

航机 CMC 热端部件用热喷涂涂层的机遇与挑战

陶顺衍¹, 杨加胜¹, 邵芳¹, 吴应辰^{1,2},
赵华玉¹, 董绍明³, 张翔宇³, 熊瑛⁴

(1. 中国科学院 上海硅酸盐研究所, 中国科学院特种无机涂层重点实验室, 上海 201899; 2. 中国科学院大学, 北京 100049; 3. 中国科学院 上海硅酸盐研究所, 高性能陶瓷与超微结构国家重点实验室, 上海 200050; 4. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043)

摘要: 随着航空发动机涡轮前燃气入口温度的不断攀升, 陶瓷基复合材料(Ceramic Matrix Composite, CMC)以其轻质、高强、抗氧化、对裂纹不敏感、耐高温性能优异等特点, 成为新一代航空发动机高温部件的首选基体材料。但 CMC 存在抗高温水氧侵蚀性能不足等问题, 发动机 CMC 热端部件用热喷涂涂层成为亟待解决的技术瓶颈。本文结合国外航空发动机热端部件选材方案的更迭及工程应用实例, 分析了发动机热端部件采用高温合金+气膜冷却+热障涂层方案的技术局限性, 明确了 CMC+适量气膜冷却+环境障涂层方案的技术优势; 综述了 CMC 用热与环境障涂层(Thermal and Environmental Barrier Coatings, TEBCs)和环境障可磨耗封严涂层(Environmental Barrier Coatings-Abradable Sealing Coatings, EBCs-ASCs)的研究进展、应用情况以及近些年国内外学者的研究成果; 辨析了面向更高温燃气来流时热喷涂环境障涂层面临的机遇与挑战, 为后续 TEBCs 的组分和结构设计以及制备明确了方向, 并对今后研究工作的重点进行了展望。

关键词: 热喷涂; 环境障涂层; 热与环境障涂层; 可磨耗封严涂层; 陶瓷基复合材料; 专题评述

中图分类号: TQ174 文献标志码: A 文章编号: 1000-324X(2024)10-1077-07

Thermal Spray Coatings for Aircraft CMC Hot-end Components: Opportunities and Challenges

TAO Shunyan¹, YANG Jiasheng¹, SHAO Fang¹, WU Yingchen^{1,2}, ZHAO Huayu¹,
DONG Shaoming³, ZHANG Xiangyu³, XIONG Ying⁴

(1. Key Laboratory of Inorganic Coating Materials CAS, Shanghai Institute of Ceramics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201899, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. State Key Laboratory of High Performance Ceramics and Superfine Microstructure, Shanghai Institute of Ceramics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200050, China; 4. AECC Shenyang Liming Aero-Engine Co., Ltd., Shenyang 110043, China)

Abstract: With the rising of the gas inlet temperature in front of the turbine of aero-engine, ceramic matrix composites (CMCs) have emerged as the preferred matrix material for the new generation of high-temperature components in aero-engine due to their light weight, high strength, oxidation resistance, insensitivity to crack, and excellent temperature durability. However, because of their limited resistance to high temperature water vapor and oxygen erosion, development of thermal spray coating technology for hot-end components of CMCs engines has become an urgent challenge to be overcome. In this paper, based upon changes of material selection strategies and

收稿日期: 2024-03-25; 收到修改稿日期: 2024-05-27; 网络出版日期: 2024-05-27

基金项目: 国家重点研发计划(2023YFB3711203); 上海市自然科学基金面上项目(21ZR1472800)

National Key R & D Program of China (2023YFB3711203); Natural Science Foundation of Shanghai (21ZR1472800)

作者简介: 陶顺衍(1969-), 男, 研究员. E-mail: sytao@mail.sic.ac.cn

TAO Shunyan (1969-), male, professor. E-mail: sytao@mail.sic.ac.cn

application examples of foreign aero-engines, technical limitations of the employed superalloys + film cooling + thermal barrier coatings (TBCs) for hot-end components of aero-engines were analyzed, and technical advantages of the utilized CMCs + appropriate film cooling + environmental barrier coatings (EBCs) were consolidated. Thermal and environmental barrier coatings (TEBCs) and environmental barrier coatings-abradable sealing coatings (EBCs-ASCs) for CMCs were reviewed on the basis of recent research findings from domestic and oversea scholars. Finally, opportunities and challenges associated with thermal spraying EBCs for higher temperature gas flow were analyzed, and the direction of design and preparation on a certain composition and structure for TEBCs was clarified, among which the focal points of future research endeavors were prospected.

Key words: thermal spraying; environmental barrier coating; thermal and environmental barrier coating; abradable sealing coating; ceramic matrix composite; perspective

航空发动机被誉为“工业皇冠上的明珠”，是一个国家工业基础、综合国力和科技水平的集中体现。自 20 世纪 30 年代首台涡喷发动机问世以来，人类在航空发动机上将“火的洪荒之力和材料的持久耐火功效”发挥到了极致。当前，航空发动机追求高推重比(战机发动机)、高涵道比(商用发动机)、高功重比(涡轴发动机)，依据布雷顿循环原理，可通过提高压缩比和增温比来提升燃气涡轮效率。目前，压气机压缩比已经达到了较高水平，提高涡轮前燃气入口温度(Turbine Inlet Temperature, TIT)是提升燃气涡轮效率的有效途径，推重比 11.6 的 F119 发动机的 TIT 接近 1700 °C，推重比超过 12 的 F135 发动机的 TIT 接近 2000 °C，如图 1 所示。

经半个多世纪的研究发展，发动机热端部件采用高温合金基材+气膜冷却+热障涂层(Thermal Barrier Coatings, TBCs)的方案在航空发动机中得到了成功验证，这不仅积累了丰富的工程应用经验，而且为后续型号发动机的研制提供了科学依据和技术支撑。但是，性能最优的单晶高温合金的可靠服役温度上限不超过 1150 °C，承温性能提升幅度极其有限，如图 2 所示^[1]。采用高温合金+TBCs 的发

动机热端部件，如叶片等采用气膜冷却技术，需要消耗较多引流自压气机的高压空气，致使燃烧不完全、油耗高、NO_x 排放量大，抑制了发动机性能，如图 3 中红色曲线所示^[2]。在此方案条件下，运动和静止部件 TBCs 表面的承温极限分别为 1371 和 1537 °C^[3]。国内外研究表明，在维持发动机布局和常规金属材料不变的前提下，采用气动、热力、部件设计以及结构减重等改进技术手段，最高只能将发动机的推重比提高到 14 左右^[4]。

与单晶高温合金相比，SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料(Ceramic Matrix Composite, CMC)具有轻质、高强、抗氧化、对裂纹不敏感、耐高温性能等优点，以其为发动机热端部件时，可以减少冷却气体用量，燃烧完全，降低油耗和 NO_x 排放量，如图 3 中绿色曲线所示，显著提升发动机性能。美国 General Electric(GE)公司的 Corman 等^[1]称“陶瓷基复合材料代替高温合金引发了发动机高温材料领域的一场革命”。

高温富氧气氛中，SiC 表面会因氧化生成致密、抗氧化的 SiO₂ 膜，但因发动机高温燃气中水蒸气的侵蚀，SiO₂ 膜形成易挥发的 Si(OH)₄(g)，造成 SiC_f/SiC 复合材料受蚀损耗。因此，为阻止高温水氧

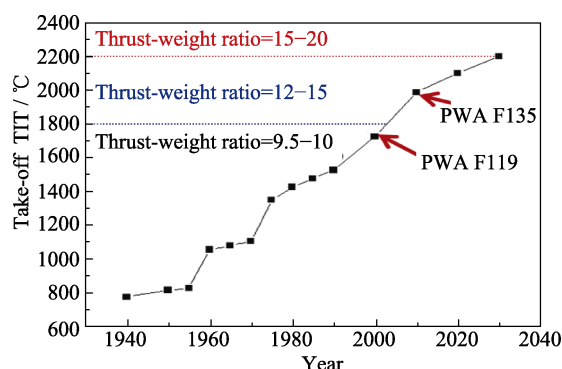


图 1 不同推重比航空发动机对应的燃气入口温度
Fig. 1 Inlet gas temperatures corresponding to aero-engines with different thrust-weight ratios

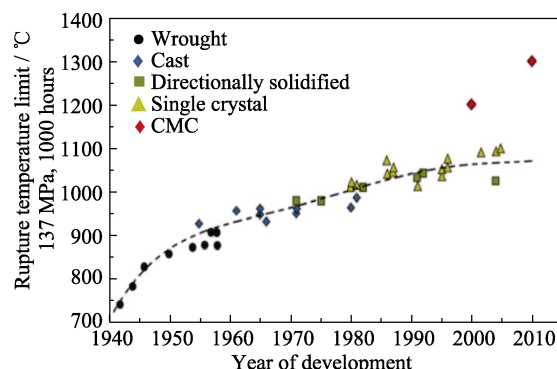


图 2 高温合金材料工艺发展对发动机性能提升的贡献度^[1]
Fig. 2 Contribution of changes in high temperature alloy process to engine performance improvement^[1]

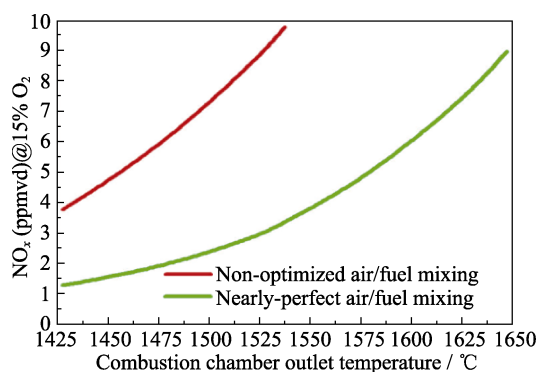
图 3 NO_x 排放与燃烧室出口温度之间的关系^[2]

Fig. 3 Relationship between NO_x emission and combustion chamber outlet temperature^[2]

对 SiC_f/SiC CMC 基体的侵蚀, 需要采取环境障碍涂层(Environmental Barrier Coatings, EBCs)进行防护。

1 热喷涂陶瓷涂层的发展机遇

俗话说, 一代材料一代装备。在明确的目标需求牵引下, 材料的研究方向才会明确。基于前文所述, TIT 为 2100°C 及以下发动机热端部件采用的高温合金+TBCs 组合方案的技术成熟度比较高, 继续优化单晶高温合金基材与 TBCs 的组分和结构, 可较好地满足推重比 14 及以下发动机热端部件的承温可靠性需求。但是, 对于 TIT 为 2100°C 及以上的发动机热端部件, CMC+EBCs 组合方案更具优势, 如图 4 所示^[5-6]。

实际上, 高温合金+TBCs 组合方案的理论服役上限是推重比 14 的发动机, 对于推重比大于 14 的发动机, 其热端部件的单晶高温合金基材、气膜冷却技术和热障涂层技术都面临极端严苛的考验, 任何技术上的差池都会极大影响发动机整体的可靠性。因此, 美、英、法等国将 CMC+EBCs 组合方案向下兼容, 从推重比为 10 左右的成熟发动机着手,

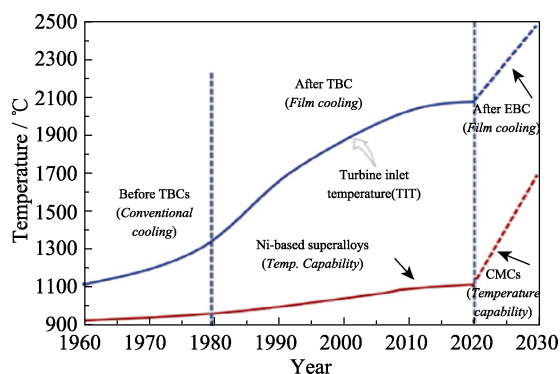
图 4 发动机热端部件选材方案及其承温特性^[5-6]

Fig. 4 Material selection scheme and its corresponding temperature bearing characteristics of engine hot-end components^[5-6]

由低温到高温、静止件到运动件进行考核和验证, 成熟后再逐步向高性能航空发动机推广。

20 世纪 90 年代中期以来, 法国 SNECMA 公司研制的 CMC 调节片、密封片陆续在 M88-2、F100-PW-229 发动机上获得验证应用, 喷管构件向 A380 发动机推广。2009 年, GE 和 Rolls-Royce 公司为 Joint Strike Fighter(JSF)机型研制的 SiC_f/SiC 复合材料低压导向叶片在 F136 发动机上完成验证, 并于 2010 年完成首飞。2010—2015 年, GE 公司以 F414 发动机为验证平台, 开展了无冷却三级涡轮转子叶片的系列试验, 同时 F135 和 F119 发动机的矢量喷管内壁也采用了 CMC。

在国际商用航空发动机市场, 法国 SNECMA 公司和美国 GE 公司合资生产的 CFM 发动机的市场占有率超过了 40%, 其中 Leap 发动机的发展势头最为强劲。配备 CMC 涡轮外环的 Leap-1A 和 Leap-1B 发动机(图 5)的空客 A320neo 和波音 737 Max 8 分别于 2016 年和 2017 年开展商业飞行^[1]。美国 GE9X 发动机采用了系列轻质高强材料, 尤其是 CMC 燃烧室, 高压涡轮(High Pressure Turbine, HPT)的一级、二级导向叶片及一级涡轮外环等, 实现了高效洁净燃烧, 单机测试推力超过 60 吨, 2017 年打破吉尼斯世界纪录, 成为全球最强劲的航空发动机。2020 年 1 月 25 日装备 GE9X 发动机的波音 777x 飞机成功实现首飞^[7]。

2 热喷涂陶瓷涂层面临的挑战

自 20 世纪 90 年代以来, 随着 CMC 技术的日趋成熟, EBCs 的相关研究备受关注, 其材料和结构经历了三代演变, Lee 等^[7]、Tejero-Martin 等^[8]、江舟等^[9]、郑伟等^[10]、刘巧沐等^[11]、赵春玲等^[12]、白博添等^[13]对此给予了较详尽的评述。对于典型组成与结构的第三代 EBCs, 在 CMC 基材表面先后沉积结合层 Si、过渡层莫来石($3\text{Al}_2\text{O}_3 \cdot 2\text{SiO}_2$)或莫来石+钡锶铝硅酸盐(BSAS, $(1-x)\text{BaO} \cdot x\text{SrO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3 \cdot 2\text{SiO}_2$, $0 \leq x \leq 1$)和表面层稀土硅酸盐(包括稀土双硅酸盐 $\text{RE}_2\text{Si}_2\text{O}_7$

图 5 用于 CFM Leap-1A 和 Leap-1B 发动机的 CMC 涡轮外环涂层构件^[1]

Fig. 5 Shroud ring coating components of CMC turbine for CFM Leap-1A and Leap-1B engines^[1]

(REDS)或稀土单硅酸盐 RE_2SiO_5 (REMS)), 可以获得较好的抗高温(陶瓷层表面承受温度可达 $1400\text{ }^\circ\text{C}$ 左右)水氧侵蚀性能。但其抗火山灰($\text{CaO-MgO-Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$, CMAS)等熔盐侵蚀性能、抗冲蚀性能以及面向更高温燃气来流时的综合性能还有待进一步优化和提升。

2.1 热与环境障碍涂层的组分与结构

$0.1\sim 100\text{ }\mu\text{m}$ 波段的辐射因对物体具有热效应而被称为热辐射, 其波长越短, 对应的光子能量越高, 辐射强度越大。根据韦恩位移定律, 随着发动机 TIT 的不断攀升, 高温燃气流的峰值辐射波长向短波方向偏移, $2000\text{ }^\circ\text{C}$ 时的峰值辐射波长约 $1\text{ }\mu\text{m}$ 。中国科学院上海硅酸盐研究所研制的大气等离子体喷涂 (Atmospheric Plasma Spraying, APS) $\text{Si}/3\text{Al}_2\text{O}_3\cdot 2\text{SiO}_2/\text{YbDS}$ (涂层厚度为 $320\text{ }\mu\text{m}$) EBCs 的近红外波段反射率(图 6)明显低于同厚度 APS-TBCs, 尤其是对 $1\text{ }\mu\text{m}$ 左右波段的辐射, EBCs 的反射率仅约为 30%。这意味着面向高温燃气来流时, 大部分辐射能量被涂层吸收或直接透射至熔点仅为 $1410\text{ }^\circ\text{C}$ 的 Si 结合层, 造成 CMC-EBCs 构件过早失效。因此, 面向更高温燃气来流时, 该类 EBCs 的高温隔热性能, 尤其是抗光子辐射传热性能亟待加强。

Herman 等^[14]在 21 世纪初提出热与环境障碍涂层 (Thermal and Environmental Barrier Coatings, TEBCs)概念, 目前已将兼具抗 CMAS 和高温隔热功效的 TBCs 与抗水氧侵蚀的 EBCs 相复合, 面向 $2000\text{ }^\circ\text{C}$ 以上的高温燃气来流时, 陶瓷层表面的可靠承温能力可提升至 $1650\sim 1700\text{ }^\circ\text{C}$ 。同时, 通过改进结合层的组分和结构, 其耐高温抗氧化性能可提升至 $1480\text{ }^\circ\text{C}$ 左右, 从而实现 TEBCs 优异的抗 CMAS、抗冲蚀、抗热冲击、高温隔热和抗水氧侵蚀特性, TEBCs 功能分区的多层结构设计如图 7 所示。

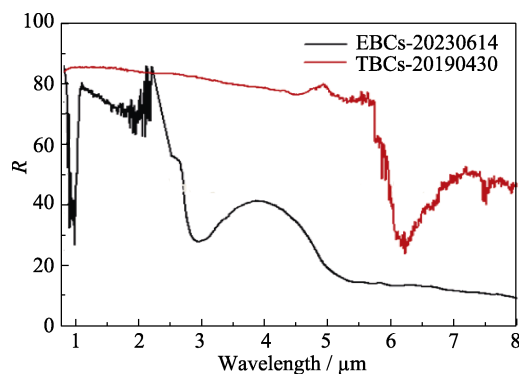


图 6 APS-EBCs 与 APS-TBCs 的近红外波段光谱反射率
Fig. 6 Near-infrared spectral reflectance of APS-EBCs and APS-TBCs

高温抗氧化结合层 该层组分设计选择分为两类。一类是热膨胀系数(CTE)与 SiC_f/SiC CMC 基体相匹配的 Si, 受其熔点限制, Si 结合层的可靠承温能力在 $1316\text{ }^\circ\text{C}$ 左右, 其热生长氧化产物 (TGO) SiO_2 (方石英, $\text{CTE}=1.03\times 10^{-5}\text{ }^\circ\text{C}^{-1}$)与 Si 的热膨胀系数差异显著, 且在 $200\text{ }^\circ\text{C}$ 左右会发生 $\beta\rightarrow\alpha$ 相变, 伴随 5% 的体积收缩。Si 及其 TGO 的断裂韧性低, 抗裂纹扩展能力较弱, 因此易引发涂层的早期失效^[15-16]。另一类是由美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)^[17]提出的 $\text{HfO}_2\text{-Si-X}$ 或 RE-Si-X (RE 为稀土元素, X 为保密组元)体系结合层, 其可靠承温能力可达 $1482\text{ }^\circ\text{C}$ 。德国于利希研究中心 Robert 等^[18]、北京航空航天大学郭洪波等^[19]、武汉理工大学曹学强等^[20]、北京矿冶研究总院冀晓娟等^[21]研制了 $\text{HfO}_2\text{-Si}$ 和 $\text{HfO}_2\text{-Si-X}$ 结合层, 并初步研究了其高温氧化失效机制。高温抗氧化结合层的调适有三个要点: 首先是涂层与 CMC 基材界面的热适配, 其次是涂层结构的致密性及其结构组元的氧传输能力调控, 第三是通过涂层组分结构设计与工艺控制提升断裂韧性, 阻止微裂纹的过早萌生与扩展。

多层化抗水氧侵蚀挥发层 该体系材料的组分与结构设计可参考的工作相当丰富, 自 20 世纪 60 年代以来, 国内外针对碳化硅、氮化硅陶瓷抗熔盐腐蚀和抗水氧侵蚀开展了大量研究^[22-23]。Klemm^[24]对不同热膨胀系数材料的水氧侵蚀速率作了部分汇总, 如图 8 所示, 为材料的选择提供了线索。

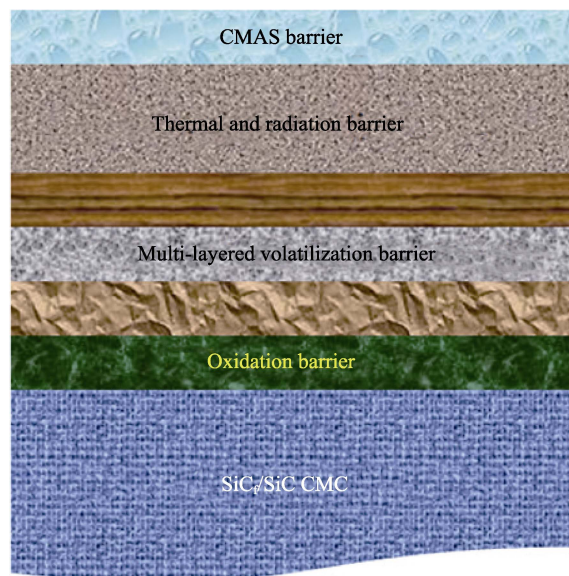


图 7 TEBCs 功能分区的多层结构设计
Fig. 7 Designed TEBCs with multi-layer structure of functional partition

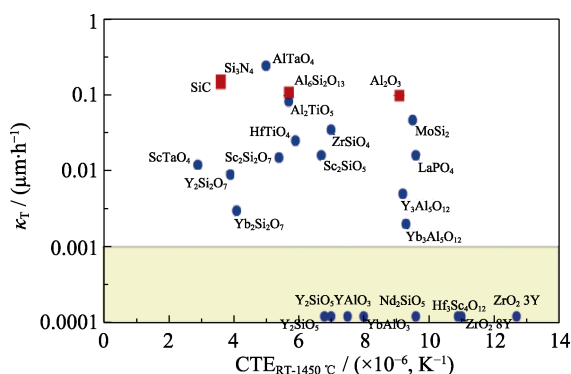


图 8 典型陶瓷材料的水氧腐蚀速率与热膨胀系数的关系^[24]

Fig. 8 Relationship between the water-oxygen corrosion rate and the thermal expansion coefficient of ceramic materials^[24]

近年来, 单组元或多组元稀土硅酸盐(包括 REDS 和 REMS)的组分-结构-性能研究^[25-32]也为抗水氧侵蚀挥发层材料的选择提供了参考。多层化抗水氧侵蚀挥发层的调适有三个要点: 首先是涂层分别与高温抗氧化结合层界面和热与辐射障碍层界面的热适配, 其次是涂层结构的致密性, 第三是抗水氧侵蚀挥发层各子层之间的氧化硅活度渐变性及断裂韧性。

热与辐射障碍层(即超高温热障涂层) 该层的表面温度可达 1650~1700 °C, 无论采用经典的氧化钇部分稳定氧化锆(YSZ)单陶瓷层, 还是其与稀土锆酸盐、铈酸盐、铝酸盐、钽酸盐等组成的双陶瓷层都无法满足要求。若单独采用耐热、隔热性能优的多元稀土掺杂全稳定的氧化锆、稀土锆酸盐、铈酸盐、铝酸盐、钽酸盐等, 其断裂韧性低, 难以有效阻止热-力耦合工况下热失配导致的较大残余应力而诱发的微裂纹的萌生和扩展, 这将会影响整个涂层的抗热冲击和抗冲蚀等性能^[7]。美国 NASA^[17]采用了多元稀土掺杂的介稳四方相氧化钪(t' -HfO₂-Y₂O₃-Gd₂O₃-Yb₂O₃)或氧化钪(t' -ZrO₂-Y₂O₃-Gd₂O₃-Yb₂O₃), 但其热膨胀系数明显高于下层的抗水氧侵蚀挥发层, 通过采用高应变容限的涂层结构设计, 确保了涂层的隔热与抗热冲击性能。通过设计多元稀土掺杂的氧化钪或氧化锆基复合结构有望进一步提高涂层断裂韧性和改善热膨胀系数失配问题, 进而延长涂层服役寿命。

抗 CMAS 侵蚀层 TBCs 抗 CMAS 的研究主要集中在 Gd₂Zr₂O₇^[33-35], 但是该组分的实际抗 CMAS 能力还不够^[7, 36], 同时其断裂韧性低导致抗冲蚀能力也有限。另有报道显示, 氧化钇等稀土氧化物具有优异的抗 CMAS 性能, 但其热膨胀系数 $7 \times 10^{-6} \sim 1 \times 10^{-5} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ 相对较高, 因此与热与辐射障碍层的热适配调控是关键^[37-38]。CMAS 的熔点为 ~1200 °C, 面向更高的来流温度时, CMAS 熔体在涂层表面的

铺展、渗透和反应将更完全, 必须充分考虑如何有效地阻止 CMAS 的高温侵蚀。

2.2 环境障碍可磨耗封严涂层(EBCs-ASCs)

航空发动机压气机和涡轮等各级气路封严系统由轴、机匣和转动叶片叶尖之间的 40~60 处封严装置组成, 其直接影响发动机的功率、推力和效率。在发动机高压涡轮内, 间隙每减小 0.13~0.25 mm, 油耗可减少 0.5%~1.0%, 发动机效率可提高 2%左右^[39]。涡轮外环作为其中的典型结构件, 其工作表面需沉积 1000~1500 μm 的可磨耗封严涂层(Abradable Sealing Coatings, ASCs)。对于以高温合金为基材的发动机一级涡轮外环, 通常在其表面沉积高温抗氧化的 MCrAlY(M = Co、Ni 或 Co+Ni)结合层和多孔结构的 YSZ 热障可磨耗封严涂层(TBCs-ASCs), 如图 9 所示^[40]。YSZ 的热膨胀系数是 REDS(RE = Y, Yb 等)的近两倍, 因此不适合直接将多孔 YSZ-ASCs 用于 CMC-EBCs 涡轮外环, 需有中间过渡层^[41]。目前报道较多是采用 BSAS 或 REDS 多孔涂层作为 CMC-EBCs 的 ASCs^[42-43]。

ASCs 是一个矛盾的综合体, 既要易被刮削又要耐冲蚀, 既要涂层厚、孔隙率高又要有良好的结合力; 同时还要具有良好的热冲击和热循环性能, 不能与对磨件发生黏着, 磨削时不能成大块剥离。这就要求 ASCs 的表面硬度(通常以表面洛氏硬度 HR15Y 计量)和高温高速刮磨考核后的叶片高度磨损比(IDR)(考核装置如图 10 所示^[44])适中。鉴于 ASCs 制备工艺的复杂性、性能考核的专业性以及应用场合的关键性, 相关技术细节报道甚少。

中国科学院上海硅酸盐研究所采用等离子体喷涂工艺研制了 REDS-ASCs, 其孔隙率为 35%~60%, 表面洛氏硬度 HR15Y 为 43.3~80.8, 高温高速刮磨考核后的 IDR 小于 20%。目前, CMC 涡轮外环 EBCs-ASCs 构件正在进一步接受台架考核。

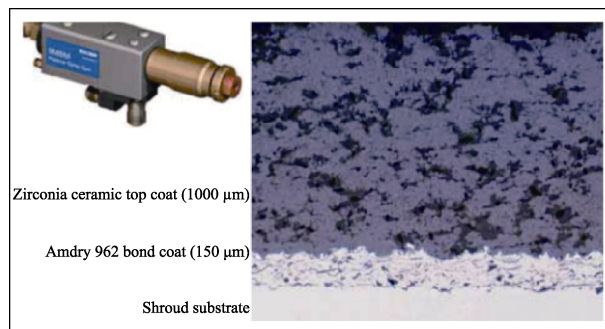


图 9 用于高温合金材质一级涡轮外环的 TBCs-ASCs^[40]
Fig. 9 TBCs-ASCs for shroud ring of the first stage turbine of high temperature alloy material^[40]

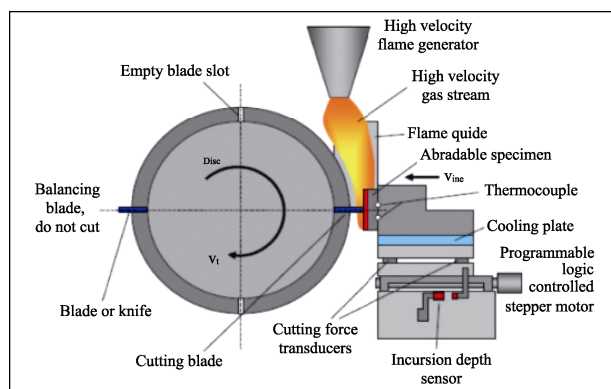


图 10 Sulzer Innotec 刮磨试验台示意图^[44]

Fig. 10 Schematic drawing of the Sulzer Innotec abrasability test rig^[44]

The oxygen / propane high temperature gas is used to heat the test piece, which can be heated to 1200 °C; Scratch speed: 50–450 m/s; Feed rate: 1.5–3000 μm/s

3 结束语

为早日实现 TEBCs-CMC 热端构件在 2000 °C 以上 TIT 来流发动机上的应用, 以下几点值得行业关注:

1) 涂层材料的设计、优选与涂层方案的快速优化迭代。从目前已公开的文献资料可以看出, TEBCs 的高温抗氧化结合层、抗水氧侵蚀挥发层、热与辐射障碍层、抗 CMAS 侵蚀层涉及一系列的新材料、新配方, 优化其功能分区的多层化结构间的高温化学相容性、热物理性能匹配、表层抗冲蚀和侵蚀等综合性能尤为关键。不能为追求某一单项指标而偏废全局, 避免“瞎子摸象”, 要以动态变化的视角考察涂层构件的性能演化, 避免“高指标、低实效”的现象。

2) 涂层关键性能的考核与评价。目前的抗水氧侵蚀实验多在管式炉内进行, 与发动机实际的高温、高速、高压燃气流工况差异显著, 检测结果的针对性和工程指导意义有限。将研制的涂层直接用发动机台架进行考核评价, 代价大、风险高、周期长, 迫切需要构建介于管式炉和发动机台架之间的合宜考核形态, 模拟发动机工况, 从而实施动态考核。

日本国立材料科学研究所(National Institute for Materials Science, NIMS)的 Harada 等^[45]曾指出“航空发动机用热障涂层是迄今最先进、结构最复杂的涂层系统”。实际上, 正在快速发展的 EBCs, 尤其是 TEBCs 也将会在行业内引起类似的感慨。

参考文献:

- [1] CORMAN G S, LUTHRA K L. Development history of GE's prepreg melt infiltrated ceramic matrix composite material and applications. *Comprehensive Composite Materials II*, 2018, **5**: 325.
- [2] LEONARD G, STEGMAIER J. Development of an aeroderivative gas turbine dry low emissions combustion system. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1994, **116**(3): 542.
- [3] ZHU D M, HARDER B. The development of HfO₂-rare earth based oxide materials and barrier coatings for thermal protection systems. Materials Science & Technology 2014 Conference & Exhibition, Pittsburgh, 2014.
- [4] 刘巧沐, 黄顺洲, 何爱杰. 碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用需求及挑战. *材料工程*, 2019, **47**(2): 1.
- [5] PADTURE N P. Advanced structural ceramics in aerospace propulsion. *Nature Materials*, 2016, **15**: 804.
- [6] CLARKE D R, OECHSNER M, PADTURE N P. Thermal-barrier coatings for more efficient gas-turbine engines. *MRS Bulletin*, 2012, **37**(10): 891.
- [7] LEE K N, ZHU D M, LIMA R S. Perspectives on environmental barrier coatings (EBCs) manufactured via air plasma spray (APS) on ceramic matrix composites (CMCs): a tutorial paper. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2021, **30**: 40.
- [8] TEJERO-MARTIN D, BENNETT C, HUSSAIN T. A review on environmental barrier coatings: history, current state of the art and future developments. *Journal of the European Ceramic Society*, 2021, **41**: 1747.
- [9] 江舟, 倪建洋, 张小锋, 等. 陶瓷基复合材料及其环境障涂层发展现状研究. *航空制造技术*, 2020, **63**(14): 48.
- [10] 郑伟, 张佳平, 杨翠波. 陶瓷基复合材料环境障涂层研究进展. *纤维复合材料*, 2021, **2**: 65.
- [11] 刘巧沐, 黄顺洲, 何爱杰. 碳化硅陶瓷基复合材料环境障涂层研究进展. *材料工程*, 2018, **46**(10): 1.
- [12] 赵春玲, 杨博, 李阔, 等. 陶瓷基复合材料表面环境障涂层材料研究进展. *中国材料进展*, 2021, **40**(4): 257.
- [13] 白博添, 章德铭, 冀晓鹏, 等. 环境障涂层选材研究进展. *热喷涂技术*, 2022, **14**(3): 1.
- [14] HERMAN H, SAMPATH S, MCCUNE R. Thermal spray: current status and future trends. *MRS Bulletin*, 2000, **25**(7): 17.
- [15] LEE K N. Yb₂Si₂O₇ environmental barrier coatings with reduced bond coat oxidation rates via chemical modifications for long life. *Journal of the American Ceramic Society*, 2019, **102**(3): 1507.
- [16] RICHARDS B T, YOUNG K A, DE FRANQUEVILLE F, et al. Response of ytterbium disilicate-silicon environmental barrier coatings to thermal cycling in water vapor. *Acta Materials*, 2016, **106**: 1.
- [17] ZHU D M. Advanced environmental barrier coatings for SiC/SiC ceramic matrix composite turbine components//Engineered ceramics: current status and future prospects. Hoboken: John Wiley & Sons, 2015.
- [18] BAKAN E, SOHN Y J, VASSEN R. Microstructure and phase composition evolution of silicon-hafnia feedstock during plasma spraying and following cyclic oxidation. *Acta Materialia*, 2021, **214**: 117007.
- [19] LI C, HE J, MA Y, et al. Evolution mechanism of the microstructure and mechanical properties of plasma-sprayed yttria-stabilized hafnia thermal barrier coating at 1400 °C. *Ceramics International*, 2020, **46**: 23417.
- [20] LI G, LU X R, HUANG J Q, et al. Thermal cycling behavior and failure mechanism of the Si-HfO₂ environmental barrier coating bond coats prepared by atmospheric plasma spraying. *Journal of*

- Alloys and Compounds*, 2022, **913**: 165319.
- [21] ZHANG Z Y, PARK Y J, KIM D H, *et al.* High-temperature oxidation performance of novel environmental barrier coating $50\text{HfO}_2\text{-}50\text{SiO}_2/\text{Y}_x\text{Yb}_{(2-x)}\text{Si}_2\text{O}_7$ at 1475 °C. *Journal of the European Ceramic Society*, 2023, **43**: 1127.
- [22] JACOBSON N S. Corrosion of silicon-based ceramics in combustion environments. *Journal of the American Ceramic Society*, 1993, **76**(1): 3.
- [23] OPILA E J. Variation of the oxidation rate of silicon carbide with water-vapor pressure. *Journal of the American Ceramic Society*, 1999, **82**(3): 625.
- [24] KLEMM H. Silicon nitride for high-temperature applications. *Journal of the American Ceramic Society*, 2010, **93**(6): 1501.
- [25] BAKAN E, MARCANO D, ZHOU D P, *et al.* $\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ environmental barrier coatings deposited by various thermal spray techniques: a preliminary comparative study. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2017, **26**: 1011.
- [26] CHEN D Y, PEGLER A, DWIVEDI G, *et al.* Thermal cycling behavior of air plasma-sprayed and low-pressure plasma-sprayed environmental barrier coatings. *Coatings*, 2021, **11**: 868.
- [27] DONG Y, REN K, LU Y, *et al.* High-entropy environmental barrier coating for the ceramic matrix composites. *Journal of the European Ceramic Society*, 2019, **39**(7): 2574.
- [28] SUN L, LUO Y, TIAN Z, *et al.* High temperature corrosion of $(\text{Er}_{0.25}\text{Tm}_{0.25}\text{Yb}_{0.25}\text{Lu}_{0.25})_2\text{Si}_2\text{O}_7$ environmental barrier coating material subjected to water vapor and molten calcium-magnesium-aluminosilicate (CMAS). *Corrosion Science*, 2020, **175**: 108881.
- [29] RIDLEY M, OPILA E. Thermochemical stability and microstructural evolution of $\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ in high-velocity high-temperature water vapor. *Journal of the European Ceramic Society*, 2020, **41**(5): 3141.
- [30] TURCER L R, PADTURE N P. Towards multifunctional thermal environmental barrier coatings (TEBCs) based on rare-earth pyrosilicate solid-solution ceramics. *Scripta Materialia*, 2018, **154**: 111.
- [31] TIAN Z, ZHENG L, LI Z, *et al.* Exploration of the low thermal conductivities of $\gamma\text{-Y}_2\text{Si}_2\text{O}_7$, $\beta\text{-Y}_2\text{Si}_2\text{O}_7$, $\beta\text{-Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$, and $\beta\text{-Lu}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ as novel environmental barrier coating candidates. *Journal of the European Ceramic Society*, 2016, **36**(11): 2813.
- [32] TIAN Z, ZHENG L, WANG J, *et al.* Theoretical and experimental determination of the major thermo-mechanical properties of RE_2SiO_5 (RE=Tb, Dy, Ho, Er, Tm, Yb, Lu, and Y) for environmental and thermal barrier coating applications. *Journal of the European Ceramic Society*, 2016, **36**(1): 189.
- [33] VISWANATHAN V, DWIVEDI G, SAMPATH S. Multilayer, multimaterial thermal barrier coating systems: design, synthesis, and performance assessment. *Journal of the American Ceramic Society*, 2015, **98**(6): 1769.
- [34] 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. *Materials Science and Engineering: A*, 2011, **528**(24): 7214.
- [35] KRAMER S, YANG J, LEVI C G. Infiltration-inhibiting reaction of gadolinium zirconate thermal barrier coatings with CMAS melts. *Journal of the American Ceramic Society*, 2008, **91**(2): 576.
- [36] VARDELLE A, MOREAU C, AKEDO J, *et al.* The 2016 thermal spray roadmap. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2016, **25**(8): 1376.
- [37] LI W, ZHAO H Y, ZHONG X H, *et al.* Air plasma-sprayed yttria and yttria-stabilized zirconia thermal barrier coatings subjected to calcium-magnesium-alumino-silicate (CMAS). *Journal of Thermal Spray Technology*, 2014, **23**(6): 975.
- [38] MECHNICH P, BRAUE W. Air plasma-sprayed Y_2O_3 coatings for $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Al}_2\text{O}_3$ ceramic matrix composites. *Journal of the European Ceramic Society*, 2013, **33**: 2645.
- [39] AUSSAVY D, BOLOT R, MONTAVON G, *et al.* YSZ-polyester abrasible coatings manufactured by APS. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2016, **25**(1/2): 252.
- [40] SPORER D, REFKE A, DRATWINSKI M, *et al.* New high-temperature seal system for increased efficiency of gas turbines. *Sealing Technology*, 2008, **10**: 9.
- [41] HUANG J Q, LIU R Y, HU Q, *et al.* High temperature abrasible sealing coating for SiC/SiC ceramic matrix composites. *Ceramics International*, 2023, **49**: 1779.
- [42] GUO M Q, CUI Y J, WANG C L, *et al.* Design and characterization of BSAS-polyester abrasible environmental barrier coatings (A/EBCs) on SiC/SiC composites. *Surface & Coatings Technology*, 2023, **465**: 129617.
- [43] QIN D D, NIU Y R, LI H, *et al.* Fabrication and characterization of $\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ -based composites as novel abrasible sealing coatings. *Ceramics International*, 2021, **47**: 23153.
- [44] STEINKE T, MAUER G, VABEN R, *et al.* Process design and monitoring for plasma sprayed abrasible coatings. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2010, **19**: 756.
- [45] LIANG J J, MATSUMOTO K, KAWAGISHI K, *et al.* Morphological evolution of thermal barrier coatings with equilibrium (EQ) and NiCoCrAlY bond coats during thermal cycling. *Surface & Coatings Technology*, 2012, **207**: 413.