

综述·专论

未来航空发动机热障涂层材料及制备技术

郭双全, 冯云彪, 何勇, 付俊波

(成都航利(集团)实业有限公司, 成都 610041)

[摘要] 概述了未来航空发动机热障涂层最有前景的新材料、结构和制备工艺。新材料主要有改进型氧化钇稳定的氧化锆、 $A_2B_2O_7$ 型材料;新结构主要有双陶瓷层;新工艺主要为制备含垂直裂纹的热障涂层的改进大气等离子体喷涂、等离子喷涂-物理气相沉积、悬浮液等离子喷涂、电子束直接气相沉积。这些相互结合,必将促进高性能热障涂层的快速发展和应用,使其在未来航空发动机中发挥重要作用。

[关键词] 热障涂层;航空发动机;等离子体喷涂;电子束物理气相沉积

[中图分类号] TG174.44

[文献标识码] A

[文章编号] 1001-3660(2012)05-0119-05

Materials and Fabrication Technique of Thermal Barrier Coatings for Future Aeroengines

GUO Shuang-quan, FENG Yun-biao, HE Yong, FU Jun-bo

(Chengdu Holy (Group) Industrial Co., Ltd, Chengdu 610041, China)

[Abstract] New materials, structures and manufacture processes on thermal barrier coating for future aeroengines were reviewed. Improved yttria stabilization zirconias (YSZ), $A_2B_2O_7$ are the main new materials. The main new structure is double ceramic layer TBC. Main new processes include dense vertically cracked atmospheric plasma spraying, plasma spraying physical vapor deposition, solution precursor plasma spraying, electron beam directed vapor deposition. These will promote the rapid development of TBC and make it play a strong role in future aeroengines.

[Key words] thermal barrier coating; aeroengine; plasma spraying; electron beam physical vapor deposition

美国、欧洲以及我国的航空发动机推进计划中,均把热障涂层技术与高温结构材料、高效叶片冷却技术并列为高性能航空发动机高压涡轮叶片三大关键技术,热障涂层材料及其制备技术成为了未来航空发动机发展的关键技术之一^[1]。随着军用航空发动机的快速发展,涡轮发动机的推重比越来越高,涡轮前进口温度(Turbine Inlet Temperature, TIT)也越来越高。比如,国外新型军用航空发动机的 TIT 已达 1538~1871 °C,设计推重比为 15~20 的发动机的 TIT 将达到 2077 °C 以上^[2]。而目前广泛应用的氧化钇稳定的氧化锆 6%~8% Y_2O_3 - ZrO_2 (YSZ,文中未作说明的百分数均为质量分数)热障涂层使用温度低于 1200 °C,隔热效果最高只有 170 °C。为了满足未来先进航空发动机对热障涂层更苛刻的性能要求,各种关于热障涂层的新材料和新工艺得到了快速发展。笔者从热障涂

层材料研制、结构设计和制备技术三个方面,简述了航空发动机先进热障涂层的最新发展现状。

1 新型热障涂层材料

由于传统 YSZ 的使用温度在 1200 °C 以下,严重制约了热障涂层的应用,已经不能满足未来军用航空发动机的应用要求,发展新型的热障涂层材料是必然趋势^[3]。目前,新型热障涂层材料的研究热点主要有两个方向:一是改进型 YSZ,二是稀土锆酸盐类材料 $A_2B_2O_7$ ^[4]。

1.1 改进型 YSZ

改进型 YSZ,即在现有 YSZ 热障涂层材料中掺杂氧化物,通过多元改性、纳米技术和稳定相结构来提高 ZrO_2 类热障涂层的使用温度,目前较典型的有二元氧

[收稿日期] 2012-05-21; **[修回日期]** 2012-06-27

[作者简介] 郭双全(1981—),男,四川眉山人,博士,工程师,主要研究方向为热喷涂与焊接技术。

化物(如 $\text{ZrO}_2\text{-Dy}_2\text{O}_3$ [5])、三元氧化物(如 $\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3\text{-Nb}_2\text{O}_5$ [6])、四元氧化物(如 $\text{ZrO}_2\text{-Gd}_2\text{O}_3\text{-Yb}_2\text{O}_3\text{-Y}_2\text{O}_3$)。在众多改进型 YSZ 中, $\text{ZrO}_2\text{-Gd}_2\text{O}_3\text{-Yb}_2\text{O}_3\text{-Y}_2\text{O}_3$ 最为成熟, 它由美国国家航空和宇宙航行局(NASA)Zhu 和 Miller [7] 发明, 属于多元共掺杂的缺陷团簇系统热障涂层。缺陷团簇系统由 Y 和其他两种阳离子组成, 一种是小原子半径的阳离子(Yb 和 Sc), 另一种是大原子半径的阳离子(Sm, Nd 和 Gd), 两者的总掺杂量为 6%~15% 最佳。2011 年, 苏尔寿-美科公司与 NASA 联合开发了 Metco 206A—— $\text{ZrO}_2\text{-5\% Gd}_2\text{O}_3\text{-5\% Yb}_2\text{O}_3\text{-10\% Y}_2\text{O}_3$, Metco 206A 为立方结构, 不同于 YSZ 的亚稳定四方相结构, 热导率为 0.6~1.0 W/(m·K), 工作温度为 1300~1500 °C。

1.2 $\text{A}_2\text{B}_2\text{O}_7$ 型材料

稀土锆酸盐类材料 $\text{A}_2\text{B}_2\text{O}_7$ (A 代表 La, Nd, Sm, Gd, Dy, Er, Yb 等稀土元素, B 代表 Ce, Zr 等) 的晶体内部具有比 YSZ 更多的空位和更复杂的晶体结构, 且晶胞中含有大量稀土离子, 材料的导热系数更低, 同时使用温度更高。由于它的综合力学性能没有 YSZ 好, 所以掺杂也是研究的热点, 其中, A 位掺杂主要是提高它的热膨胀系数, B 位掺杂主要是降低它的热导率。在 $\text{A}_2\text{B}_2\text{O}_7$ 型材料中, 研究比较热门的有 $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, $\text{Sm}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ 和 $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7$ [8-9]。 $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ 中的掺杂主要有 CeO_2 掺杂 [10]、 Y_2O_3 掺杂 [11]、Dy 和 Ce 共掺杂 [12] 等。

2 双陶瓷层热障涂层

热障涂层的结构设计决定着使用性能, 近年来开发了功能梯度涂层、多层结构涂层等热障涂层 [13]。由于多层热障涂层制备复杂, 往往会在界面产生热应力集中, 因此, 一些学者发展了双陶瓷层(Double Ceramic Layer, DCL)热障涂层 [14]。该热障涂层只包含两层陶瓷层: 陶瓷面层具有热稳定性好、不发生相变、热导率低等特点; 陶瓷底层具有热膨胀系数大、断裂韧性高等特点。DCL 结构设计不仅综合了两种不同材料的优点, 而且克服了它们的缺点, 性能比传统的热障涂层有明显提高。在长期使用温度高于 1200 °C 的环境中, DCL 热障涂层被认为是最有前景的涂层之一 [15]。

目前研究的 DCL 热障涂层主要是稀土锆酸盐材料与传统的 8YSZ 相结合, 如 $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ /纳米结构 8YSZ, 纳米结构 $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ /8YSZ, $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ /8YSZ, $\text{ZrO}_2\text{-5\% Gd}_2\text{O}_3\text{-5\% Yb}_2\text{O}_3\text{-10\% Y}_2\text{O}_3$ /8YSZ, $\text{LaTi}_2\text{Al}_9\text{O}_{19}$ /YSZ [16]。典型 DCL 热障涂层的微观结构如图 1 所示 [3], 陶瓷面层和陶瓷底层之间的界面结

构完整。热循环试验表明 [17], DCL 热障涂层的性能明显优于单陶瓷层, 其失效主要是由粘结层的氧化、陶瓷层与粘结层的热膨胀失配引起的, 失效形式和单陶瓷层相似。

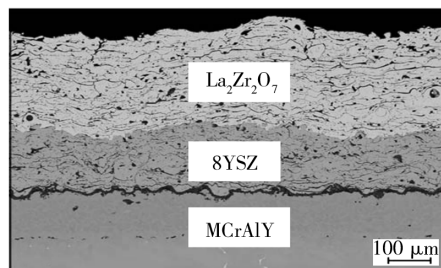


图 1 双陶瓷层结构

Fig. 1 Microstructure of double ceramic layer

3 热障涂层制备新工艺

在航空发动机和燃气轮机的实际工程应用中, 制备热障涂层目前采用最广泛的是大气等离子体喷涂 (Atmospheric Plasma Spraying, APS) 和电子束物理气相沉积 (Electron Beam-Physical Vapor Deposition, EB-PVD) 两种方法 [18-20]。图 2 为两种技术制备的热障涂层微观结构 [21], 从中可以看出 APS 和 EB-PVD 工艺各有缺点, APS 制备的热障涂层最大的缺点是横向损伤容限低, 而 EB-PVD 制备的热障涂层最大的缺点是热导率比较高。针对热障涂层材料需要更低热导率、更长寿命的要求, 目前的研究主要集中于对现有制备技术进行改进。

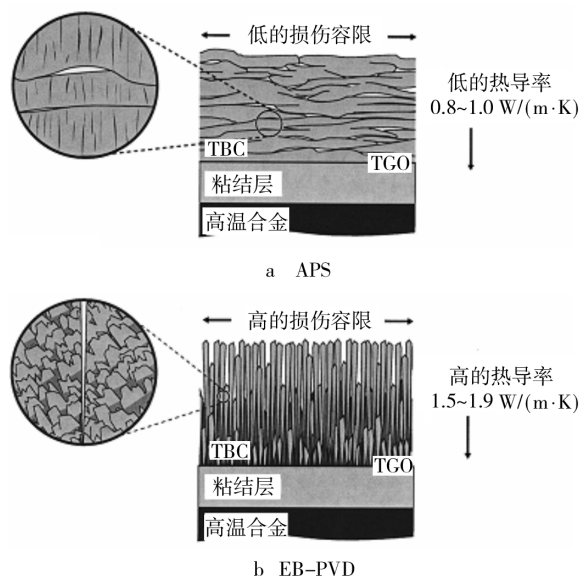


图 2 两种典型涂层

Fig. 2 Two typical coatings

3.1 改进 APS 技术

APS 制备的热障涂层具有层片状结构, 使得横向

应变损伤容限小。为了使 APS 制备的热障涂层具有低热导率的同时,兼有高的横向损伤容限,人们在原 APS 的基础上,改变喷涂功率和提高基体沉积温度,在致密的涂层中引入宏观的垂直裂纹,开发出了含有致密垂直裂纹(Dense Vertically Cracked, DVC)的热障涂层,如图 3 所示^[22]。有研究表明^[23],在较高温度下制备厚涂层,可以获得垂直于涂层表面方向的宏观裂纹,裂纹从涂层表面一直延伸到涂层中心以下,宏观裂纹密度约为 $1.6 \sim 2.4 \text{ mm}^{-1}$,该涂层的热循环寿命明显提高。郭洪波等研究表明^[24],宏观裂纹密度为 3.6 mm^{-1} 的热障涂层在 $1238 \text{ }^{\circ}\text{C}$ (表面温度)/ $938 \text{ }^{\circ}\text{C}$ (粘结层温度)条件下的热循环寿命超过 1500 周次,且没有出现宏观开裂现象。在国外,普莱克斯表面处理技术有限公司开发的具有 DVC 结构的“Zircoat”已经成功应用于航空发动机和地面燃气轮机^[23];在国内,除了郭洪波^[25]报道过 DVC 结构的涂层外,还没有关于此种涂层批量生产并用于航空发动机的公开报道。具有 DVC 结构的热障涂层被认为是最具开发前景的厚涂层技术之一。

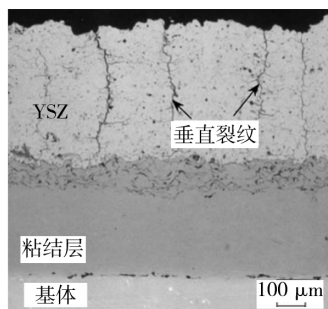


图 3 DVC 涂层的横截面形貌

Fig. 3 Cross-sectional SEM micrograph of DVC coating

低压等离子喷涂 (Low Pressure Plasma Spraying, LPPS) 制备的涂层是层状结构,为了获得柱状结构,苏尔寿-美科公司在 LPPS 的基础上开发出了等离子喷涂-物理气相沉积 (Plasma Spraying-Physical Vapor Deposition, PS-PVD)^[26]。该工艺与 LPPS 相比,喷涂功率增加,沉积腔室内的压力由原来的 5000 Pa 降为 100 Pa。其基本原理是,在极低气压的腔内气氛下,喷涂粉末在拉长的等离子体焰流的燃烧作用下完全气化,随后在等离子体气流的引导下,于工件表面进行物理气相沉积。PS-PVD 工艺制备的涡轮叶片,不仅具有柱状结构(如图 4 所示^[26]),而且由于有高压等离子体气流的引导,因此具有非视线范围的喷涂能力。在一次喷涂循环中,叶片和缘板能被均匀覆盖,包括两个叶片之间相互遮蔽的部分,而且冷却孔无堵塞物,所得热障涂层的热导率约为传统 EB-PVD 热障涂层的二分之一。PS-PVD 被苏尔寿-美科公司认为是最有前景的涂覆涡轮叶片热障涂层的制备技术之

一^[27]。

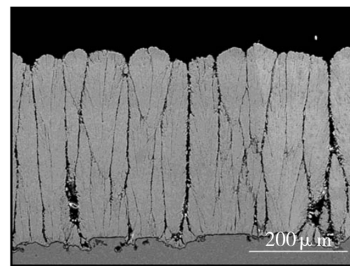


图 4 PS-PVD 制备的热障涂层横截面形貌

Fig. 4 Microstructure obtained by the PS-PVD process

纳米结构的热障涂层中存在着大量晶界,能够有效增加声子的散射,因此采用纳米结构陶瓷涂层成为降低热障涂层热导率的有效措施之一^[28]。前驱体悬浮液等离子喷涂 (Solution Precursor Plasma Spraying, SPPS) 不仅成本低,而且制备的热障涂层的热导率比常规 APS 制备的热障涂层低。SPPS 的示意图如图 5 所示^[29]。由于采用了亚微米级以下尺寸的涂层材料的盐溶液作为前驱体,因此在喷涂过程中能够产生均匀分散孔洞,没有粗大的片层结构,同时产生了垂直的微裂纹,如图 6 所示^[30]。热循环试验表明,SPPS 热障涂层的寿命是 APS 热障涂层的 2.5 倍^[7]。SPPS 被认为是制备纳米热障涂层最有效的方法之一^[31]。

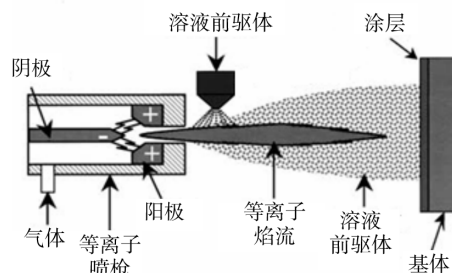


图 5 SPPS 工艺示意图

Fig. 5 Process of SPPS

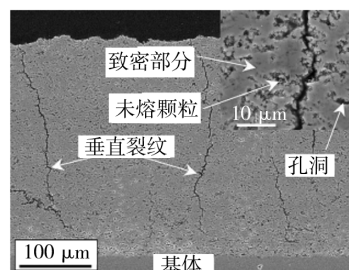


图 6 SPPS 制备的热障涂层形貌

Fig. 6 Microstructure of TBC by SPPS

3.2 改进型 EB-PVD

EB-PVD 技术已经成为制备航空发动机涡轮叶片热障涂层的重要技术之一。和 APS 热障涂层相比,EB-PVD 热障涂层的最大缺点是热导率比较高。通过改变入射角度和沉积时间,可以得到“Zig-Zag”结构,

如图7所示^[21],该结构的孔隙率达到85%,可使热导率急剧下降。但是该工艺的缺点是沉积速率极低,约 $0.2\sim 0.4\ \mu\text{m}/\text{min}$,比传统EB-PVD的沉积速率低约1个数量级。

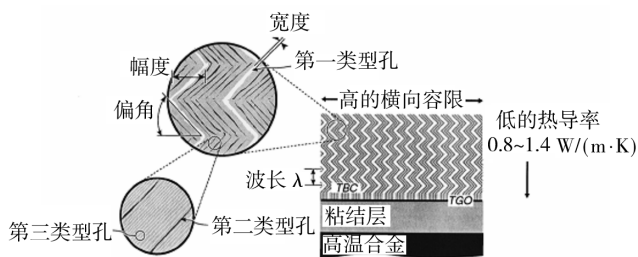


图7 “Zig-Zag”结构示意图

Fig. 7 Structure of “Zig-Zag”

针对EB-PVD热障涂层沉积效率低(约 $1\ \mu\text{m}/\text{min}$)、真空度要求高($<10^{-3}\ \text{Pa}$)的缺点,美国维吉尼亚大学Hass等^[32-33]在EB-PVD的基础上,首先开发出了电子束直接气相沉积(Electron Beam Directed Vapor Deposition, EB-DVD),其沉积速率 $>10\ \mu\text{m}/\text{min}$,压力为 $10\sim 100\ \text{Pa}$ 。EB-DVD的示意图如图8所示^[32]。它的基本原理是:热障材料在高功率电子枪的作用下被蒸发、气化,气化的材料在超音速载气原子的碰撞作用下高速沉积到基板上。改变基板的角度、基板沉积温度、腔室的压气、载气压力等工艺参数可以有效调节涂层的微观结构。最新研究表明,EB-DVD的另一个特点是制备的热障涂层性能更优越。Zhao等^[34]对比了由EB-PVD和EB-DVD制备的7YSZ热障涂层,热循环寿命试验表明,EB-热障涂层的热循环寿命明显更高。EB-DVD被认为是EB-PVD最好的替代技术之一。

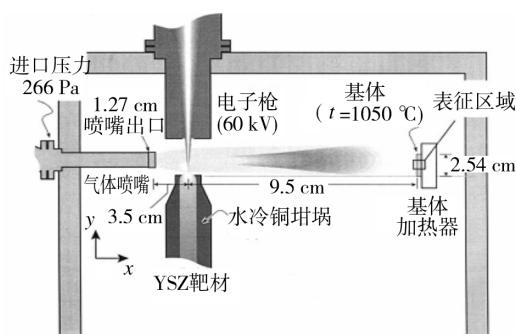


图8 EB-DVD的设备结构示意图

Fig. 8 Schematic figure of EB-DVD

4 展望

随着航空发动机的推重比越来越高,TIT也越来越高。目前工业化应用的热障涂层已经不能满足未来航空发动机发展的需求。新材料(如稀土锆酸盐)、新

型结构(如DCL)、新工艺(如DVC, SPPS, PS-PVD, EB-DVD)等相互结合,必将促进高性能热障涂层的快速发展和应用,使其在未来航空发动机中发挥重要的作用。

[参考文献]

- [1] MARKOCSAN N, NYLÉN P, WIGREN J, et al. Low Thermal Conductivity Coatings for Gas Turbine Applications [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2007, 16(4): 498—505.
- [2] 郭洪波, 宫声凯, 徐惠彬. 先进航空发动机热障涂层技术研究进展[J]. 中国材料进展, 2009, 28(9/10): 18—26.
- [3] VASSEN R, STUKE A, STÖER D. Recent Developments in the Field of Thermal Barrier Coatings [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2009, 18(2): 181—186.
- [4] 牟仁德, 陆峰, 何利民, 等. 热障涂层技术在航空发动机上的应用与发展[J]. 热喷涂技术, 2009, 1(1): 53—58.
- [5] CURRY N, MARKOCSAN N, LI X H, et al. Next Generation Thermal Barrier Coatings for the Gas Turbine Industry [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2011, 20(1/2): 108—115.
- [6] ALMEIDA D S, CAIRO C A A, SILVA C R M, et al. Thermal Barrier Coating by Electron Beam-Physical Vapor Deposition of Zirconia Co-doped with Yttria and Niobia [J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2010, 2(2): 195—202.
- [7] XU H B, GUO H B. Thermal Barrier Coating [M]. Cambridge: Woodhead Publishing, 2011.
- [8] ZHAO H B, LEVI C G, WADLEY H N G, et al. Vapor Deposited Samarium Zirconate Thermal Barrier Coatings [J]. Surface & Coatings Technology, 2009, 203: 3157—3167.
- [9] 王铀, 王亮. 新型稀土锆酸盐基热障涂层材料的研究进展[J]. 中国表面工程, 2009, 22(6): 8—18.
- [10] ZHOU H M, YI D Q, YU Z M, et al. Preparation and Thermophysical Properties of CeO_2 Doped $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ Ceramic for Thermal Barrier Coatings [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2007, 438: 217—221.
- [11] XU Z H, HE L M, MU R D, et al. Preparation and Characterization of $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ Coating with the Addition of Y_2O_3 by EB-PV [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2010, 492: 701—705.
- [12] 周宏明, 易丹青, 钟华. 稀土 Dy 和 Ce 共掺杂 $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ 新型热障涂层用陶瓷材料[J]. 无机材料学报, 2008, 23(3): 567—572.
- [13] 李民, 程玉贤. 航空发动机用高温防护涂层研究进展[J]. 中国表面工程, 2012, 25(1): 16—21.
- [14] 曹学强. 热障涂层材料 [M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [15] 王璟. 锆酸钬热障涂层材料研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.

- [16] XIE X Y, GUO H B, GONG S K. Thermal Cycling Behavior and Failure Mechanism of $\text{LaTi}_2\text{Al}_9\text{O}_{19}$ /YSZ Thermal Barrier Coatings Exposed to Gas Flame[J]. Surface & Coatings Technology, 2011, 205(17/18): 4291—4298.
- [17] XU Z H, HE L M, MU R D, et al. Double-ceramic-layer Thermal Barrier Coatings of $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ /YSZ Deposited by Electron Beam-Physical Vapor Deposition[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2009, 473: 509—515.
- [18] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal Barrier Coatings for Gas-turbine Engine Applications[J]. Science, 2002, 296(280): 280—284.
- [19] LIMARGA A M, VABEN R, CLARKE D R. Stress Distributions in Plasma-sprayed Thermal Barrier Coatings under Thermal Cycling in a Temperature Gradient[J]. Journal of Applied Mechanics, 2011, 78: 1—5.
- [20] STRANGMAN T, RAYBOULD D, JAMEEL A, et al. Damage Mechanisms, Life Prediction, and Development of EB-PVD Thermal Barrier Coatings for Turbine Airfoils[J]. Surface & Coatings Technology, 2007, 202: 658—664.
- [21] MADHWAL M, JORDAN E H, GELL M. Failure Mechanisms of Dense Vertically-cracked Thermal Barrier Coatings[J]. Materials Science and Engineering A, 2004, 384: 151—161.
- [22] HASS D D, SLIFKA A J, WADLEY H N G. Low Thermal Conductivity Vapor Deposited Zirconia Microstructures[J]. Acta Materialia, 2001, 49: 973—983.
- [23] FEUERSTEIN A, KNAPP J, TAYLOR T, et al. Technical and Economical Aspects of Current Thermal Barrier Coating Systems for Gas Turbine Engines by Thermal Spray and EB-PVD: a Review[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2008, 17(2): 199—213.
- [24] GUO H B, VABEN R, STÖVER D. Atmospheric Plasma Sprayed Thick Thermal Barrier Coatings with High Segmentation Crack Density[J]. Surface & Coatings Technology, 2004, 186: 353—363.
- [25] GUO H B, KURODA S, MURAKAMI H. Microstructures and Properties of Plasma Sprayed Segmented Thermal Barrier Coatings[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2006, 89(4): 1432—1439.
- [26] NIESSEN K, GINDRAT M, REFKE A. Vapor Phase Deposition Using Plasma Spray-PVD[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2010, 19(1/2): 502—509.
- [27] NIESSEN K, GINDRAT M. Plasma Spray-PVD: a New Thermal Spray Process to Deposit out of the Vapor Phase[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2011, 20(4): 736—743.
- [28] 张红松, 魏媛, 陈晓鸽. 等离子喷涂 ZrO_2 纳米热障涂层及热导率[J]. 河南工程学院学报, 2008, 20(1): 40—43.
- [29] XIE L D, MA X Q, JORDAN E H, et al. Deposition of Thermal Barrier Coatings Using the Solution Precursor Plasma Spray Process[J]. Journal of Materials Science, 2004, 39: 1639—1646.
- [30] XIE L D, MA X Q, JORDAN E H, et al. Identification of Coating Deposition Mechanisms in the Solution-Precursor Plasma-Spray Process Using Model Spray Experiments[J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 362: 204—212.
- [31] BRINLEY E, BABU K S, SEAL S. The Solution Precursor Plasma Spray Processing of Nanomaterials[J]. JOM, 2007: 54—59.
- [32] HASS D D, WADLEY H N G. Gas Jet Assisted Vapor Deposition of Yttria Stabilized Zirconia[J]. Journal of Vacuum Science & Technology A, 2009, 27(2): 404—414.
- [33] HASS D D. Thermal Barrier Coatings Via Directed Vapor Deposition[D]. Charlottesville: University of Virginia, 2001.
- [34] ZHAO H B, YU Z, WADLEY H N G. The Influence of Coating Compliance on the Delamination of Thermal Barrier Coatings[J]. Surface & Coatings Technology, 2010, 204: 2432—2441.

(上接第 98 页)

21.5 g/L 磷酸、0.9~1.1 g/L 钼酸铵及 3.0~3.2 g/L 成膜助剂组成的锌系磷化液中改性,适宜的 Ba^{2+} 质量浓度为 0.6 g/L。Q235 钢工件常温下浸渍 7 min 左右,可获得彩色钡改性锌系磷化膜。磷化后免水洗的彩色磷化膜微观形貌较好,主要由 Fe^{2+} 、 Zn^{2+} 及 Ba^{2+} 的磷酸盐组成,膜连续、致密,充满了 1~2 μm 大小的磷化膜晶体,膜较厚,耐蚀性较好,且喷涂铁红环氧底漆后附着力呈 1 级。

[参 考 文 献]

- [1] 黎成勇,余取民,刘琳琪. 清洁型铁系磷化膜的常温制备与表征[J]. 表面技术, 2010, 39(2): 67—69.
- [2] 李红玲,张圣麟,杨玉萍. 环保型磷化促进剂的研究进展[J]. 表面技术, 2010, 39(2): 87—89.
- [3] 余取民,刘琳琪,杨建. 钡盐改性清洁型常温锌锰系磷化液[J]. 腐蚀与防护, 2010, 31(9): 712—714.
- [4] 余取民,廖兴盛,黎成勇,等. 免水洗钡盐改性常温复合磷化液研究[J]. 材料保护, 2010, 43(11): 47—49.
- [5] 黄永平,余取民,李荣喜,等. 清洁型常温复合磷化液研究[J]. 湘潭大学自然科学学报, 2010, 32(1): 74—78.
- [6] 林碧兰,卢锦堂,孔纲. 几种改进磷化膜耐蚀性对比和自修复性初探[J]. 表面技术, 2010, 39(1): 37—40.
- [7] 许斌,刘春明,郝建军,等. 酸洗缓蚀剂对冷轧钢板磷化处理的影响[J]. 表面技术, 2010, 39(5): 48—50.
- [8] WJ 2607—2003,兵器产品表面化学处理与电化学氧化处理膜层通用规范[S].