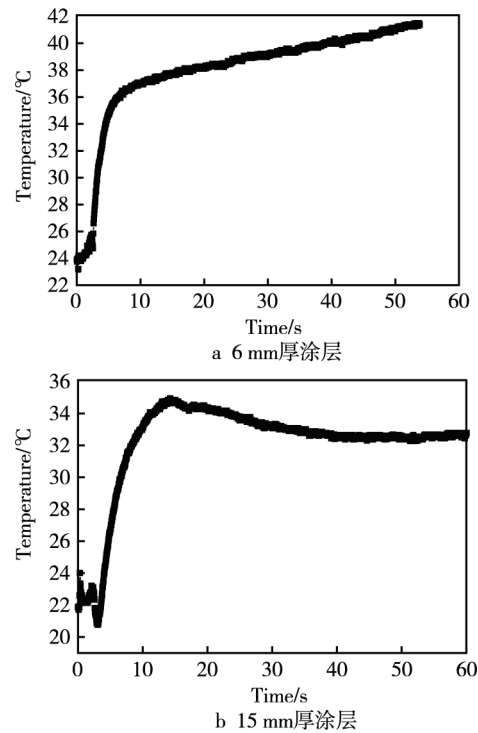


图 2 试样的背面温度与烧蚀时间的关系曲线
Fig.2 The curve of back temperature and ablation time of specimens

表面温度大于 1425 ℃时，表面材料的 SiO₂ 会熔融，由于其高粘性，不易被缩比发动机的燃气流吹掉，从而起到隔热的作用。

在耐烧蚀性方面，表 5 示出了缩比发动机模拟火箭尾焰烧蚀结果。由表 5 可知，热防护涂层的线烧蚀率的平均值为 0.515 mm/s。可见，该材料的耐烧蚀性良好，当涂层厚度为 15 mm 时，可满足火箭多次发射的需求。

表 5 热防护涂层的耐烧蚀结果
Tab.5 Ablative properties of the heat-resistant coating

编号	烧蚀时间/s	线烧蚀率/(mm·s ⁻¹)
1	5	0.520
2	5	0.498
3	5	0.526
平均值	5	0.515

3 应用

根据上述试验结果，将研制的热防护涂层材料在国内某火箭发射台上进行了实际使用。结果表明：火箭发射后，涂覆的热防护涂层材料经过火箭尾焰吹扫后，涂层能够承受燃气流冲刷，脱落的涂层面积不超过总涂覆面积的 10%，仅有少部分被吹扫掉。因此，研制的热防护涂层材料可以在火箭发射台上使用，并且效果良好，起到了保护火箭发射台的作用。

4 结语

- 1) 本文所研制的火箭发射台用热防护涂层材料具有良好的力学性能，其附着力达到 5.35 MPa，弹性模量为 446.72 MPa。
- 2) 所研制的热防护涂层材料具有良好的隔热性能和耐烧蚀性能，当热防护涂层材料厚度为 15 mm 时，涂覆热防护涂层材料的金属件背面温度最高不超过 40 ℃，热防护涂层线烧蚀率的平均值为 0.515 mm/s。
- 3) 经过火箭发射台现场实际使用表明，火箭发射后，热防护涂层材料的脱落面积不超过总涂覆面积的 10%，所研制的热防护涂层材料满足火箭发射的使用条件，并且使用效果良好，起到了保护火箭发射台的作用。

致谢

北京航天长征飞行器研究所的有关人员对本文的试验提供了相关的帮助和支持，并进行了有益的探讨，在此表示感谢。

参考文献：

[1] 苗建锋, 朱京辉, 翁磊, 等. 飞航导弹舵系统热防护技术[J]. 战术导弹控制技术, 2010, 27(2): 40—47.
MIAO Jian-feng, ZHU Jing-hui, WENG Lei, et al. The Thermo-Protection Technology on Servo System for the Cruise Missile[J]. Control Technology of Tactical Missile, 2010, 27(2): 40—47.

[2] 吴江. 飞航导弹热防护技术发展趋势[J]. 强度与环境, 2009, 36(1): 57—63.
WU Jiang. Development of Thermal Protection Techniques for Aerodynamic Missile[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(1): 57—63.

[3] 范真祥, 程海峰, 张长瑞, 等. 热防护材料的研究进展[J]. 材料导报, 2005, 19(1): 13—16.
FAN Zhen-xiang, CHENG Hai-feng, ZHANG Chang-rui, et al. Development of Thermal Protection Materials[J]. Materials Review, 2005, 19(1): 13—16.

[4] 郭亚林, 梁国正, 丘哲明, 等. 一种新型热防护涂料研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(5):635—639.
GUO Ya-lin, LIANG Guo-zheng, QIU Zhe-ming, et al. Study on a New Thermal Protection Coating[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(5): 635—639.

[5] 赵英民, 刘瑾. 高效防热隔热涂层应用研究[J]. 宇航材料工艺, 2001, 31(3): 42—44.
ZHAO Ying-min, LIU Jin. Research on Heat Resistant and Heat Insulated Coating[J]. Aerospace Materials & Technology, 2001, 31(3): 42—44.

[6] 刘正堂, 王红, 姚成斌, 等. 抗燃气流冲刷、烧蚀的耐高温涂料的研制[J]. 现代涂料与涂装, 2003(3): 6—9.

- LIU Zheng-tang, WANG Hong, YAO Cheng-bin, et al. Development of High-Temperature Paint with Gas Stream Erode and Ablation Resistance[J]. *Modern Paint and Finishing*, 2003(3): 6—9.
- [7] 张宗强, 匡松连, 尚龙, 等. 树脂基复合材料长时间烧蚀防热的应用研究[J]. *宇航材料工艺*, 2007, 37(6): 29—31.
- ZHANG Zong-qiang, KUANG Song-lian, SHANG Long, et al. Resin Composites on Long Time Ablation and Thermal Protection[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2007, 37(6): 29—31.
- [8] 李金龙, 黄广奇. 火箭发动机续航喷管隔热涂层研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2008, 28(6): 152—154.
- LI Jin-long, HUANG Guang-qi. Study About Heat-proof Coat Process of Nozzle on Sustain Rocket Motor[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2008, 28(6): 152—154.
- [9] 李春华, 齐暑华, 王东红. 耐高温有机胶粘剂研究进展[J]. *中国胶粘剂*, 2001, 16(10): 41—46.
- LI Chun-hua, QI Shu-hua, WANG Dong-hong. Advances in High Temperature Resistance Organic Adhesives[J]. *China Adhesives*, 2001, 16(10): 41—46.
- [10] 张巍. 堇青石综合利用现状与展望[J]. *矿物岩石与地球化学通报*, 2015, 34(2): 426—442.
- ZHANG Wei. Progress and Propect on Utilization of Cordierite Material[J]. *Bulletin of Mineralogy, Petrology and Geochemistry*, 2015, 34(2): 426—442.
- [11] 张巍. 锂霞石应用研究综述[J]. *矿物学报*, 2016, 36(1): 80—90.
- ZHANG Wei. A Review on Research on Applications of Eucryptite[J]. *Acta Mineralogica Sinica*, 2016, 36(1): 80—90.
- [12] 张巍. 蓝晶石的综合利用进展[J]. *矿物岩石*, 2014, 34(3): 104—120.
- ZHANG Wei. Progress on Utilization of Kyanite[J]. *Journal of Mineralogy and Petrology*, 2014, 34(3): 104—120.
- [13] 张巍. 红柱石材料的研究及应用进展[J]. *中国陶瓷*, 2012, 48(6): 1—5.
- ZHANG Wei. Application and Progress of Research on Andalusite Material[J]. *China Ceramics*, 2012, 48(6): 1—5.
- [14] 张巍. 硅线石的综合利用进展[J]. *矿业工程研究*, 2015, 30(2): 55—69.
- ZHANG Wei. Progress on Utilization of Sillimanite[J]. *Mineral Engineering Research*, 2015, 30(2): 55—69.
- [15] 姜贵庆, 马淑雅. 防热涂层材料热防护性能预测[J]. *空气动力学学报*, 2004, 22(1): 24—28.
- JIANG Gui-qing, MA Shu-ya. The Prediction of Thermal Protection Performance for Coating Material [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(1): 24—28.