航空发动机涡轮叶片热障涂层应用的关键技术和问题

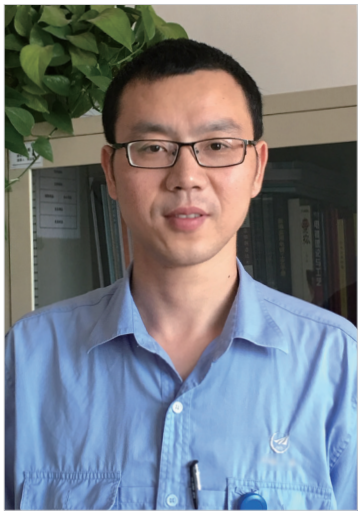
程玉贤，王　璐，袁福河

（中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司，沈阳 110043）

[摘要] 热障涂层是提高涡轮叶片可靠性和服役寿命的关键技术。从热障涂层的粘结层与涡轮叶片高温合金基体的匹配性、CMAS（一种基于 CaO、MgO、Al_2O_3 和 SiO_2 等多种氧化物构成的环境沉积物）形成及其对热障涂层的损伤和相应的防护、叶片热障涂层厚度分布的过程控制、热障涂层制备过程中气膜孔缩孔、热障涂层的在线无损检测及涂层返修以满足涡轮叶片全寿命周期需求等方面论述了航空发动机涡轮叶片热障涂层工程应用技术和需要解决的实际问题。

关键词：热障涂层；CMAS；气膜孔；无损检测；返修

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.15.028



程玉贤

博士，现为中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司高级工程师，研究方向为航空发动机功能涂层的工程化应用等，先后承担多项上级课题和公司级课题攻关，发表论文多篇，授权专利 5 项。

涡轮叶片是航空发动机核心零部件，它一直处于高温、高压、高速的燃气腐蚀工作环境中，承受着离心力、气动力、温度应力等循环交变载荷与动载荷作用，服役环境非常恶劣[1]。为了满足涡轮叶片长寿命和高可靠性需求，高性能航空发动机涡轮叶片表面无一例外地施加热障涂层[2-5]。热障涂层一般由抗氧化腐蚀性能良好的金属粘结底层和导热系数较低的陶瓷面层组成，具有降低叶片表面温度、提高叶片抗高温氧化腐蚀能力、延长服役寿命、降低发动机油耗等优点，是与先进高温结构材料技术、高效冷却技术并重的涡轮叶片 3 大关键技术之一[6-8]。

热障涂层的制备可以通过多种途径实现。但从热障涂层技术的发展历史及其应用来看，涂层的制备技术以大气等离子喷涂（APS）和电子束物理气相沉积（EB-PVD）两种为主[3]。不同方法制备的热障涂层具有不同的微观组织结构和性能特点。APS 工艺制备的热障涂层呈典型的片层状结构，热导率较低，隔热效果好，但其表面粗糙度高，喷涂过程中容易导致叶身气膜孔堵塞，涂层抗冲蚀性能差，应变容限低。EB-PVD 工艺制备的热障涂层呈典型的柱状晶结构，具有较高的应变容限和抗冲蚀性能。国外热障涂层工程化应用研究单位主要有德国 ALD 公司，乌克兰巴顿焊接研究所国际电子束技术中心（ICEBT），俄罗斯彼尔姆发动机厂（Perm Engine），美国 Praxair、Chromalloy、Pratt & Whitney Aircraft、General Electric Aircraft Engine 公司，瑞士 Oerliken Metco 公司和法国 Ceramic Coating Center 公司（Snecma 和 MTU 合资公司）。表 1 列举了 GE 和 PW 公司热障涂层应用的典型案例[9]。

从表 1 可以看出，不同航空发动机厂家选择的涂层材料、制备工艺有

所不同。涡轮叶片结构复杂，工作环境恶劣，本文尝试从金属粘结层和高温合金基体的匹配性、陶瓷面层和环境的匹配性、制备过程工艺性，以及服役过程中涂层出现剥落问题后如何返修以满足涡轮叶片全寿命周期需求等方面阐述航空发动机涡轮叶片热障涂层应用进展。

金属粘结层和高温合金基体的匹配性

金属粘结层作为陶瓷面层和高温合金基体之间的过渡层，其作用主要有两个：一是降低陶瓷面层和高温合金基体之间由于热膨胀系数不匹配所引起的热应力；二是提高整个热障涂层体系的抗氧化腐蚀性能（YSZ 陶瓷面层是氧离子导体，且多为多孔或柱状晶结构，这些结构会成为腐蚀介质的快速扩散通道，加剧高温合金基体的腐蚀）。粘结层的成分设计对热循环过程中氧化物的生长速度、成分、与基体的结合力等有决定性的作用，并且粘结层材料应能与高温合金基体形成良好的界面扩散阻力，以避免在服役过程中出现基体和粘结层性能的退化。

目前较为常用的粘结层有 MCrAlY（M 为 Ni、Co 或 Ni+Co）涂层和（Ni，Pt）Al 涂层。（Ni，Pt）Al 涂层表面形成的氧化物较为平整，界面结合力好，但涂层成分受基体化学成分和微观结构限制，成分不容易按照要求控制，涂层对基体合金的力学性能影响较大。MCrAlY 涂层作为可控组分涂层，可以通过调控涂层成分实现抗氧化型和抗热腐蚀型，从而满足不同的工作环境和不同基体合金的需要。

随着涡轮前燃气温度的提高，单晶高温合金中 C 含量的减少和 Re 含量的增加，合金基体和涂层之间的互扩散问题越来越严重，如图 1[10] 所示。为了提高涂层体系的界面稳定性，国内外发展了高温合金纳米晶涂层 [11–15]、扩散障涂层 [16–18] 和相平衡涂层 [19–22]，在保持良好抗高温氧化腐蚀性能的同时，有效地解决了涂层 / 合金基体界面互扩散的问题。

陶瓷面层和环境的匹配性

近年来，随着涡轮前燃气温度的不断提升，CMAS 附着在热障涂层表面，并在高温环境下熔融、渗入涂层内部，成为影响先进航空发动机热障涂层寿命的关键因素 [23–25]。

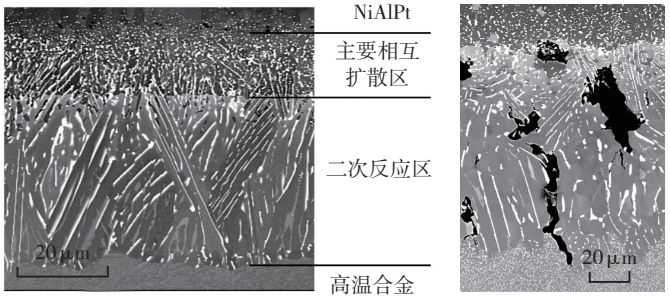
CMAS 是由于大气中的灰尘、砂石、火山灰及飞机跑道磨屑等颗粒被吸入航空发动机高温燃气流道内（如燃烧室、涡轮叶片等零部件），在发动机循环的峰值温度（如起飞或降落）时，这些物质形成玻璃态熔融沉积物。CMAS 熔体与涂层材料润湿性能良好，它会沿陶瓷层的微裂纹、孔洞等逐渐渗入涂层内部，填充陶瓷层中的空隙，降低陶瓷层的断裂韧性，并且诱发循环氧化过程中的裂纹萌生。尤其是对于电子束物理气相沉积制备的热障涂层，由于 CMAS 的渗入，破坏了热障涂层原有的柱状晶结构，降低了涂层的应变容限。

一般认为，CMAS 的熔点（T_M^{CMAS}）在 1240℃左右，其他氧化物如 TiO_2 等会使熔点有所变化。当热障涂层表面超过 CMAS 的熔点 T_M^{CMAS} 时，由于 CMAS 的良好浸润性能，它迅速渗透到热障涂层中 $T_{TBCs}= T_M^{CMAS}$ 处。渗透深度取决于发动机工作时涂层内的温度梯度及熔体的粘度。当温度突然下降时，热障涂层内部的 CMAS 迅速凝固，降低了热障涂层的应变容限，从而导致涂层发生剥落。对于涡轮叶片热障涂层来说，CMAS 的侵入会导致气膜孔的堵塞和热障涂层内部产生裂纹，最终导致热障涂层的剥落和叶片的烧蚀现象，如图 2 所示。

国内外针对 CMAS 的防护进行了大量的研究 [26–29]，主要有以下几个方面：一是阻止 CMAS 熔化后的渗入（在表层的粘附往往有渗透的现象，可以形成致密层，阻止 CMAS 的渗入）；二是阻止渗入后引起的氧化锆晶型转变（一些促进形核的物质，或者使 CMAS 产生结晶，如产生氧化铝晶体和尖晶石相，不再渗透等）；三是阻止在陶瓷层的上部（渗入区域）产生压缩、致密层效果（极易产

表1　涡轮叶片热障涂层应用情况

金属粘结层	陶瓷层	GE 应用案例	PW 应用案例
VPS MCrAlY	APS TBC	CF6–50 二级导向叶片	V2500 一级导向叶片
APS MCrAlY（+ 渗铝）	APS TBC	CF6–80 二级导向叶片	没有应用
铝化物	EB–PVD TBC	CFM56–7 一级导向叶片	没有应用
PtAl	EB–PVD TBC	CF6–80 一级工作叶片	没有应用
EB–PVD MCrAlY	EB–PVD TBC	没有应用	PW 2000 一级工作叶片



（a）扩散区微观结构　　（b）二次反应区

图1　NiPtAl涂层/MC544合金在1050℃经199h时效后，在二次反应区发生开裂失效

Fig.1　Cracking failure in a secondary reaction zone in NiPtAl coating/MC544 alloy following an aging treatment at 1050℃ for 199 hours

生很大的应力和热不匹配，是引起失效剥落的主要因素之一）等。美国 Pratt & Whitney Aircraft 公司通过对比传统 YSZ 热障涂层与新型 PWA 36309$Gd_xZr_{1-x}O_{2-x/2}$ 热障涂层在 X47 的试车结果表明，新型 $Gd_xZr_{1-x}O_{2-x/2}$ 热障涂层具有良好的抗 CMAS 腐蚀性能[29]（见图 3）。

热障涂层制备过程工艺性

1 涂层厚度分布

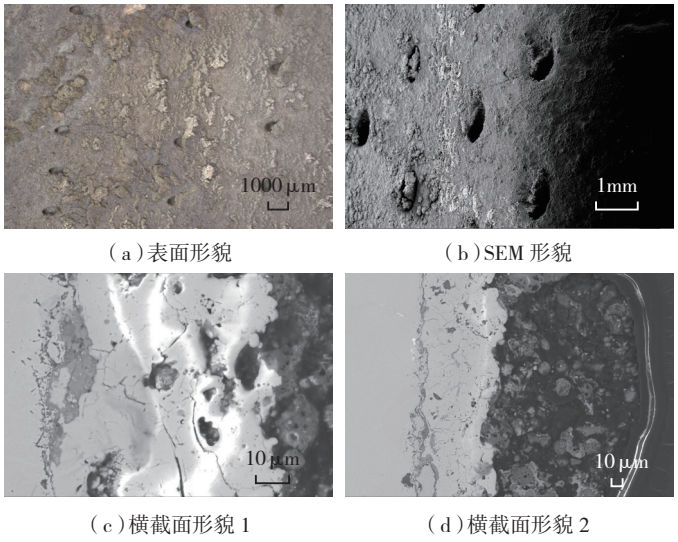
涂层厚度分布与涡轮叶片的服役工况息息相关。考虑到涡轮叶片气动性能、内外部换热及强度等因素，某些涡轮叶片表面需局部涂敷热障涂层（见图 4），需设计制造专用的局部涂敷夹具。对于某些叶片其表面需全部涂敷热障涂层，需采用公转结合自转及专用涂敷夹具（见图 5）以实现涂层厚度的相对均匀分布。

APS 和 EB-PVD 工艺具有直线效应，对于多联体叶片来说，涂层厚度均匀性无法保证。为了克服这个缺点，人们开发了 PS-PVD 技术，如图 6[30] 所示。PS-PVD 工作压力为 50~200Pa，等离子焰流长度大于 2m，直径增加到 200~400mm。等离子射流区域的延长使得射流横截面处颗粒浓度以及温度分布相同，从而有利于喷涂离子的加速和加热，提高喷涂离子的润湿程度，最终实现在几何形状复杂的工件表面获得均匀涂层，兼具 EB-PVD 和 APS 工艺的优点。

2 气膜孔缩孔

涡轮叶片涂敷热障涂层过程中，涂层不可避免地沉积在气膜孔内表面，导致气膜孔孔径减小，如图 7 所示。由于气膜孔孔径大小（横截面积）直接决定了冷却介质的流通量，影响涡轮叶片气膜冷却降温效果。统计气膜孔缩孔规律，通过放大气膜孔孔径方法会影响气膜孔形状和尺寸，可能会影响气流方向，进而影响气膜冷却效果。

采用预先放大气膜孔孔径以弥补热障涂层导致的气冷涡轮叶片气膜孔缩孔问题，但是该法需统计涂敷热障涂层前后气膜孔孔径变化规律，且不同排气膜孔的缩孔规律也不一致、不同生产厂家的涂敷工艺也会带来缩孔值的差异。虽可强行统一标准，但需要严格控制涂层厚度，这对涂敷涂层工艺保证涂层厚度难度很大，可控性差。同时，对电火花打孔的精度要求也相应提高，即缩小了公差值，对电火花打孔加工过程的控制要求更严格，工序上易出现超差件。



（a）表面形貌　（b）SEM 形貌

（c）横截面形貌 1　（d）横截面形貌 2

图2 涡轮叶片热障涂层表面CMAS沉积形貌

Fig.2 Surface and cross-sectional morphologies of CMAS deposited on the thermal barrier coating of an turbine blade

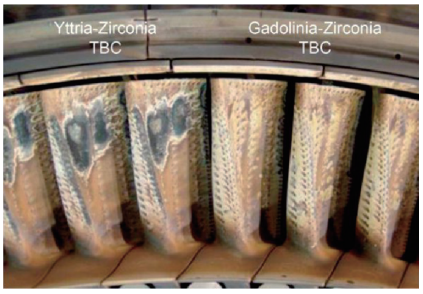


图3 传统YSZ热障涂层与$Gd_xZr_{1-x}O_{2-x/2}$热障涂层试车后对比

Fig.3 Comparison between the traditional YSZ and a $Gd_xZr_{1-x}O_{2-x/2}$ thermal barrier coating following a test run

图4 局部热障涂层导向叶片宏观形貌

Fig.4 Local macroscopic morphology of a vane component deposited with a thermal barrier coating

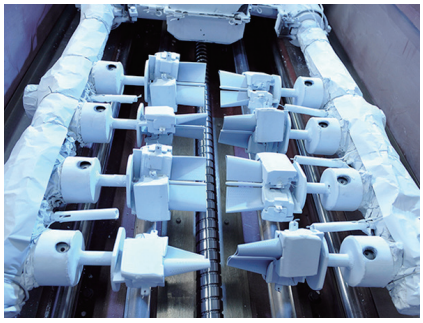


图5 专用涂敷夹具

Fig.5 Customized masking fixtures

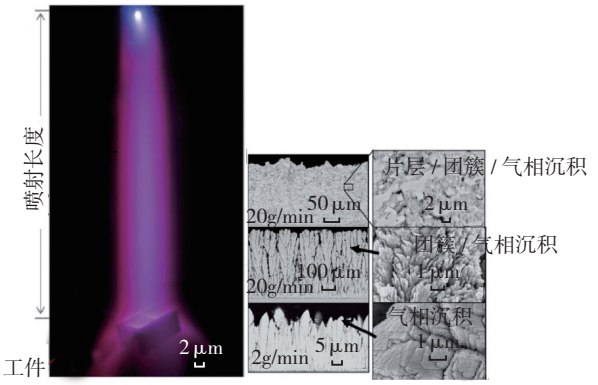
同时，还需要研究涂层厚度、气膜孔位置及原始气膜孔孔径大小对缩孔规律的影响，探讨其工艺可行性，放大后的气膜孔形状和尺寸对气流方向和冷却效果影响亦需要进一步验证。

采用先涂敷热障涂层后激光加工方法有望解决热障涂层缩孔问题[31]。英国温伯乐公司（Winbro）采用激光打孔技术对不同涂敷厚度的热障涂层进行不同角度激光打孔试验。通过优化激光打孔和涂层涂覆工艺参数可以避免陶瓷面层分层和粘结层/高温合金基体界面裂纹的产生。图8为打孔后的热障涂层表面和截面形貌照片。该工艺采用的GUI控制软件可以让每个脉冲具有不同的激光参数。在陶瓷面层打孔时使用正确的峰值功率/脉冲能量组合以降低激光束能量对界面的热损伤，当打到基体时应采用足够高的峰值功率，以便在很短的时间内完成打孔，减少气膜孔孔内重熔层的产生。据了解，Winbro公司对燃烧室涂层（基体2mm厚，涂层0.35mm厚）进行20°、0.52mm直径气膜孔加工时，重熔层平均厚度为20μm；对涡轮叶片涂层（基体3mm厚，涂层0.65mm厚）进行30°、0.65mm直径气膜孔加工时，重熔层平均厚度为29μm。

采用表面涂敷有金刚石耐磨涂层的打磨针对涂敷完热障涂层的气膜孔内表面打磨，可以有效去除气膜孔内的多余热障涂层。图9为在满足设计气膜孔孔径大小的涡轮导向叶片表面采用大气等离子技术涂敷热障涂层后，再采用表面涂敷有金刚石耐磨涂层的打磨针对气膜孔内表面进行后续加工及未打磨气膜孔宏观照片。从图9可以看出，涂敷热障涂层后，叶片表面的气膜孔基本被封闭堵死。打磨针打磨后，气膜孔内多余涂层被去除。通过实际操作发现该加工方法简单，操作灵活。

3 热障涂层性能检测

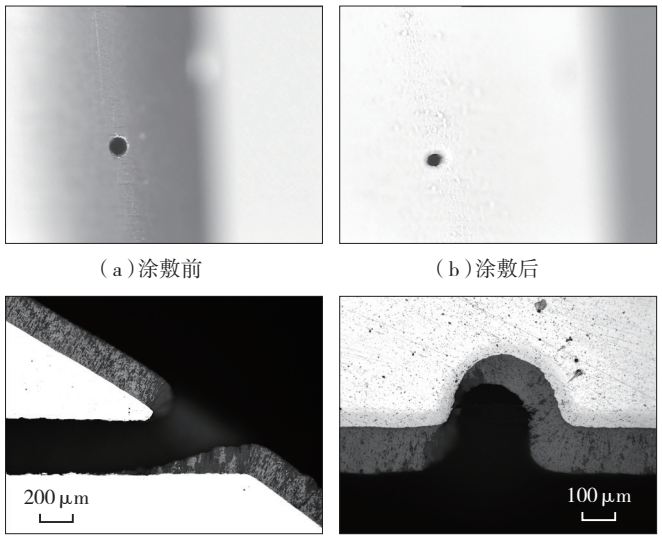
为了提高热障涂层的寿命预测精度，国外在热障涂层无损检测（NDE）方面开展了大量的研究。在美国能源部领导下，GE、Siemens和



（a）PS-PVD涂敷过程　（b）以不同的沉积速率获得的PS-PVD微结构从片层/团簇/气相沉积到气相沉积的扫描电镜

图6 PS-PVD热障涂层典型过程及涂层截面形貌

Fig.6 Typical PS-PVD thermal barrier coating process and cross-section morphologies of the coating

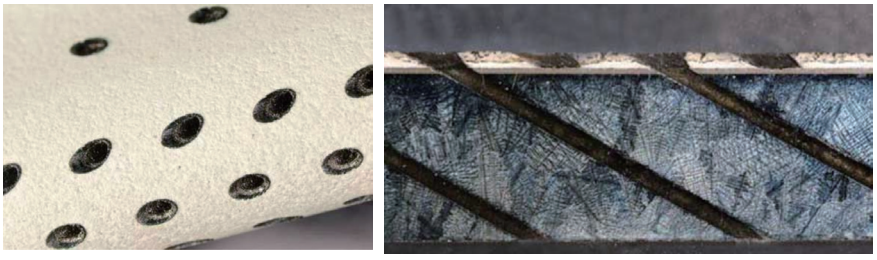


（a）涂敷前　（b）涂敷后

（c）涂敷后截面形貌1　（d）涂敷后截面形貌2

图7 涂敷涂层前后气膜孔孔径形貌

Fig.7 Morphologies of film cooling holes before and after the thermal barrier coating deposition



（a）表面形貌　（b）截面形貌

图8 Winbro公司热障涂层试样激光打孔后的表面和截面形貌

Fig.8 Surface and cross-section morphologies of thermal barrier coating specimens laser drilled at Winbro company

P&W 等多家单位联合开展了 DOE-NETL 研究计划，研究重点之一是热障涂层无损检测研究。Siemens 公司采用红外热成像技术（IR）在线监测涂层在服役过程中裂纹的产生、扩展和涂层剥落，同时利用监测数据的反馈，建立了涂层剩余寿命预测模型。目前，该技术已经应用于地面燃气轮机用长寿命高可靠性热障涂层的在线监测 [32]，如图 10 所示。

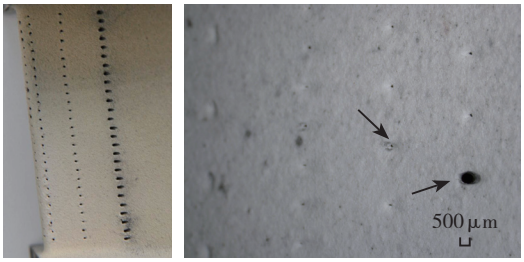
热障涂层返修

热障涂层涂覆过程中不可避免地产生局部剥落、翘起等缺陷，无法满足设计要求，需除去原有涂层进行重新涂覆。此外，涡轮叶片热障涂层服役环境恶劣，在高温高速燃气、高应力、高腐蚀性、交变载荷、冷热循环冲击等作用下很容易产生剥落现象，导致涂层失效。作为航空发动机的关键部件，涡轮叶片结构复杂、采用精密铸造技术、制造周期长、工艺复杂困难、零件合格率低。采用更换新件的方法对发动机进行维修势必造成成本过高，加大现场批产零件的生产压力。若对涂层失效的叶片进行涂层去除后重新涂敷涂层，从而使其能够再次使用，可以缩短生产周期和降低制造成本，技术附加值极大。因此，发动机叶片热障涂层修理是一项重要维修技术，应用前景广、附加值高 [33]。

目前热障涂层陶瓷面层的去除方法主要有干吹砂法、熔融碱法和高压水法。干吹砂法去除涂层厚度不易控制，造成涡轮叶片壁厚不足，且容易对高温合金基体和金属粘结底层造成损伤。熔融碱法利用热障涂层在涂覆制备及服役过程中金属粘结底层和 YSZ 陶瓷面层界面所形成的热氧化生长层（$\alpha-Al_2O_3$）与熔融 KOH 碱液发生反应：$2KOH+Al_2O_3=2KAlO_2+H_2O$，使得 YSZ 陶瓷面层松动，再通过湿吹砂后处理工艺，即可达到去除涡轮叶片表面热障涂层的目的 [34]，如图 11 所示。

高压水法采用压力高达 400MPa 的纯水（去离子水，杂质颗粒小于 1μm）通过旋转喷枪喷射到零件表面，通过类似于铣削的“软铣削”方法去除零部件表面涂层的方法，如图 12 所示。

对于金属粘结底层主要采用化



（a）气膜孔　（b）未打磨处理

（c）打磨处理

图9　打磨处理和未打磨处理气膜孔内热障涂层宏观照片

Fig.9　Photos of the as-deposited and drilled thermal barrier coating filled in the film cooling holes

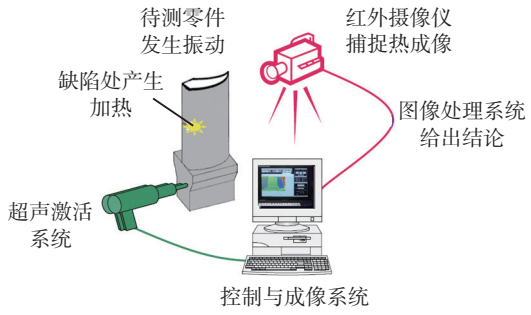


图10　西门子SIMAT热成像示意图

Fig.10　SIMAT thermal imaging schematic developed at Siemens

（a）设备　（b）熔融碱法去除热障涂层后的涡轮叶片

图11　熔融碱法去除热障涂层设备宏观照片

Fig.11　Thermal barrier coating removal using melted caustic alkali

学法和高能粒子轰击法去除。涂层的去除程度可以通过热着色方法判断。先用 120~250 目刚玉砂以较小的压力沿叶型方向进行叶片表面吹砂，然后将清洁的叶片置入空气循环炉内加热到 510~590 ℃保温 1h，空冷，目视检验叶片吹砂区域颜色。蓝色表示涂层已完全去除，稻草色或金黄色表示涂层未完全去除，如图 13 所示。

结论

作为航空发动机涡轮叶片的保护层，热障涂层的应用可以显著提升涡轮叶片的可靠性和服役寿命。热障涂层是迄今为止最复杂的涂层体系之一，设计时应将高温合金基体、金属粘结底层、陶瓷面层及零件结构特点和服役工况作为一个整体来考虑，选择合适的涂层材料和涂层工艺，以提高界面匹配性和环境适应性，提升热障涂层综合性能。此外，还需要加强对抗 CMAS 损伤热障涂层技术、热障涂层去除技术、无损检测技术和新型涂层制备关键技术的研究，为航空发动机的安全可靠远行保驾护航。

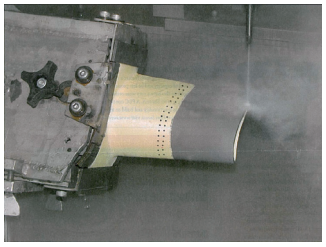
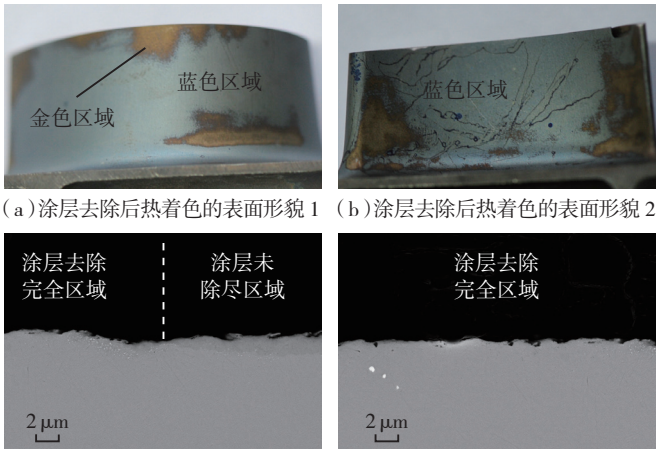


图12 高压水法去除热障涂层设备宏观照片

Fig.12 Facilities for thermal barrier coating removal using a high pressure water-jet



(a)涂层去除后热着色的表面形貌 1 (b)涂层去除后热着色的表面形貌 2

(c)涂层去除后热着色的截面形貌 1 (d)涂层去除后热着色的截面形貌 2

图13 热着色方法判断涂层去除程度

Fig.13 Inspection of coating removal using a hot tinting method

参 考 文 献

[1] 刘大响，陈光．航空发动机：飞机的心脏 [M]. 北京：航空工业出版社，2003.

LIU Daxiang, CHEN Guang. Aero-engine: the heart of an aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003.

[2] MILLER R A. Thermal barrier coatings for aircraft engines: history and directions [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1997, 6(1): 35-42.

[3] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications[J]. Science, 2002, 296(5566): 280-284.

[4] GLEESON B. Thermal barrier coatings for aeroengine applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 375-383.

[5] GOWARD G W. Progress in coatings for gas turbine airfoils[J]. Surface and Coatings Technology, 1998, 109(1-3): 73-79.

[6] 徐惠彬，宫声凯，陶冶，等．电子束物理气相沉积热障涂层的研究 [J]. 航空制造工程，1995(11): 23-25.

XU Huibin, GONG Shengkai, TAO Ye, et al. Researches on the EB-PVD thermal barrier coating[J]. Aeronautical Manufacturing Engineering, 1995(11): 23-25.

[7] 郭洪波，徐惠彬，宫声凯，等．ED-PVD 梯度热障涂层的热循环失效机制 [J]. 金属学报，2001, 37(2): 151-155.

GUO Hongbo, XU Huibin, GONG Shengkai, et al. Failure mechanism of gradient thermal barrier coating subjected to thermal cycling[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2001, 37(2): 151-155.

[8] 宫声凯，邓亮，徐惠彬．陶瓷热障涂层制备技术及发展趋势 [J]. 材料导报，1999, 13(6): 31-34.

GONG Shengkai, DENG Liang, XU Huibin. Recent development in preparation techniques of thermal barrier coatings[J]. Materials Review, 1999, 13(6): 31-34.

[9] STOLLE R. Conventional and advanced coatings for turbine airfoils, MTU Aero Engines[EB/OL].[2017-05-06]. http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/development/Stolle_Conventional_and_advanced_coatings.pdf.

[10] LAVIGNE O, RAMUSAT C, DRAWIN S, et al. Relationships between microstructural instabilities and mechanical behaviour in new generation nickel-based single crystal superalloys[EB/OL]. [2017-05-06]. http://www.tms.org/superalloys/10.7449/2004/Superalloys_2004_667_675.pdf.

[11] LOU H, WANG F, XIA B, et al. High temperature oxidation resistance of sputtered micro-grain superalloy K38G[J]. Oxidation of Metals, 1992, 38: 299-307.

[12] WANG F H. The effect of nanocrystallization on the selective oxidation and adhesion of Al_2O_3 scales[J]. Oxidation of Metals, 1997, 48: 215-224.

[13] WANG F H, YOUNG D J. Effect of nanocrystallization on the corrosion resistance of K38G superalloy in CO + CO_2 atmospheres[J]. Oxidation of Metals, 1997, 48: 497-509.

[14] NARITA T, THOSIN K Z, LANG F Q, et al. Development of Re-based diffusion barrier coatings on nickel based superalloys[J]. Materials and Corrosion, 2005, 56: 923-929.

[15] NARITA T, LANG F Q, THOSIN K Z,

et al. Oxidation behavior of nickel-base single-crystal superalloy with rhenium-base diffusion barrier coating system at 1423K in air[J]. Oxidation of Metals, 2007, 68: 343-363.

[16] KNOTEK O, LOFFLER F, BEELE W. Diffusion barrier design against rapid interdiffusion of MCrAlY and Ni-base material[J]. Surface and Coatings Technology, 1993, 61: 6-13.

[17] CREMER R, WITTHAUT M, REICHERT K, et al. Thermal stability of Al-O-N PVD diffusion barriers[J]. Surface and Coatings Technology , 1998, 108-109: 48-58.

[18] ERITT U, VON H G, LUGSCHEIDER E, et al. Investigations on the deposition and the efficiency of a multilayer high temperature coating system for gas turbine blades[J]. Materials and Corrosion, 2002, 33: 45-51.

[19] SATO A, HARADA H, KAWAGISHI K. Development of new bond coat "EQ coating" system[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2006, 37A: 789-791.

[20] KAWAGISHI K, SATO A, MATSUMOTO K, et al. Development of EQ coating for new TBC system in Ni based superalloys[J]. Energy Materials: Materials Science and Engineering for Energy Systems, 2006, 1(4):213-217.

[21] GLEESON B, WANG W, HAYASHI S, et al. Effects of platinum on the interdiffusion and oxidation behavior of Ni-Al-based alloys[J]. Materials Science Forum, 2004, 461-464: 213-222.

[22] HAYASHI S, WANG W, SORDELET D J, et al. Interdiffusion behavior of Pt-modified γ -Ni+ γ '-Ni_3Al alloys coupled to Ni-Al-based alloys[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2005, 36(7): 1769-1775.

[23] BOROM M P, JOHNSON C A, PELUSO L. A role of environmental deposits and operating surface temperature in spallation of air plasma sprayed thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 1996, 86-87(1-3): 116-126.

[24] KRAMER S, YANG J, LEVI C G, et al. Thermochemical interaction of thermal barrier coatings with molten $CaO-MgO-Al_2O_3-SiO_2$[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2006, 89(10): 3167-3175.

[25] MERCER C, FAULHABER S, EVANS A G, et al. A delamination mechanism for the thermal barrier coatings subject to CMAS infiltration[J]. Acta Materialia, 2005, 53(4): 1029-1039.

[26] DREXLER J M, GLEDHILL A D, SHINODA K, et al. Jet engine coatings for resisting volcanic ash damage[J]. Advanced Materials, 2011, 23(21): 2419-2424.

[27] GLEDHILL A D, REDDY K M, DREXLER J M, et al. Mitigation of damage from molten fly ash to air-plasma-sprayed thermal barrier coatings[J]. Materials Science and Engineering: A, 2011, 528(24): 7214-7221.

[28] DREXLER J M, CHEN C H, GLEDHILL A D, et al. Plasma sprayed gadolinium zirconate thermal barrier coatings that are resistant to damage by molten Ca-Mg-Al-Silicate glass[J]. Surface and Coatings Technology, 2012, 206(19-20): 3911-3916.

[29] LEVI C G, HUTCHINSON J W, JOHNSON C A. Environmental degradation of thermal-barrier coatings by molten deposits[J]. MRS Bulletin, 2012, 37(10): 932-941.

[30] 郭洪波 , 魏亮亮 , 张宝鹏 . 等离子物理气相沉积热障涂层研究 [J]. 航空制造技术 , 2015(22): 26-31.

GUO Hongbo, WEI Liangliang, ZHANG Baopeng. Study on plasma spray-physical vapor deposition thermal barrier coatings[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015 (22): 26-31.

[31] HUDSON R, BAXTER R. Laser drilling aids cool running for gas turbines[EB/OL]. [2011-01-01]. http://www.industrial-lasers.com/articles/print/volume-26/issue-1/features/laser-drilling-aids-cool-running-for-gas-turbines.html.

[32] UMARA M Z, VAVILOVB V, ABDULLAHA H. et al. Ultrasonic infrared thermography in non-destructive testing: a review [J]. Russian Journal of Nondestructive Testing, 2016, 52(4): 212-219.

[33] 冯强 , 童锦艳 , 郑运荣 , 等 . 燃气涡轮叶片的服役损伤与修复 [J]. 中国材料进展 , 2012, 31(12): 21-34.

FENG Qiang, TONG Jinyan, ZHENG Yunrong. Service induced degradation and rejuvenation of gas turbine blades[J]. Materials China, 2012, 31(12): 21-34.

[34] WARNES B M, SCHILBE J E. Molten metal hydroxide removal of thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 2001, 146-147: 147-151.

通讯作者：程玉贤，E-mail: leo100223@163.com。

Key Technologies and Problems of Thermal Barrier Coating Application on Aeroengine Turbine Vane and Blade

CHENG Yuxian, WANG Lu, YUAN Fuhe

(AECC Shenyang Liming Aero-Engine Corporation Ltd., Shenyang 110043, China)

[ABSTRACT] The thermal barrier coating system is one of key technologies to improve reliability and service life of turbine vane and blade. Compatibility between the superalloy substrate and bond coat, damage of the TBCs subjected to CMAS deposit and methods to improve its resistance to CMAS, process control of thickness distribution over the turbine vane and blade, reduction in diameters of the cooling holes, in-situ nondestructive test of TBCs quality and refurbishment of worn TBCs are described with respect to engineering application technologies and problems to be solved for the TBCs on turbine vane and blade.

Keywords: Thermal barrier coating; CMAS; Film cooling hole; Nondestructive test; Refurbishment

（责编　玲犀）