

# 国内外战术导弹外防护涂层技术 现状与发展趋势\*

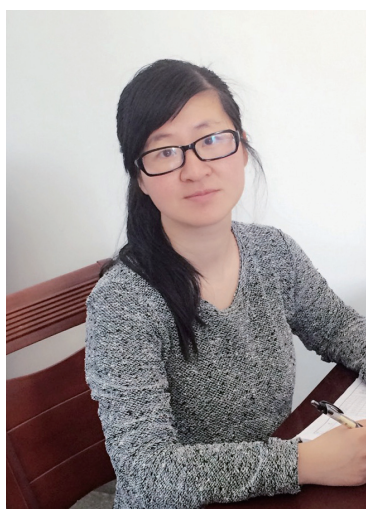
李琳,朱小飞,杨科,黄洪勇

(上海航天动力技术研究所,湖州 313000)

[摘要] 首先介绍了固体火箭在飞行过程中采取的气动热防护措施,然后简要论述了外防护涂层的作用机理及选材研究,并对国内外的涂层研究现状进行了综述和对比分析,最后对未来涂层的发展方向进行了展望。

关键词: 外防护涂层; 固体火箭发动机; 战术导弹; 耐烧蚀

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.14.047



李琳

工程师,任职于上海航天动力技术研究所,主要从事耐热高分子材料的研究。

随着战术导弹射程更远、飞行速度更快,战术导弹在飞行时与空气摩擦产生气动加热,易导致导弹壳体力学性能下降。航天器(如电子舱)气动加热条件下,舱内温度升高,易导致舱内精密仪器受到损害(战术导弹一般要求壳体内部温度低于 $300^{\circ}\text{C}$ )。

\*基金项目: 国家自然科学基金项目(16ZR1415500)。

因此,外防热材料对于航天飞行器质量保障具有很重要的作用<sup>[1]</sup>。

早期的防热涂料是在聚氨酯、聚硫橡胶改性环氧树脂等弹性树脂中加入热分解填料,在快速加热过程中分解生成气体,以气泡的形式分散在树脂中,降低了树脂的热导率。80年代初研制的防热涂层采用较高 $T_g$ 、热稳定性较好的双酚A环氧树脂,并在树脂中加入氧化铝、硼酸盐等填料,提高了涂层的环境使用温度。80年代末研制的第3代防热涂料已经具备了在超高音速下使用的性能。通过采用更高 $T_g$ 、烧蚀后残炭率高的酚醛树脂、酚醛环氧及硅树脂等耐热树脂,使涂层能够经受短时、高热流下几个马赫数的气流冲刷。到21世纪初,通过采用具有更高耐热性、耐烧蚀性且具有一定韧性的改性有机硅树脂、有机硅及有机硅塑性弹性体等材料研制出能用于长时、高马赫数气流下的防热涂层。

## 外防热涂层在战术导弹领域的研究内容

### 1 性能指标

航天器在飞行过程中,大部分动能消耗在空气中(以激波和尾流漩涡的形式),只有少部分动能转变为热能。尽管真正以热的形式加热发动机的能量一般还不到其总动能的1%,但即使这样小的一部分能量,也足以使一般没有防热措施的导弹及其固体发动机很容易在大气中焚毁。因此外防热涂层的作用主要是使航天器在此类气动加热环境下免于发生过热或烧毁的耐高温、耐烧蚀外防护材料<sup>[2]</sup>。外防热涂层最重要的性能是热性能,当前的导弹可长时间在稠密大气层中以超声速甚至高超声速飞行,因而带来异常严峻的气动热流挑战。烧蚀型外防热涂层在战术导弹防热系统中具有一定优势。抗气动冲刷性能是防热涂层的必备条件,尤其是经过高温高速气流冲刷后,防热涂层要具有良好的表面状态,表面要平整,且没有流挂现象。

除必需具备高耐高温、耐烧蚀性外,外防热涂层还须具有良好的附着力、抗振动、抗冲刷、抗冲击性,还要具有低密度、低热导率、高比热容,使其具备良好的隔热性能、力学性能和

热物理性能,以使其在高速冲刷下仍保持气动外形的完整性;烧蚀涂料的密度要小、以减轻弹体重量;此外涂料比热容应尽可能大,热导率应尽可能小,使烧蚀涂料兼具良好的隔热作用,以阻止热量传入弹体内部。此外,外防护涂层还需具备“三防”性能,高低温交变要求,以及适应战术导弹生产需要的工艺性能。

## 2 材料研究

目前,高温隔热涂料大部分是以高聚物为基料,并加入填料、助剂研磨分散而成,有机高温隔热涂层在高温下发生物理和化学吸热反应来达到隔热防护的目的。

### 2.1 基体树脂

基体树脂对涂料性能起主导作用,基体树脂的选用将直接影响隔热涂料耐热等级、对底材的粘接强度及抗冲刷性等。从聚合物热稳定性看,用于隔热涂料的聚合物须具有高成

表1 有机聚合物的AR值

有机聚合物	线烧蚀率 $AR / (mm \cdot s^{-1})$
聚乙烯	0.673
聚丙烯	0.597
聚苯乙烯	0.521
聚甲基丙烯酸	0.447
聚氯代三氟乙烯	0.615
环氧弹性体	0.356
环氧树脂	0.236
聚氨酯树脂	0.720
聚硫化聚乙烯	0.541
丁二烯-丙烯腈-氯乙烯共聚物	0.566
环氧改性有机硅树脂	0.290
聚四氟乙烯	0.523
尼龙	0.366
热固性酚醛树脂	0.112
硅酮弹性体	0.376
聚碳酸酯	0.448
聚氯丁二烯	0.569
酚醛-环氧树脂	0.317

碳性(最重要)、高耐热性、耐氧化和臭氧化性<sup>[3]</sup>。

从国内外烧蚀材料的研究和发展上看,目前广泛采用以硅橡胶、酚醛树脂和酚醛环氧树脂为基体材料。酚醛树脂和酚醛环氧树脂制成的涂料碳化率高、热导率低、比热容大、隔热性好,适用于中等热流的烧蚀环境,但高温剪切强度低,抗高速气流冲刷能力较差。硅橡胶制成的涂料固化后为弹性体烧蚀材料,适用于低热流、低剪切力下的烧蚀环境,在高温流、高剪切力情况下烧蚀严重。含有芳基结构、杂原子环和杂稠环状结构的基体树脂具有更好的耐热性和耐烧蚀性。几种有机聚合物基体树脂的线烧蚀率( $AR$ )值<sup>[4]</sup>见表1,常用于隔热涂料的基体树脂见表2。

### 2.2 隔热隔热填料

外隔热涂层通过采用在使用温度下分解并会挥发的填料和具有降低密度且提高隔热性能的中空轻质填料。

#### (1) 轻质填料。

在隔热涂层中充当轻质填料的常用材料包括:玻璃空心微球、酚醛树脂空心微球、软木粉、硅藻土、膨胀蛭石、陶瓷空心微球、晶须材料等。这些材料具有粒度小、密度小、导热系数小等特点,能够明显降低涂层的密度,提高涂层的隔热性能<sup>[5-6]</sup>。

#### (2) 分散、挥发散热的无机填料。

常见低温分解、挥发无机填料有结晶水合物、磷系填料、硼系填料、氢氧化铝等。磷系填料主要指磷酸铵、磷酸二氢铵和多聚磷酸铵。硼系填料主要有硼酸、硼酸锌、硼酸铵等。氢氧化铝在200~300℃之间会分解脱水,脱水量为质量的20%。这些填料都是膨胀型阻燃涂层的常用组分。

## 外隔热涂层气动隔热机理

因导弹飞行器各部位气动热流量不同,同一导弹需要采用多种隔热涂层系统。工业界曾对这些工作模式提出多种分类方式,美国航空航

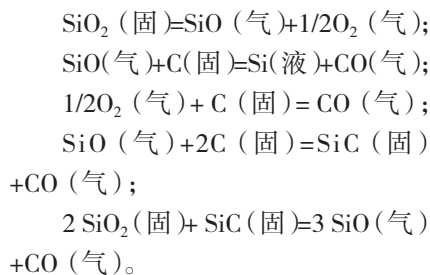
表2 隔热涂料常用树脂

类型	特点	树脂品种	性能
烧结成碳	碳化后形成碳层	芳基乙炔聚合物	碳化物结构密实,热失重较少
		酚醛树脂	成碳率高,具有良好的耐高温性和耐烧蚀性能,需高温固化
		硼酚醛树脂	力学性能、耐热性、瞬时耐高温性和耐烧蚀性能优于普通酚醛树脂
		环氧树脂	机械性能优良,粘接性能好,可室温固化、中温固化、高温固化。工艺性能良好,耐热性能一般,需添加耐热填料提高其耐热性
		改性环氧树脂(引入氰酸酯、二苯基硅二醇等刚性或耐热基团)	具有优异的耐热性能和耐烧蚀性能,部分刚性基团改性的环氧树脂存在韧性差的风险
		超支化、聚苯及杂化树脂	成碳率高,抗拉强度高,耐烧蚀性能优异,但韧性较差,溶解性差,工艺性能差,需高温固化
烧结成硅	高温裂解后形成硅质化合物层	聚氨酯、改性聚氨酯树脂及泡沫	伸长率高,韧性较好,耐环境老化,可室温固化,耐气动烧蚀性能一般。
		有机硅、改性有机硅树脂(环氧、聚醚等提高粘接性能的基团)	纯有机硅树脂耐热性优异,但粘接性能不好。通过接入环氧等提高粘接性能的基团提高硅橡胶的粘接性,但会相应减弱其耐热性能
无残留型	高温全部分解	聚四氟乙烯、聚甲基丙烯酸甲酯、聚苯乙烯、聚甲醛	具有良好的散热性能,但无法抵御过高的温度,隔热效果有限

天局归纳为3种模式8种防热系统。这3种模式根据是否使用降温工质来分类,即被动防热、半主动防热、主动防热。被动防热不使用降温工质;半主动防热使用降温工质,但不需外加设备;主动防热使用工质,并需要外加设备来提供或循环该工质以实现连续降温。相应8种防热系统分别是:热沉防热系统、热结构、绝热防热系统、烧蚀防热,热管防热、发汗冷却、薄膜冷却、对流冷却。图1是各种防热模式和防热系统示意图。按这种分类,现使用的典型隔热材料主要有陶瓷隔热瓦、陶瓷纤维隔热毡及轻质烧蚀防热材料等。战术导弹高速飞行产生高速气流对涂层和壳体产生气动加热,既与材料自身耐热性有关,又与应用环境中发生的化学、物理反应相关。设计外涂层材料时要根据气动环境下材料烧蚀防热机理,充分考虑材料与实际气动环境配合程度<sup>[7-8]</sup>。

防热涂层耐热性十分复杂,它不单与基体材料有机聚合物有关,还与添加的填料、助剂等有关。具有消融作用的有机聚合物能有较好的吸热、散热和隔热功能。随温度升高,聚合物发生解聚,吸收一部分热量,并放出

小分子气体。温度继续升高,聚合物化学键开始断裂,在内部发生竞争反应、碳化反应,形成致密碳化层(SiC)。同时致密碳化层与SiO<sub>2</sub>反应,以气体形式分解并带走能量,将内层和外层高温环境隔离,起到有效屏蔽作用,实现对基材和内部元件的保护<sup>[9]</sup>。化学反应方程式如下:



## 外防热涂层国内外研究现状

### 1 国外研究现状

当航天器的速度大于3Ma时,就需要考虑气动加热对壳体及内部仪器的影响。对于在致密大气层中高速飞行的空射导弹,要考虑壳体由于气动加热所能承受的温度。通常采用外部防热体系来阻止气动加热导致的温度升高。这种外部防热体系多采用耐高温、热导率低的树脂或塑料作为主体材料,添加降低密度、提高耐高温、耐冲刷性能的填料。国外已研究

应用的烧蚀隔热材料具有常温固化、机械性能好、涂层在轨厚度可低于0.2mm、温度范围从室温至1200℃,在航天飞机、发动机喷管、导弹外壁、发射箱内壁等得到广泛应用,涂层薄、重量轻、热防护能力强,增加了弹、星、箭的有效载荷,提高了综合性能,广泛应用于航天飞机、返回式卫星、空间探测器、高速导弹等的热防护。

美国60年代早期使用含水云母等填充热固性树脂,随后采用隔热瓦等片状、块状隔热材料,70年代后期,采用耐热纤维、空心微珠等填充耐热树脂制成“可喷涂的低密度烧蚀隔热涂料”,然后采用软木等填料填充耐热性树脂或塑料。俄罗斯多采用轻质空心球添加到耐热材料中。欧洲等国常采用耐热纤维增强树脂的方式进行防热保护。日本多使用空心微球、耐热纤维增强树脂等作为战术导弹的防热材料体系<sup>[10-14]</sup>。

美国的战术导弹“长生鸟”和“侦察兵”、“耐克III型”反导导弹也都采用涂料进行防热,“民兵”导弹、MK-4、MK-5弹头圆锥部分采用AVCOAT涂层防热或作为辅助防热手段<sup>[15-16]</sup>。美国航空宇航局通过玻璃空心微球、酚醛空心微球添加到环氧改性聚氨酯树脂中制成“可喷涂的低密度烧蚀隔热涂料”,降低了价格,提高了工艺性能<sup>[17]</sup>。飞行速度达到8Ma时,航天器的头锥部位温度能达到近2000℃,这对防热隔热材料的要求提高很多。美国X-43高超声速验证飞行器外表面覆盖可重复使用的耐热陶瓷瓦,也称之为隔热瓦、防热瓦。这种隔热瓦分为4种:高温时可重复使用的表面隔热材料,用于648~1260℃的表面,俗称高温隔热瓦;用于机身的鼻锥、机翼前缘等碳碳复合材料隔热瓦使用温度可达1650℃;低温防热瓦是一种在温度为371~648℃低温表面可重复使用的隔热材料;采用硅橡胶浸渍的毡状物是一种柔性可重复使用的

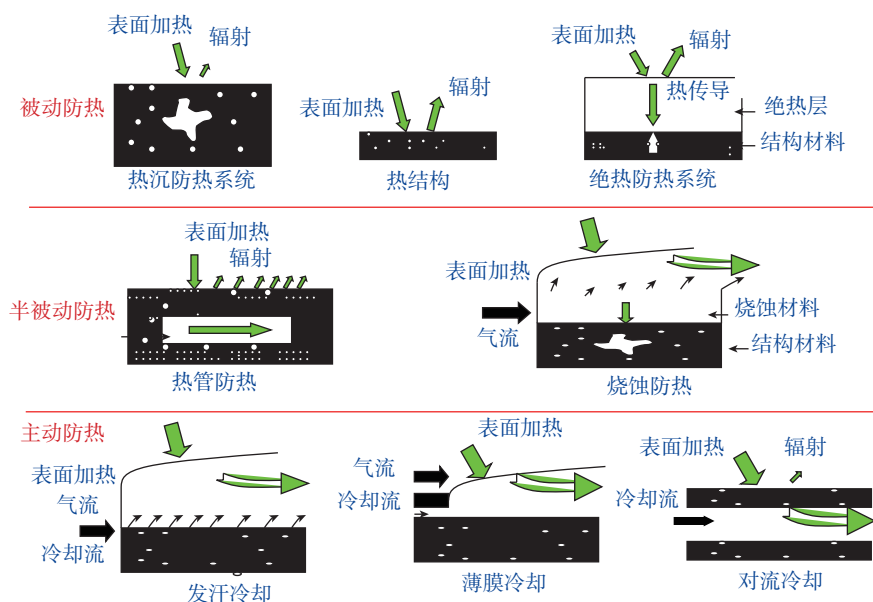


图1 超声速导弹的主要防热模式

Fig.1 Thermal-resistant patterns for supersonic missile

表面隔热材料,可用在 371℃ 以下的部位。在高马赫数的飞行器中使用隔热瓦及防热涂料共用的方式,能更有效地达到防热隔热的目的<sup>[18-22]</sup>。

俄罗斯的 C-300 成功使用复合涂层解决了导弹的防热问题,涂层厚度为 2mm<sup>[23-24]</sup>。法国宇航公司开发出一种硅树脂和中空二氧化硅微球的可喷涂防热材料,在 Huygens 航天探测器中使用<sup>[25]</sup>。挪威在某超音速反坦克导弹发动机壳体热防护中使用了 Kevlar/ 环氧缠绕防热材料,厚度为 1.27mm。日本化学工业社制备了适用于 600~700℃ 下使用的石油炉和热交换器表面的环氧改性有机硅耐热树脂。

## 2 国内研究现状

我国防热涂层的研究虽然起步晚,但是在需求直接牵引下,已由原来的低热流向高热流、短时间向长时间、膨胀型向非膨胀型逐渐过渡,形成了适应不同飞行速度的外放热涂层体系<sup>[26-28]</sup>。我国 70 年代末研制出 4 种低密度材料,分别是甲基硅橡胶、苯基硅橡胶、低温环氧胶、酚醛-环氧胶,已在我国导弹型号上得到广泛应用。缺点是需要高温固化,施工较为困难。因此,后期防热涂料研究重点考虑室温或中温固化耐高温材料<sup>[29-30]</sup>。卢嘉德等以氯磺化聚乙烯为基体材料,添加中空微珠、芳纶纤维等隔热增强材料,制成具有低密度(0.65g/cm<sup>3</sup>)、低导热系数(0.125W/(m·K))的防热涂层<sup>[31-32]</sup>。王百亚等通过环氧改性有机硅基体树脂,添加耐热填料制成耐高温防护涂层,该涂层具有良好的隔热性能、耐热性能和耐烧蚀性能<sup>[33]</sup>。郭亚林等对有机硅改性环氧树脂的性能进行了研究,并筛选了改进涂层材料力学性能和隔热性能的填料,最后研究了涂层材料的综合性能。研究结果表明,涂层抗拉强度达到 7.1MPa,隔热参数达到 0.087 kg<sup>2</sup>/(m<sup>4</sup>·s)<sup>[26]</sup>。郑天亮<sup>[34]</sup>等通过制备低容重膨胀羟

改性空心 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-SiO<sub>2</sub> 微球,以有机硅环氧树脂和酚醛树脂为成膜物,获得密度达到 0.4~0.6 g/cm<sup>3</sup> 的低密度烧蚀涂层。对低密度烧蚀涂层进行力学、热力学、氧乙炔烧蚀性能测试,结果表明,附着力在 2.97~4.63MPa 之间,导热系数不超过 0.1W/(m·K),线烧蚀率不超过 0.30mm/s,质量烧蚀率在 0.11~0.18 mm/s 之间。表明烧蚀涂层在密度得到大幅降低的同时,仍然保持了优良的理化和烧蚀性能。

## 未来发展展望

根据战术导弹未来发展需求,外防热涂料应注重以下 3 个方面的研究:(1) 高防热低密度薄层防热涂料。在不影响防热性能的前提下,防热涂层施工厚度越小、密度越小,越有利于提高航天器的有效载荷。(2) 防热隔热一体化涂层。(3) 具有隐身、抗激光等功能防热涂层。

## 参考文献

[1] 张海鹏,马天信,张新航,等.耐烧蚀防热隔热涂层的研制[J].宇航材料工艺,2012(5):69-71.

[2] 马淑雅,吴松林.室温固化 RT-III 防热涂层及其应用[J].航天制造技术,2002,8(4):22-26.

[3] 惠雪梅,张炜,王晓洁.树脂基低密度隔热材料的研究进展[J].材料导报,2003,17(S1):233-235.

[4] 张崇耿,黄波,胡大宁,等.固体火箭发动机耐烧蚀和隔热外防热涂料研究评述[C]//中国宇航学会固体火箭推进第 30 届年会暨中国航天第三专业信息网第 34 届交流会论文集.中国航天第三专业信息网,2013.

ZHANG Chonggeng, HUANG Bo, HU Daning, et al. Research review and comments of ablative and adiabatic external thermal protection coating of solid rocket motor[C]//Proceedings of the 34' s Sharing of the Third Professional Information Network in Chinese Spaceflight Which is the 30' s Annual Meeting of Solid Rocket Propulsion in Chinese Navigation Association. The Third Professional Information Network, 2013.

[5] 胡良全.轻质防/隔热功能材料现状与发展[J].功能材料信息,2010,7(2):19-23.

HU Liangquan. Actuality and development of light heat insulation/thermal protection functional materials[J]. Functional Materials Information, 2010,7(2):19-23.

[6] 白战争,赵秀丽,罗雪芳,等.空心玻璃微珠/环氧复合材料的制备及性能研究[J].热固性树脂,2009,24(2):32-35.

BAI Zhanzheng, ZHAO Xiuli, LUO Xuefang, et al. Research on preparation and properties of hollow glass bead filled epoxy composites[J]. Thermosetting Resin, 2009,24(2):32-35.

[7] 张海鹏,马天信,张新航,等.高效防热隔热涂层的研制[J].宇航材料工艺,2001(3):42-44.

ZHANG Haipeng, MA Tianxin, ZHANG Xinhang, et al. Study of thermal protection coating[J]. Aerospace Materials & Technology, 2001(3):42-44.

[8] 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,2003:24-28.

JIANG Guiqing, LIU Lianyan. Transmitting energy of high-speed airflow and ablative thermal protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003:24-28.

[9] 马淑雅.飞行器涂层防热选材、设计与应用[J].现代防御技术,2012,40(1):48-94.

MA Shuya. Selection of materials, design and application of thermal protection coating for flying vehicles[J]. Modern Defence Technology, 2012,40(1):48-94.

[10] MARSHALL L A, CORPENING G P, SHERRILL P A. Chief engineer' s view of the NASA X-43A scramjet flight test[C]//Proceedings of International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. AIAA, 2005.

[11] ROCHELLE W C, BATTLE H H, HALE W M, et al. Arc-jet test and analysis of orbiter TPS inter-tile heating in high pressure gradient flow[J]. Astronautics & Aeronautics,

1978,16(11):46.

[12] HARSHA P T, KEEL L C, CASTROGIOVANNI A, et al. X-43A vehicle design and manufacture[C]//Proceedings of International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. AIAA, 2005.

[13] BOUSLOG S A, CUNNINGTON G R. Emittance measurements of RCG coated shuttle tiles: AIAA-92-0851[R]. AIAA, 1992.

[14] KELLEY H N, WEBB G L. Assessment of alternate thermal protection systems for the space shuttle skitter: AIAA-82-0899[R]. AIAA, 1986.

[15] 陈刚, 赵珂, 肖志红. 固体火箭发动机壳体复合材料发展研究[J]. 航天制造技术, 2004(6):18-22.

CHEN Gang, ZHAO Ke, XIAO Zhihong. Development of composite in solid rocket engine[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2004(6):18-22.

[16] 中国航天工业总公司《世界导弹大全》修订委员会. 世界导弹大全. 第二版[M]. 北京: 军事科学出版社, 1998.

Recension committee of <World Guided Missile> in parent company of Chinese spaceflight industry. World guided missile. The second edition[M]. Beijing: Military Science Publishing House, 1998.

[17] MEYER A, WUTTKE J, PETRY W. Two-step relaxation in a viscous metallic liquid[J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 1999,250-252(4):116-119.

[18] JACK N N. The present status and the future of missile aerodynamics: NASA-TM-100063[R]. NASA, 1988.

[19] CAVENY L H, GEISLER R L, ELLIS R A. Solid rocket enabling technologies and milestones in the united states[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003,19(6):1038-1066.

[20] EUGENE L F. Tactical missile design: second edition[M]. Georgia: AIAA, 2006.

[21] WOLCOTT F E, VOGT C W. Development of a Kevlar composite motor case for tactical motor applications[C]//Proceedings of Joint Propulsion Conference. AIAA, 1980.

[22] KAI F. Design verification programme for an air-to-air type rocket motor with CFRP composite and reduced smoke propellant[C]//Proceedings of Joint Propulsion Conference and Exhibit. AIAA, 1993.

[23] DOWM B, SMITH D L. Damage tolerant composite materials produced by stitching carbon fabrics[C]//Proceedings of International SAMPE Technical Conference. Springer, 1989.

[24] COX B N. Delamination and buckling in 3D composites[J]. Journal of Composite Materials, 1994,28(12):1114-1126.

[25] 赵克熙. 原苏联芳纶复合材料研究进展及其在固体发动机壳体上的应用[J]. 宇航材料工艺, 1995,25(5):45.

ZHAO Kexi. Development and application of kavlar composite in solid rocket engine[J]. Aerospace Materials & Technology, 1995,25(5):45.

[26] 郭亚林, 梁国正, 丘哲明, 等. 某固体发动机壳体外隔热涂层研究[J]. 宇航材料工艺, 2003,33(3):21-24.

GUO Yalin, LIANG Guozheng, QIU Zheming, et al. A study on external thermal insulation coating for SRM case[J]. Aerospace Materials & Technology, 2003,33(3):21-24.

[27] 王林德, 李金龙, 付佳. 酚醛涂料在细长径发动机上的应用探讨[J]. 弹箭与制导学报, 2004,24(4):56-59.

WANG Linde, LI Jinlong, FU Quan. Discussion on application of phenolic resin insulation layer in large L/D ratio rocket motors[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004,24(4):56-59.

[28] 左瑞霖, 李晨光, 王慧, 等. 环氧类韧性耐烧蚀隔热涂层的研制与表征[J]. 宇航材料工艺, 2011,41(2):72-75.

ZUO Ruilin, LI Chenguang, WANG Hui, et

al. Development and evaluation of epoxy-based tough ablation-resistant coating[J]. Aerospace Materials & Technology, 2011,41(2):72-75.

[29] 王晓宁. 低密度烧蚀材料与玻璃/酚醛蜂窝粘接性能研究[R]. 北京: 航天材料及工艺研究所, 1995.

WANG Xiaoning. Study for the adhesion of low density ablative material and honeycomb with fiberglass and phenolic resin[R]. Beijing: Aerospace Materials and Technology Research Institute, 1995.

[30] 张多太. 环氧隔热耐烧蚀涂料及酚醛树脂烧蚀现象[J]. 涂料工业, 1999(12):22-25.

ZHANG Duotai. Ablation phenomenon of epoxy and phenolic resin ablative coating[J]. Paint & Coatings Industry, 1999(12):22-25.

[31] 卢嘉德. 固体火箭发动机复合材料技术的进展及其应用前景[J]. 固体火箭技术, 2001(1):46-52.

LU Jiade. Development and application of composite in solid rocket engine[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001(1):46-52.

[32] 胡良全, 张炜, 卢嘉德. 纳米增强碳/酚醛材料的微观结构研究[C]. 第十二届全国复合材料学术会议, 天津, 2002.

HU Liangquan, ZHANG Wei, LU Jiade. Study of microstructure of carbon/phenolic resin strengthened by nanophase materials[C]. The 12th National Conference on Composite Materials, Tianjin, 2002.

[33] 王百亚, 王秀云, 张炜. 一种航天器用外热防护涂层材料研究[J]. 固体火箭技术, 2005,28(3):216-218.

WANG Baiya, WANG Xiuyun, ZHANG Wei. Study on external thermal protection coating mate rail for spacecraft[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(3):216-218.

[34] ZHENG T L, ZOU J C, YU B, et al. Study on low density and heat-resistant ablative coating[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005,18(4):372-377.

## Progress in External Ablation-Resistant Coating for Tactical Missile

LI Lin, ZHU Xiaofei, YANG Ke, HUANG Hongyong

(Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Huzhou 313000, China)

**[ABSTRACT]** This paper deals with the study of the external thermal insulation coating for tactical missile. The thermal insulation mechanism, the compositions and the recent progress at home and abroad are elucidated in detail and future developments of ablation-resistant coating are also highlighted.

**Keywords:** External thermal protection coating; Solid rocket motor; Tactical missile; Ablation-resistant (责编 李丹)