

CMC-EBC 损伤耦合机理及一体化设计研究进展

方光武^{1,2}, 谢浩元², 张华军³, 高希光², 宋迎东²

(1. 南京航空航天大学 通用航空与飞行学院, 溧阳 213300; 2. 南京航空航天大学 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016; 3. 中国人民解放军第二军事代表处, 成都 610000)

摘要: 陶瓷基复合材料与环境障碍涂层组合(CMC-EBC)是目前航空航天领域最具应用前景的热结构材料体系。本文对 CMC-EBC 失效机理与分析模型的研究进展进行综述。首先, 简要回顾了 CMC-EBC 材料体系的发展及主要制备工艺。然后, 综述了 CMC-EBC 在服役环境下的主要损伤模式与失效机理, 总结发现 CMC 预制体结构、孔洞缺陷和 EBC 内裂纹等损伤演化相互影响, 这种细观损伤模式的耦合是决定其寿命的关键因素之一, 但目前的机理研究主要集中于涂层本身性能及其受环境因素的影响, 缺乏对涂层和复合材料编制结构在损伤演化过程中协同效应的考虑。接下来, 详细分析了 CMC-EBC 的失效模拟与预测模型研究的历史与现状, 指出其中存在的问题, 包括环境因素建模方法和损伤耦合演化模拟技术。目前大部分工作致力于分别开发 CMC 和 EBC 的失效模型, 而对于 CMC-EBC 构件的失效预测应考虑其损伤演化与微观结构之间的相互耦合影响。最后, 对 CMC-EBC 材料体系研发与服役性能预测方法进行了展望, 认为 CMC 本体和 EBC 失效模式相互耦合, 开展结构功能一体化设计和分析是 CMC-EBC 构件研究的趋势。

关键词: 陶瓷基复合材料; 环境障碍涂层; 损伤耦合; 失效模型; 一体化设计; 综述

中图分类号: TB322; V257 文献标志码: A 文章编号: 1000-324X(2024)06-0647-15

Progress of Damage Coupling Mechanism and Integrated Design Method for CMC-EBC

FANG Guangwu^{1,2}, XIE Haoyuan², ZHANG Huajun³, GAO Xiguang², SONG Yingdong²

(1. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Liyang 213300, China; 2. Key Laboratory of Aero-engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. Second Military Representative Office of the Chinese People's Liberation Army, Chengdu 610000, China)

Abstract: The integration of ceramic matrix composites with environmental barrier coatings (CMC-EBC) represents the most promising thermal structural material system in the aerospace field. This paper provides an overview of the advancements in research on the failure mechanisms and numerical models of CMC-EBC. It commences with a concise review of the evolution and primary fabrication techniques of CMC-EBC material system. Subsequently, it summarizes the typical damage modes and failure mechanisms of CMC-EBC under operational conditions, identifying that the interplay between the CMC preform structure, porosity defects, and EBC inner cracks is a critical determinant of the material's lifespan. However, current mechanistic studies are chiefly

收稿日期: 2024-01-03; 收到修改稿日期: 2024-03-11; 网络出版日期: 2024-03-22

基金项目: 国家科技重大专项(Y2019-I-0018-0017)

National Science and Technology Major Project (Y2019-I-0018-0017)

作者简介: 方光武(1989-), 男, 博士. E-mail: fgwu89424@nuaa.edu.cn

FANG Guangwu (1989-), male, PhD. E-mail: fgwu89424@nuaa.edu.cn

focused on the performance evaluation of the coating itself and its susceptibility to environmental factors, disregarding the synergistic effects of the coating and composite architecture during damage progression. This review proceeds with an examination of the history and current status of research on failure simulation and prediction models for CMC-EBC, highlighting issues related to modeling environmental factors and simulating coupled damage evolution. Though much effort has directly developed separate failure models for CMC and EBC, predicting the failure of CMC-EBC components should account for the coupling effects between damage evolution and microstructure. In conclusion, this review offers a perspective on development and service performance prediction methods for CMC-EBC system, which points out that considering the interdependent failure modes of the CMC substrate and EBC is pivotal. Integrated design and analysis of structural and functional aspects are emerging trends in CMC-EBC component research.

Key words: ceramic matrix composite; environmental barrier coating; damage coupling; failure model; integrated design; review

在航空航天领域,对发动机推进系统性能(如效率、推力强度等)的追求持续上升,这种不断增长的需求导致运行条件变得愈加严苛,如更高的操作温度、更快的飞行速度、更大的机械应力以及更加恶劣的环境因素。因此,对高温结构材料的性能提出了更高的标准和要求^[1]。以碳纤维、碳化硅纤维等为增强相,碳化硅、氮化硅等为基体的陶瓷基复合材料(Ceramic matrix composite, CMC)具有优异的高温力学性能和热稳定性,是一种很有前景的高温结构材料^[2-3],特别是应用于航空发动机热端部件中。如表 1 所示^[4],CMC 在航空发动机燃烧室、涡轮、喷管等部件中均有应用案例,美国、法国和日本在 CMC 应用领域处于领先地位^[4]。当前,我国正在加紧研制先进航空发动机,自行研制的大型客机 C919 已经成功商业运行,但仍不得不使用国外研制的 LEAP-1C 发动机,其与 LEAP-1A 和 1B 的主要的区别就是更换了 CMC 部件。因此,发展新一代高性能航空发动机对 CMC 结构提出了迫切需求。

目前,西北工业大学、中国航空发动机集团、国防科技大学、中国科学院上海硅酸盐研究所、中国科学院金属研究所、中国航天科工集团第三研究

院等单位都在积极开展 CMC 结构的制备工艺研究,并且已具备构件研制和小批量生产的能力^[5-6]。但需要注意的是,作为一种高温结构材料,CMC 的热稳定性局限于干燥环境,一旦暴露于含有水蒸气的燃烧环境中时,CMC 中的硅基陶瓷会因氧化挥发而迅速失效^[7]。CMC 主要应用的航空发动机等热端部件需要长期处于燃气环境中,其环境耐久性已经成为工程应用中的技术瓶颈^[8]。为保证 CMC 部件安全服役,必须开发环境障碍涂层(Environmental barrier coating, EBC)。

从功能需求来看,EBC 是将航空发动机燃气环境与 CMC 热端部件隔绝开来的保护涂层,通过在 CMC 部件和腐蚀性介质、高速气流冲刷等恶劣环境之间建立一道屏障来阻止或减小航空发动机工作环境对 CMC 材料性能的影响^[9]。可见,EBC 需要具有良好的隔热、抗氧化和耐水氧腐蚀等能力。自 EBC 概念提出以来,经过 30 年的发展,研究者们先后开发了若干代的涂层体系,为 CMC 部件在航空发动机中的安全应用提供了支撑^[10]。但随着航空发动机性能不断提升,其热端部件服役环境日趋恶劣,前代 EBC 体系难以满足应用需求,需要大力发展新型 EBC^[11]。目前,伴随着 CMC 材料工程化应用的加速,EBC 材料研发和失效机理也引起众多研究者的关注。国内外大量综述文献^[12-13]从材料体系、选材关注要点、失效机理、性能考核方法等方面对 EBC 的研究进展进行了梳理和总结。这些总结或专注于某一材料体系,如稀土硅酸盐^[14]、高熵陶瓷^[15];或专注于某一特性,如热震性能^[16]、抗水氧腐蚀性能^[17]。总体来看,已有的研究更多是将 CMC 本体和 EBC 视为单独的研究对象,分别对其进行性能评估和失效分析,对于本体和涂层损伤的耦合和一体化分析

表 1 CMC 主要应用部件^[4]
Table 1 Typical application components of CMC^[4]

Aero-engine	Material	Component
M88-2	C/SiC	Nozzle
F119	SiC/SiC	Nozzle
F100	SiC/SiC	Seal
XTC97	SiC/SiC	Combustion chamber
F136	SiC/SiC	Turbine vane
EJ200	SiC/SiC	Combustion nozzle
Leap-1	SiC/SiC	Turbine vane

尚少。

综上,在航空发动机等服役环境中,CMC 部件需要用 EBC 进行保护,CMC-EBC 通常作为结构功能一体化的高温结构材料进行应用。为了将 CMC 材料安全应用于实际工程,加速先进航空发动机等重大装备的发展,十分有必要开发 CMC-EBC 结构一体化耐久性设计方法,而建立基于服役环境失效机理的损伤演化力学模型是准确开展 CMC-EBC 耐久性预测的基础。基于此,本文首先简要回顾了 CMC-EBC 材料体系发展历史,然后重点阐述了 CMC-EBC 失效模式与损伤机理研究现状,进而梳理 CMC-EBC 损伤模拟技术和分析设计方法的最新研究进展,最后总结和展望相关领域的后续研究重点。

1 CMC-EBC 材料与工艺

从结构功能一体化来看,CMC-EBC 体系的关键制备工艺包括纤维制备、预制体编织、界面层制备、基体致密化和涂层喷涂。纤维质量、预制体结构和界面层性能决定了 CMC 的力学性能,而基体和 EBC 则决定了整体的抗氧化性和环境稳定性。

1.1 CMC 材料与工艺

CMC 材料主要包括 C/SiC 和 SiC/SiC 等体系。目前, SiC 纤维已经发展到第三代,主要组成为晶粒尺寸为亚微米级的 β -SiC 晶粒,仅包含少量游离碳和痕量氧,这种近化学计量比的组成显著提升了纤维的模量和抗氧化、抗蠕变性能^[18]。按照纤维预制体的细观结构形式,CMC 可分为单向、铺层和编织 CMC(包括 2 维、2.5 维和 3 维编织等形式)。其中,编织 CMC 不易分层、抗冲击性能好,能够大幅度提高材料的强度和刚度,并可以显著提高材料韧性,成为实际应用于航空发动机上的主流预制体结构^[19]。CMC 的陶瓷基体制备工艺主要包括聚合物浸渍裂解(Polymer infiltration and pyrolysis, PIP)、化学气相渗透(Chemical vapor infiltration, CVI)和反应浸渗(Reaction infiltration, RI)等^[20]。这些工艺各有优缺点,通常需要根据构件的具体性能要求进行选取,但总体上看,CMC 基体致密化工艺具有复杂度高、周期长、成本高等特点,在工程产业化方面仍面临一些难题。

1.2 EBC 材料体系

航空发动机热端部件严苛的服役条件推动着 EBC 体系的发展。

最初, EBC 是针对在相对较低温度下运行的航

空发动机 CMC 构件(无冷却)研发的。与用于保护高温合金构件的热障涂层(Thermal barrier coating, TBC)不同,第一代 EBC 被设计成致密的,主要考虑抗水氧腐蚀和抗熔盐腐蚀性能,所选材料体系包括等离子喷涂法和浆料法制备的莫来石和氧化钇稳定氧化锆(YSZ)等^[1]。从抗热震性能来看,涂层材料需要和 CMC 本体的热膨胀系数(CTE)匹配良好,YSZ 的 CTE 较高(比 SiC 高两倍左右),经多次热循环后容易开裂。

第二代 EBC 体系以 $\text{Ba}_{1-x}\text{Sr}_x\text{Al}_2\text{Si}_2\text{O}_8$ (BSAS, $0 \leq x \leq 1$)为代表,为了更好地实现热匹配,在 BSAS 层与 CMC 本体之间增加了 Si 黏结层,并采用莫来石(或莫来石+BSAS)作为中间层,和 BSAS 表面层构成一种三层结构的涂层体系^[21-22]。该体系具有较好的热循环耐久性能,但在超过 1300 °C 的高速燃气环境中,BSAS 材料的挥发率较大,且 BSAS 容易与由 Si 黏结层氧化形成的 SiO_2 发生化学反应,削弱涂层和 CMC 的结合力,所以该涂层体系不适合服役于超过 1300 °C 的环境,但其以较低的成本优势,在部分中高温静止件以及部分推重比较低的航空发动机高温部件中得到应用^[23]。

第三代 EBC 体系则以稀土硅酸盐为主要成分,包括单稀土硅酸盐(RE_2SiO_5)和双稀土硅酸盐($\text{RE}_2\text{Si}_2\text{O}_7$)。其中,稀土元素主要包括 Y、Sc、Lu、Yb、Er 等,从微观结构上看,稀土硅酸盐由刚性的 SiO_4 四面体,及相对较软的 REO_6 和 REO_7 多面体组成,具有较小的 CTE 和较低的热导率^[24-25]。同时,稀土硅酸盐还具备优良的抗水氧腐蚀性能和相稳定性,在高速燃气环境中挥发率较低,与中间过渡层具有良好的化学和力学相容性,可以满足 1300 °C 以上的航空发动机热端部件服役耐久性的要求^[26]。

第四代 EBC 体系是基于 T/EBC 概念的涂层,即在前代 EBC 之外再加上一层起隔热功能的 TBC,进一步提升 CMC-EBC 构件的耐温能力,可以用于表面温度>1600 °C 和气体进口温度>1700 °C 的航空发动机环境^[8],在高推重比航空发动机涡轮前进气口中具有良好的应用前景。T/EBC 同样具有多层结构^[27],第一层是黏结层,前代的 Si 涂层熔点温度为 1414 °C,通过添加 Hf 和/或 Zr 氧化物可以提高其熔点;第二层是环境阻挡层,通过在各种稀土硅酸盐中添加 HfO_2 或 Al_2O_3 以进一步提升其环境耐受能力;第四层(最外层)执行 TBC 的功能,相关组分材料需要具备优异的隔热性能以及抗腐蚀能力,目前主要采用 $(\text{Hf}, \text{Yb}, \text{Gd}, \text{Y})_2\text{O}_3\text{ZrO}_2/\text{HfO}_2$ +稀土硅酸盐, $\text{ZrO}_2/\text{HfO}_2$ +BSAS 等材料体系;在表层和环境阻挡层之间还设计了一个中间层,通常采用渐变组分以缓解 TBC 和

环境阻挡层之间的 CTE 不匹配^[28]。以 NASA 为代表的研究机构在开发 T/EBC 体系方面取得了一系列进展^[29]。

近几年,下一代航空发动机更严苛的工作环境对 CMC 等高温材料提出了更高的要求,因此研发性能优越的新型 EBC 已成为主要任务^[30]。其中高熵稀土盐类陶瓷是关注重点之一,它是借鉴高熵合金的设计策略而研发的^[13]。高熵材料具有独特的结构和优异的性能,如较好的热稳定性和机械性能、类非晶态的导热系数、较高的介电常数和超离子导电性能等。为进一步提升 CMC-EBC 构件的耐久性能,研究者将高熵设计理念引入 EBC 领域,以设计出导热系数更低、高温相稳定、烧结率低和耐高温腐蚀的新型涂层体系^[15]。目前,这类新型体系主要有高熵稀土铝酸盐、高熵稀土锆酸盐、高熵稀土钽/铌酸盐及高熵稀土硅酸盐等,但它们的综合性能还有待进一步系统地研究与优化。此外,不同种类的稀土离子掺杂产生的新结构体系或先进的制备工艺技术成为这一类涂层体系研究的重点^[31]。

如图 1 所示,越来越严苛的服役环境给航空发动机 CMC 构件提出了越来越高的要求,为保证其服役的安全性,EBC 材料体系变得更加复杂,通常包含多层结构和多相组分^[32]。最新的 T/EBC 均为多层复合结构,其中多功能 EBC 可防止侵蚀和高温腐蚀,而 TBC 可减少热传导。考虑到 TBC 和 EBC 之间的机械和热膨胀失配以及某些多功能亚层和组分之间的化学不兼容性,为了确定适当的涂层组分,需要进行大量的尝试。选择在恶劣环境中具有高可靠性的 T/EBC 材料组分时,考虑机械和热膨胀以及与 CMC 之间的性能匹配非常重要^[33]。

1.3 EBC 制备工艺

已经发展的几代 EBC 大多采用大气等离子喷

涂(APS)工艺制备。APS 工艺成熟可靠,具有沉积速率快、成本低、生产效率高、喷涂厚度可调控范围大以及对部件形状和尺寸适应性强等优点,但制备的涂层较疏松,内部存在较多孔隙^[14]。等离子喷涂时存在温度梯度,不同位置粒子熔化程度不同,前后喷涂的层间会引入孔隙或裂纹,最终孔隙率一般在 4%~20%之间。对于 TBC,上述缺陷可降低导热系数,提高涂层隔热性能,对提升涂层整体性能非常有益。但是,对于 EBC 则相反,上述孔隙和裂纹为氧气、水蒸气及其他腐蚀介质提供通道,加速了涂层的腐蚀;同时,致密的层状结构 EBC 在冷热循环过程中不能有效缓解和释放应力,最终影响涂层耐久寿命^[21]。因此,很多研究采用物理气相沉积(PVD)与等离子喷涂技术相结合的等离子-物理气相沉积(PS-PVD)工艺,可以较好地解决以上问题。PS-PVD 技术结合 APS 和 PVD 两种技术的优势,既有 APS 技术沉积效率高、成本低的优点,又兼具 PVD 技术涂层均匀、致密等特征。PS-PVD 技术在控制涂层微结构、喷涂效率、复杂几何形状适应性等方面具有显著的技术优势和潜力,但也存在一些技术难点和问题,包括粉末制备困难、传输和沉积机理尚不明确等^[27]。

当前,不少研究者将重点放在对常规工艺的改进,以及对涂层的组分和结构的优化。Zheng 等^[34]采用 APS 工艺制备了纳米结构 Yb_2SiO_5 涂层和常规 Yb_2SiO_5 涂层,并对比了两种涂层的相组成、微观结构、热性能和断裂韧性。纳米结构和常规涂层都由 Yb_2SiO_5 、 Yb_2O_3 和非晶相组成。纳米结构 Yb_2SiO_5 涂层的残余应力低于常规 Yb_2SiO_5 涂层,导致纳米结构涂层中的裂纹缺陷较少;并且纳米结构涂层热导率低于常规涂层,断裂韧性比常规涂层高 1.7 倍左右。

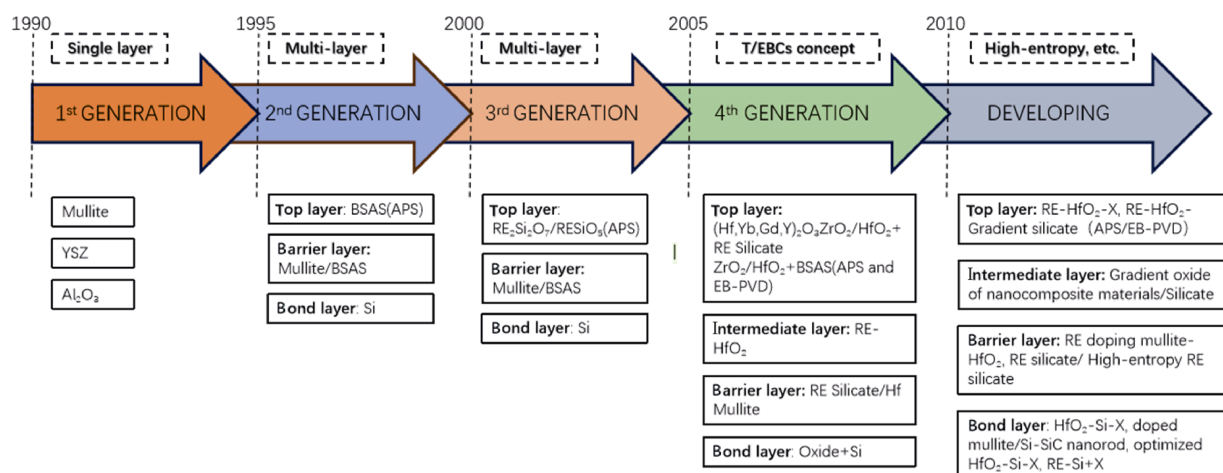


图 1 EBC 材料体系发展历程

Fig. 1 Evolution of material systems for EBC

另外,在 EBC 制备过程中进行一些前后处理来提升其综合性能,也是研究的重点之一。EBC 中主流的 Si 黏结层熔点为 1414 °C,未来材料在超过 1350 °C 的涡轮应用中可能需要无黏结层体系。为了提升涂层与 CMC 的结合力,Ridley 等^[35]提出了一种增加 CMC 中 SiC 基体表面粗糙度的方法,通过调整等离子喷涂参数制备了两种组分的 EBC,然后从微观结构、热膨胀和模量等方面比较了涂层性能。

Si-HfO₂/Yb₂Si₂O₇/Yb₂SiO₅ 是一种典型的第三代 EBC,它在高温气体冲蚀过程中容易发生剥离现象,进而严重影响涂层系统的使用寿命。Zhang 等^[36]采用 PS-PVD 工艺在 SiC/SiC 复合材料表面制备了上述 EBC,并对涂层进行了不同温度和时间的高温退火处理,然后通过拉伸试验对比了原涂层和退火样品的黏结强度。结果表明,高温退火促进 Si 元素向 CMC 本体扩散形成强晶间黏结,从而增强了涂层与 CMC 本体的黏结强度。对涂层显微结构和力学性能关联性的研究还发现,退火可以使涂层晶粒尺寸增大、微裂纹和孔洞愈合、表面粗糙度和孔隙率下降,同时还会影响涂层内残余应力、涂层的硬度和弹性模量。此外还发现,高温退火时间过长,会导致黏结层中形成孔洞,从而降低黏结强度。

Lv 等^[37]针对第四代 T/EBC 体系开展了类似的热处理,他们对 Si/Yb₂Si₂O₇-Si/Yb₂Si₂O₇/LaMgAl₁₁O₁₉ 涂层分别进行了 1200 和 1350 °C 的高温退火处理,处理时间为 5 h。对比退火后 T/EBC 体系的热循环和燃气环境腐蚀性能发现,经 1350 °C 退火处理的复合 T/EBCs 的热循环寿命比经 1200 °C 退火处理和原始 T/EBCs 的热循环寿命短,且对蒸汽腐蚀具有更好的耐受性。但经 1350 °C 退火处理后,LaMgAl₁₁O₁₉ 和 Yb₂Si₂O₇ 层界面上产生的水平裂纹会削弱涂层之间的黏结,降低涂层的热循环寿命。

Okawa 等^[38]则提出了一种采用 SiC 增强的自修复 EBC,采用热压法制备了分散有 5%或 10% SiC 的 Yb₂Si₂O₇ 涂层,并通过高温气氛暴露来探究其氧化机理和自修复机制。研究发现, SiC 氧化后产生的压缩应力和裂纹填充使原始裂纹长度缩短,强度增强。但是,在蒸汽环境中,杂质 Al 和水蒸气加速了 SiC 的氧化,体积膨胀引起的过度压缩应力会使涂层开裂,这些裂纹为蒸汽到达 CMC 本体提供了通道,从而影响其耐久性能。

2 CMC-EBC 性能测试与失效机理

CMC 本身具有低密度、高比强、高比模、耐高温、抗烧蚀、抗氧化等优异性能,且对裂纹不敏感,

一般不发生灾难性失效。然而,EBC 组分通常为脆性陶瓷材料,易发生损伤失效。EBC 的失效机理研究往往与涂层性能的研究相结合,通过测试 EBC 在典型服役环境下的性能获取其行为响应,并采用各种检测手段表征其损伤演化行为,进而揭示其失效机理,这对 EBC 的发展极为重要。

2.1 EBC 耐久性测试

对于 EBC 失效机理的研究主要有两个方面:一方面是材料研究者试图建立材料组成与失效模式之间联系,来指导涂层选材和工艺研发;另一方面是航空发动机工程师从服役环境对 EBC 失效机制的影响角度展开研究,来建立涂层寿命预测模型。两个方面的研究均需获取涂层在典型服役环境下的性能和行为。

EBC 性能测试关注的首要问题是服役耐久性,通常需要采用专业设备来模拟这种环境。因此,大量研究机构开展了相关测试^[39],并与高压-高速度燃烧器台架和激光测试台架相结合,前者用于产生温度梯度的温度剖面,后者用于测量热导率和评估温度梯度下的 EBC 性能。

航空发动机服役过程中存在启动、加力、巡航等多种状态,对 EBC 在热循环/热冲击载荷下的性能进行测试也十分必要。EBC 耐久性取决于其降解速率,包括水氧腐蚀挥发和黏结涂层氧化,两者均与服役温度相关。第四代 T/EBC 通过表层 TBC 来降低 EBC 的温度,但在热循环测试中发现,TBC 也引入了新的失效机制。Deijkers 等^[40]探究了 T/EBC 在长期高温蒸汽热循环作用下的失效行为,发现在 TBC 与 EBC 界面上形成了一层薄的无定形相反应层,其 CTE 比相邻组分高得多,在热循环作用下容易导致 TBC 分层剥离。该研究突出了在涂层系统设计过程中实现 TBC 和 EBC 以及它们之间可能形成的反应产物的 CTE 匹配的重要性。Du 等^[41]在 SiC/SiC 复合材料表面制备了 Si/Yb₂Si₂O₇ 涂层,系统研究了其在水氧环境中的热循环失效机制。随着腐蚀的进行,由于 Yb₂Si₂O₇ 表层和 Si 黏结层之间的 CTE 存在差异,热循环产生的垂直裂纹成为腐蚀介质的入侵通道,进而形成横向裂纹和孔隙,导致 Yb₂Si₂O₇ 表层剥离。

对于 CMC-EBC 的应用,获取真实或者近似航空发动机涡轮部件等极端环境下的行为至关重要。Archer 等^[42]开发了一种模拟真实发动机热负荷的实验装置,并配备了各种损伤监测手段,可以进行位移变形和热场的测量,用于评估涂层的蠕变等热力学性能。Baken 等^[43]则开发了一种专用测试装置,

用于模拟 EBC 真实服役环境, 分别在标准条件以及向火焰中注入液态水的条件下测试 EBC, 还探究了火焰冲击角等因素对水蒸气腐蚀的影响, 发现冲击角会影响腐蚀区域的大小和形状。

2.2 EBC 组分热力学性能测试

除了上述宏观性能的测试, 对 EBC 组分 CTE、弹性模量、界面强度等热力学性能的测试也十分必要。相关数据可以为 EBC 失效模型、寿命预测提供支撑, 并可以为涂层优化设计提供理论基础。但是, EBC 组分热力学性能参数的获取, 特别是通过试验获取是十分困难的。目前, 有一些研究分别通过理论计算和试验测试方法开展了探索^[44-45]。表 2 中给出了部分文献中现有的 EBC 组分性能参数^[12,14,26,44,46-50]。需要注意的是, 相关文献中某些性能数据差异较大, 这些参数的准确性还需要进一步探究。一旦 CMC-EBC 的所有组分性能参数可用, 就可以模拟各种条件下材料体系的退化过程, 预测组分的失效次序^[51]。由于涂层的薄层结构(厚度在微米量级), 某些性能测试尚无成熟标准可以参考, 并且还必须考虑所有组分性能随温度变化的差异。

Hao 等^[45]基于密度泛函理论, 计算了稀土硅酸盐的基础热力学性能, 包括 $\text{La}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ 和 $\text{Ce}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ 的热导率和 CTE 等, 为 EBC 选材提供了理论支撑。Robertson 等^[52]使用微观力学测试手段来研究先进 EBC 系统中重要组分 HfO_2 -Si 的力学性能。采用微悬臂梁实验测量了 Si 和 HfO_2 富集相的断裂韧性,

并对数据的可靠性进行了分析, 这些数据为涂层开裂模型提供了依据。

Kassem 等^[53]对 EBC 重要组分之一 Yb_2SiO_5 的力学性能进行系统研究。将 Yb_2O_3 和 SiO_2 合成致密的 Yb_2SiO_5 并在 1580 °C 下烧结, 测试了其杨氏模量、维氏硬度以及断裂韧性等基础力学性能数据。结果表明, Yb_2SiO_5 具有较低的杨氏模量(119 GPa), 沉积到 SiC/SiC 基板上产生的应力较低; 同时它还具有较低的硬度值(6.4 GPa)和相对较高的断裂韧性(1.97 GPa)。

Aoki 等^[22]提出了一种用于测量剪切载荷下 EBC 剥离断裂韧性的试验技术, 该技术使用一个简单的夹具可以获得相位角约为 80°的涂层剥落断裂韧性。在三维编织 CMC 表面制备了 Si/莫来石+BSAS/BSAS 涂层, 并运用该技术进行了测试, 剥离路径表明该技术对具有粗糙界面的 EBC 涂层具有良好适用性。对于高温环境下 EBC 涂层的界面剪切强度和断裂韧性, Nair 等^[51]则提出了一种高通量测试方法, 即在基体上制备有限长度涂层条带, 施加平行于界面的轴向压缩载荷, 在界面上产生剪切载荷。该技术成功引起了涂层末端的剪切剥离, 结合力学模型可以测量界面剪切强度和断裂韧性; 加载过程中, 通过监测涂层和基体的应变还可以获得涂层弹性模量数据。研究发现, EBC 界面剪切强度比文献中拉伸剥离强度高很多。该研究还获取了界面剪切强度、断裂韧性以及涂层弹性模量随温度的变化规律, 它们均在 1000 °C 左右急剧下降。

Kakisawa 等^[54]提出了一种基于数字图像相关技术的陶瓷涂层 CTE 测量方法, 可以在 25~1400 °C 范围内进行测试, 即采用 SEM 拍摄高温炉内涂层样品, 仅将样品表面反射的蓝激光作为图像源, 开发算法对 SEM 照片进行处理, 获得恒定对比度、无热辐射畸变的图像; 然后采用数字图像相关技术计算了每个温度的热应变, 进而获取随温度变化的 CTE; 最后对该方法的可靠性进行了验证。

Ye 等^[55]将 X 射线衍射和拉曼光谱相结合, 提出了一种 EBC 残余应力测试方法。针对新一代稀土硅酸盐涂层, 使用拉曼光谱仪的共焦微激光器发出的激光束对 EBC 表面进行了测量, 通过 X 射线衍射对表面的应力值进行校准, 得到沿涂层深度方向的残余应力分布。涂层中残余应力不均匀, 主要呈现压应力状态, 涂层底部约有 -275 MPa 的应力, 沿表面方向逐渐减小。在残余应力分布中还观察到应力值突然变化, 这是由涂层中孔隙引起的残余应力松弛所致。

表 2 EBC 典型组分热力学性能
Table 2 Basic thermal-mechanical properties of EBC constituents

Material	Average CTE/ ($\times 10^{-6}$, K^{-1})	Elastic modulus/GPa	Melting point/°C
SiC/SiC CMC	4.75 ^[46]	220 ^[46]	2827 ^[26]
Si	3.5–4.5 ^[47]	97 ^[48]	1416 ^[47]
Mullite	5–6 ^[47]	150 ^[46]	1800 ^[47]
BSAS	4–5 ^[47]	32 ^[48]	1300 ^[47]
Lu_2SiO_5	6.7 ^[12]	169 ^[44]	—
Yb_2O_3	6.8–8.4 ^[47]	—	2415 ^[47]
Yb_2SiO_5	7.1–7.4 ^[12]	158 ^[44]	1950 ^[47]
$\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$	3.6–4.5 ^[12]	168 ^[14]	1850 ^[47]
Y_2SiO_5	6.9 ^[14]	124 ^[14]	1980 ^[14]
$\text{Y}_2\text{Si}_2\text{O}_7$	3.9 ^[14]	155 ^[14]	1775 ^[14]
Er_2SiO_5	5–7 ^[12]	159 ^[14]	1980 ^[14]
$\text{Er}_2\text{Si}_2\text{O}_7$	5–7 ^[12]	159 ^[14]	1980 ^[14]
Gd_2SiO_5	10.3 ^[14]	—	1900 ^[14]
$\text{Sc}_2\text{Si}_2\text{O}_7$	5.4 ^[47]	—	1850 ^[47]
$\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$	9.1 ^[49]	63 ^[49]	2250 ^[50]

2.3 EBC 环境损伤机理

EBC 概念自提出以来,主要通过制备致密的涂层用以隔绝 CMC 和燃气环境。但是,EBC 在承受热震、热循环等载荷作用后不可避免地会产生裂纹等损伤,进而与环境介质发生各种物理化学作用,损伤进一步演化发展会引起涂层失效、剥落,最终导致 CMC-EBC 体系失效。如图 2 所示,EBC 与环境介质相关的损伤机制主要有环境腐蚀、固体颗粒侵蚀和外物冲击损伤等。

根据文献统计发现,钙镁铝硅酸盐(Calcium-magnesium-alumino silicate, CMAS)腐蚀是 EBC 损伤机理的研究重点^[56-57]。CMAS 腐蚀是指熔点在 1190~1260 °C 的 CMAS 颗粒在发动机内部高温作用下融化后侵蚀涂层所引起的失效。CMAS 随高温气流到达涂层表面,融化后形成液体,对涂层造成侵蚀。

El Shafei 等^[58]研究了在 1300 °C 的 CMAS 腐蚀环境中不同稀土(Yb、Lu 和 Er)硅酸盐 EBC 的热化学腐蚀行为,测试对比了不同组分的腐蚀速率。Harder 等^[59]将 Si/Yb₂Si₂O₇ 组成的 EBC 在低负载(2 mg/cm²)下接触两种 CMAS 成分,然后在 1316 °C 下进行蒸汽氧化,并探究其失效机制。研究发现,接触 CMAS 可以减少 TGO(热生长氧化物)厚度,并且低 CaO 含量的 CMAS 环境下氧化层厚度更小;但是,CMAS 腐蚀环境下容易造成涂层分层。

最新的 EBC 材料体系不再局限于单相稀土硅酸盐, Kim 等^[60]制备了 Gd₂Si₂O₇/Sc₂Si₂O₇ 双相硅酸盐复合涂层(体积比 70/30),发现其具备更优异的抗

CMAS 腐蚀性能。EBSD 测量表明该涂层上的 CMAS 反应层由两个不同的亚层组成,内层由 Ca₂Gd₈(SiO₄)₆O₂ 和 Sc₂Si₂O₇ 晶体的混合物组成,外层则由长条形的 Ca₂Gd₈(SiO₄)₆O₂ 大尺寸晶体组成。与单相涂层相比,双相涂层中反应层总厚度约为相同条件下单相 Gd₂Si₂O₇ 厚度的 20%,这是双相稀土硅酸盐复合涂层具有更好的抗 CMAS 腐蚀性能的原因。

Tejero-Martin 等^[61]制备了三种不同孔隙率和沉积厚度的 Yb₂Si₂O₇ 涂层,对比分析了这些涂层在 1350 °C 抗 CMAS 腐蚀特性,并对 CMAS 和稀土硅酸盐之间的反应机制进行了深入探讨,发现较高的孔隙率水平将促进 CMAS 的渗透,溶解 Yb₂SiO₅ 形成 10~15 μm 的 Ca₂Yb₈(SiO₄)₆O₂ 反应产物和细小孔隙(<10 μm)的网络。

Godbole 等^[62]则试图对 CMAS 和 T/EBC 之间的反应过程进行量化分析,将文献中报道的反应产物与基于多相组合的四种潜在 T/EBC 材料形成的反应产物进行定量比较,并分析了反应产物的具体成分,探究了将这些多相材料添加到 T/EBC 体系中所起到的作用。

提出 EBC 概念就是为了保护 CMC 免受燃气水氧腐蚀。但随着航空发动机工作条件日趋恶化,现有涂层体系也会因氧化和水氧腐蚀而失效。许多研究人员研究了稀土硅酸盐体系涂层的抗氧化性^[63]。EBC 剥落失效的原因之一,就是由于 Si 黏结层发生氧化形成 SiO₂ 层,其厚度随着氧化时间延长而增大,引起的弹性应变累积也被称为 TGO。燃气中的水蒸

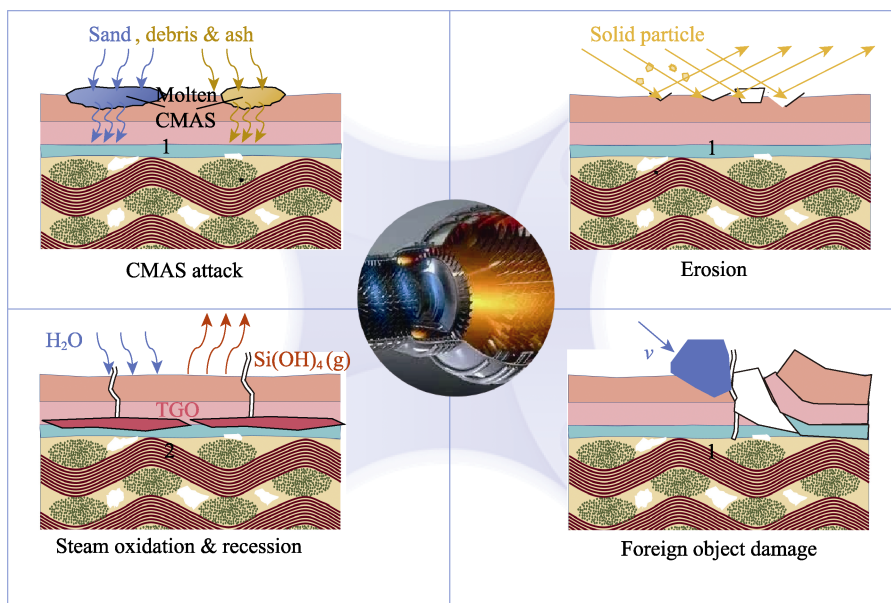


图2 EBC 主要损伤机理示意图
Fig. 2 Main damage mechanisms of EBC

气会加速 TGO 增长,引起 EBC 剥落,TGO 增长率甚至会发生几个数量级的提升。因此,很多研究观测了 TGO 增长率,并通过化学组分、氧化动力学分析等手段探究 TGO 增长机制,找到相关因素和 TGO 生长速率之间的关联性,进而提出控制 TGO 生长速率的方法,以延长 EBC 使用寿命。

燃气环境下 EBC 另一个重要损伤来源为固体颗粒侵蚀(SPE)。Presby 等^[64]采用 PS-PVD 技术制备了 $\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ 涂层,利用 NASA 格伦研究中心的侵蚀燃烧器装置开展了侵蚀模拟试验。在 1200 °C 采用氧化铝(Al_2O_3)颗粒作为侵蚀介质,研究了颗粒动能、撞击角以及涂层表面粗糙度等因素的影响,并利用扫描电子显微镜表征了侵蚀后损伤形态。

抗外物冲击损伤能力也是航空部件服役前必须进行考核的重要性能。Bhatt 等^[65]研究了 CMC-EBC 抗冲击性能,在室温及 1316 °C 下,使用直径为 1.59 mm 的钢球,以 110~375 m/s 的速度进行冲击试验。利用显微镜和无损检测方法评估 CMC 本体和 EBC 的损伤程度,发现以 <125 m/s 的速度冲击均会对 CMC-EBC 造成损伤;速度超过此值时,EBC 发生剥落,CMC 本体中发生纤维失效和分层损伤。同时还发现,冲击测试后在涂层中产生了贯穿裂纹和水平分层裂纹,这些裂纹为环境介质侵入材料内部提供了通道,将会对 CMC-EBC 剩余寿命产生不利影响。

涡轮叶片的前缘和后缘在涡轮发动机的气流中容易受到外来物体碎片的冲击。Kedir 等^[66]研究了模拟叶片低曲率边缘的外来异物(FOD)冲击行为,模拟叶片采用 CMC-EBC 制成,涂层体系为 Si/莫来石。使用直径为 1.5 mm 的氮化硅(Si_3N_4)、氧化锆(PSZ)和钢作为冲击物。在冲击试验中,通过高速摄像以及 CT 扫描表征和分析了涂层的裂纹形态。

2.4 CMC-EBC 损伤耦合机理

航空发动机中广泛应用的纤维增强 CMC 对裂纹不敏感,通常不发生灾难性失效。静载作用下,CMC 拉伸应力-应变曲线通常表现为“伪塑性”,其细观损伤模式主要包括基体开裂、纤维断裂、界面脱黏、纤维拔出和纤维束拔出等。CMC 疲劳现象不明显,疲劳损伤机制包括纤维-基体磨损、纤维束-纤维束磨损等,高温疲劳载荷作用下其失效主要受氧化寿命控制,因此,其失效过程和 EBC 的完整性紧密相关。换言之,应将 CMC-EBC 作为一个功能完整体进行失效分析。相关研究也表明,CMC 本体和 EBC 的损伤过程是相互耦合、相互影响的。

早期的 EBC 性能测试与失效研究通常仅关注涂层材料本身,但随着服役环境日趋恶劣,相关材料体系的性能已被运用到极限,了解各损伤模式的相互作用以精准预测 CMC-EBC 系统的耐久性变得越来越重要。Hu 等^[67]研究了 $\text{Si}/\text{Yb}_2\text{SiO}_5/\text{LaMgAl}_{11}\text{O}_{19}$ 涂层对 SiC/SiC 复合材料的保护效果。经 1000~1360 °C 等温时效处理 500 h 后,CMC-EBC 弯曲强度保持率为 80.07%,而无涂层保护的 CMC 弯曲强度保持率仅有 35.91%。所有 CMC-EBC 试样均表现出“伪塑性”断裂特征,而无涂层试样表现为脆性断裂。失效机制分析发现,制备的 EBC 中存在微裂纹和孔隙,但经过等温时效后有所减少,涂层变得更加致密,从而得到较高的强度保持率。后续研究者还分析了该体系的 CMC-EBC 的高温抗拉疲劳性能和失效机理^[68]。

Yang 等^[24]在 SiC/SiC 复合材料表面制备了 $\text{Si}/\text{Mullite}/\text{Yb}_2\text{SiO}_5$ 涂层,在 50%水蒸气和 50%氧气组成的蒸汽腐蚀条件下进行热循环测试,在 1200~200 °C 温度范围内进行热冲击。经过不同次数热循环后对样品的微观结构、重量损失和黏结强度进行了系统研究,探究了 CMC 和 EBC 中裂纹产生和扩展等损伤演化机制。

采用电导率(ER)等无损监测手段表征 SiC/SiC 复合材料中的拉伸损伤已具有应用价值。Appleby 等^[69]采用 ER 评估了 CMC-EBC 系统的高温热梯度损伤,在 1200 °C 高温下进行拉伸强度试验,采用原位 ER 监测损伤累积过程,试图建立 ER 响应与损伤演变之间的联系,并将结果与声发射(AE)和高温数字图像相关(DIC)技术测量结果进行比对。

Quan 等^[70]对一种带 EBC 涂层的 SiC/SiC 试样在 1200~1400 °C 高温氧化环境中的耐久性进行测试。结果表明,该 CMC-EBC 体系的强度几乎没有下降,静态氧化后强度为 630~749 MPa,水氧腐蚀氧化后强度仍可达到 585~719 MPa。

Ramachandran 等^[71]对带涂层氧化物/氧化物 CMC(AS-N610)的抗 CMAS 腐蚀行为进行了研究,SEM 图像显示,CMAS 渗透到多孔 CMC 中,最终使氧化物/氧化物 CMC 的表面硬度和耐磨性下降了约 12%。

如上所述,大部分工作都致力于分别研究 CMC 和 EBC 的损伤演化。然而,CMC 和 EBC 的损伤彼此影响,甚至是耦合演化的。如图 3 所示,CMC 在热机械载荷下会发生基体开裂和纤维失效,同时在蒸汽的作用下 EBC 会发生开裂和腐蚀。随后,复合材料和涂层中裂纹的传播可能会相互影响并发

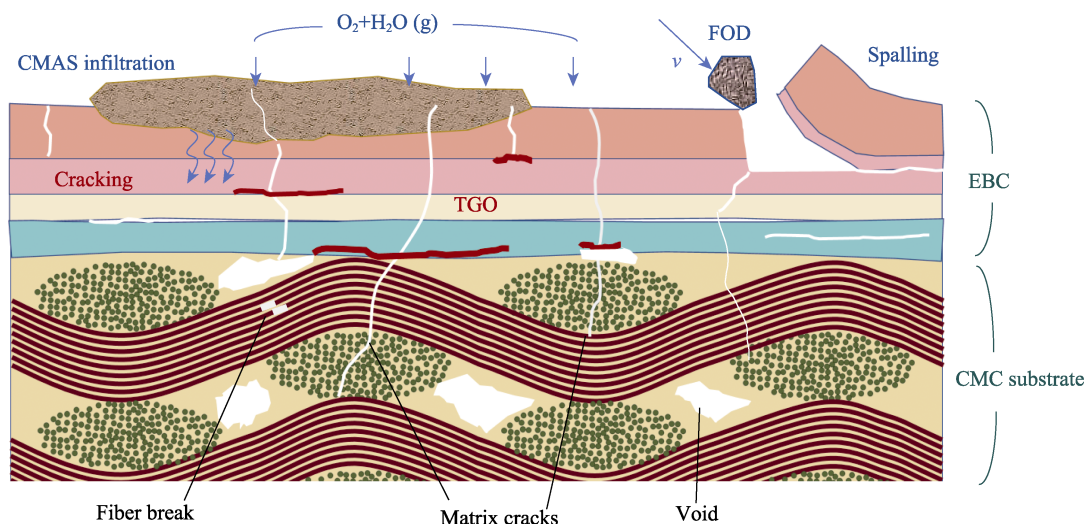


图3 CMC 和 EBC 主要损伤机理之间的耦合关系

Fig. 3 Coupling relationship between the main damage mechanisms of CMC and EBC

生合并。CMC 的纤维预制体结构对 EBC 的应力分布和损伤模式也发挥了一定作用。同样,涂层的性能也对 CMC 的失效过程具有重大影响,比如在热循环后期, Si 黏结层的残留物对 CMC 本体材料起着重要的保护作用^[41]。因此,在分析 CMC-EBC 系统的失效机制时,需要考虑涂层和复合材料编织结构在损伤演化过程中的协同效应。

3 CMC-EBC 损伤模拟与一体化设计

为了充分发挥 CMC-EBC 体系的性能,需要建立基于物理机制的模型来预测复合材料和涂层在真实发动机环境下的行为,并指导后续的材料结构设计。EBC 组分的选材在很大程度上是经验性的,为了发现新的材料体系或组合,需要进行广泛的建模和模拟分析。

3.1 EBC 热残余应力和热应力分析

根据 EBC 失效机理,在热循环/热冲击等载荷作用下涂层中产生开裂裂纹和分层裂纹,其为环境介质进入涂层内部和 CMC 本体提供通道是造成失效的起因。因此,通过模型计算获取涂层体系的热残余应力和热应力分布,为后续裂纹萌生和扩展分析提供依据,是 EBC 损伤模拟的首要任务。

Li 等^[72]提出了一种半解析模型,用来预测多层涂层系统在热循环加载条件下的应力演变。该模型考虑了涂层厚度方向的温度梯度、蠕变变形和高温 TGO 生长过程。这种半解析方法求解的应力、蠕变应变场与有限元预测结果一致。通过考察涂层或复合材料中的蠕变对应力演变的影响发现, TGO 中的蠕变变形可以缓解巨大的生长应力,从而获得

更好的耐久性。

Du 等^[73]采用有限元方法研究了粗糙界面对 Si/Yb₂Si₂O₇/Yb₂SiO₅ 涂层系统中应力分布的影响。结果表明,粗糙界面增加了界面处残余应力的水平,远离界面的应力分布受到的影响小于无粗糙度的涂层。Yb₂SiO₅ 层的表面应力在凹陷处达到峰值,对应了表面裂纹的萌生位置。后续还探究了粗糙程度和 TGO 生长对 EBC 应力分布的影响^[74],结果显示 TGO 增加了 BC 和 EBC 层的残余应力水平,导致 TGO/BC 和 TGO/EBC 界面上的裂纹出现在相反的位置。同时,应力耦合效应还通过影响气体扩散和气体流入速率而造成 TGO 的不均匀生长。

Huang 等^[75]基于 SEM 照片建立热力学模型,对 Yb₂Si₂O₇ 向 Yb₂SiO₅ 腐蚀转化和热循环耦合作用下的涂层应力演变进行了分析。在无水蒸气侵蚀情况下, Yb₂Si₂O₇ 涂层承受压缩应力;经水蒸气循环作用后,腐蚀的 Yb₂Si₂O₇ 涂层中会出现拉伸应力。较大的应力导致 EBC 过早开裂,从而为腐蚀介质渗透提供通道。在腐蚀区域, Yb₂Si₂O₇ 腐蚀引起的体积收缩是影响应力大小的主要因素。此外,随着孔隙率增大,腐蚀区域的杨氏模量减小和收缩应变显著变化将对 EBC 应力场产生显著影响。

Heveran 等^[46]发展了一种计算模型,考虑了 EBC 的功能梯度、几何形状,以及垂直裂纹的密度和深度等因素对涂层应力分布的影响,发现 EBC 的梯度化可以减少涂层系统界面上的应力不匹配,而 EBC 与 TBC 的厚度比对涂层应力的影响要小得多。垂直裂纹增加了涂层的韧性,但会在 EBC 中引入应力波动,当裂纹贯穿涂层厚度时,裂纹间距增大,应力波动也会增大。对于 EBC 而言,没有裂纹时应

力分布情况最佳;如果存在裂纹,那么在裂纹间隔小且接近贯穿厚度的情况下产生的应力波动最小且最均匀。

上述理论模型或数值模拟方法不仅增强了对 EBC 中热残余应力和热应力分布规律的全面理解,还为涂层裂纹行为分析、延长 EBC 寿命提供了理论指导。

3.2 EBC 裂纹萌生和扩展模拟

如前所述,CMC-EBC 在服役环境下的失效行为是一个动态过程,它往往与残余应力、蠕变效应、烧结效应、氧化等诸多因素有关。但总体而言,裂纹的萌生和扩展是最关键的。因此,在失效模型的研究中,模拟 EBC 中的裂纹行为是核心任务之一。

EBC 通常为致密涂层,由于热应力水平高、应变容限低,容易出现贯穿全厚度的裂纹,为燃气环境中的水蒸气挥发和熔盐渗透提供通道。采用退火处理可以实现稀土硅酸盐 EBC 的裂纹愈合。Lv 等^[76]采用 SEM 观察到裂纹的闭合和愈合,通过 X 射线衍射和纳米压痕表征了相变和烧结行为。基于物理机制,建立有限元模型模拟了 EBC 的裂纹愈合机制。

涂层内部的裂纹可以有效增加涂层隔热性能, TBC 中通常利用此特性。但当裂纹密度超过临界值时,会严重影响 EBC 的环境稳定性。当经受热循环载荷时,由于残余应力、粗糙界面和 TGO 等因素,裂纹萌生和扩展将变得极为复杂,通常可以采用有限元法来模拟裂纹行为。用预置裂纹模拟 EBC 寿命的研究较多,但对裂纹的萌生、扩展这一动态过程的模拟尚少。

$\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ 是最新 EBC 体系的重要组分,它在燃气热循环过程中会转变成 Yb_2SiO_5 , 并引起 EBC 表面开裂。Huang 等^[77]开发了四种具有预裂纹的 EBC 几何模型,考虑了涂层界面的起伏和涂层内部多孔结构。模拟结果表明, EBC 表面凹陷处的预裂纹比突起处的更容易发生扩展。EBC 表面的波动变化对裂纹扩展的影响比幅度变化更明显,多孔结构可以减缓 EBC 表面开裂。利用该研究的模拟方法,通过合理设计可以提升涂层性能。

Summers 等^[78]采用有限元方法计算了 EBC 中预制裂纹扩展的能量释放率(EER),用以讨论裂纹的扩展路径,即穿透和剥落之间的竞争机制。研究对象为一种 $\text{Yb}_2\text{SiO}_5/\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ 复合涂层,分别考查了热失配应变、层厚度和潜在裂纹尺寸等参数变化。结果表明,对于某些属性组合, $\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ 层剥落时的 ERR 大于持续穿透时的 ERR,这意味着穿透开裂可能产生分支并导致涂层剥落。此外还发现,这些

行为对 CMC 的热膨胀系数非常敏感。

Liu 等^[79]通过第一性原理计算和微观力学模型,研究了三种不同成分的 $\text{HfO}_2\text{-Si}$ 复合涂层的物理特性,及其在 1723 K 下的抗热冲击性能。复合涂层比纯 Si 黏结层具有更好的抗裂纹萌生和扩展能力,这种改善源于分散的 HfSiO_4 颗粒引起的弥散强化效应。

Hattiangadi 等^[80]采用内聚力模型(CZM)模拟了复合材料和 EBC 之间的界面裂纹扩展和材料等效导热系数随时间的变化。该模型考虑了周期性加载导致的黏聚强度退化,通过损伤变量来表征并建立了损伤演化方程。该模型的优点是不需要使用全局加载参数,仅需通过局部变化来描述材料的力学特性和热场分布。

可以看出, EBC 的损伤模拟还有很多工作要做。其中,裂纹扩展的动态模拟是预测涂层寿命的重要方法和途径。现有研究大多采用虚拟裂纹闭合法(VCCT)、扩展有限元法(XFEM)和 CZM 等技术来模拟裂纹扩展,但当存在裂纹分支或合并时,数值模拟效果会受到限制。对于 EBC 体系,多层结构和多相组分是常态,裂纹在这种不规则材料中的扩展是当前研究的重要挑战。

3.3 EBC 失效预测模型

EBC 失效在服役条件下伴随着损伤累积而逐渐发生的。如前所述, EBC 的最终失效通常与热残余应力、烧结效应、CMAS 腐蚀、氧化等诸多因素有关。但总的来说,失效通常归因于裂纹的萌生和扩展。因此, EBC 的失效预测通常是采用理论或数值模型来计算应力/应变状态并模拟裂纹扩展,建立失效的判据,进而预测寿命。

Bakan 等^[81]采用氧化动力学模型研究了三种不同镱硅酸盐 EBC 在等温条件和热循环条件下的性能退,观察到的氧化过程符合抛物线形动力学,镱硅酸盐涂层的抗氧化保护性能受到喷涂条件的影响。控制机制可以归因于热循环过程中镱硅酸盐涂层的密度增大,并通过图像分析对其进行了定量研究。

Sehr 等^[82]基于多物理场耦合计算框架,模拟了 EBC 内部氧化区域的发展。该框架综合分析了氧化剂传输,在干空气环境中氧化物生长以及蠕变松弛效应,通过广泛的参数研究,详细探讨了由氧化驱动的失效过程,涉及裂纹张开位移、涂层的有效扩散率、裂纹间距和施加的载荷水平等。

Richards 等^[83]对 $\text{Si}/\text{Al}_6\text{Si}_2\text{O}_{13}/\text{Yb}_2\text{SiO}_5$ 涂层中裂纹扩展及失效过程进行了分析和建模。由于镱硅酸盐层的热膨胀系数大于 CMC,涂层中产生了残余

拉应力,这些应力使垂直开裂裂纹在 $\text{Al}_6\text{Si}_2\text{O}_{13}$ 层或其界面处发生裂纹分叉。随后在水氧环境中进行热循环,分叉裂纹向Si黏结层扩展并沿该层的中线平面横向偏转。分支裂纹表面暴露在蒸汽环境中,发生相变而使裂纹愈合。对裂纹分叉现象进行了有限元分析,并评估了裂纹驱动力控制裂纹扩展轨迹。有限元模拟为量化涂层设计中各影响因素的敏感性提供了有效手段。

Grujicic等^[84]采用瞬态非线性动力学三维有限元模型来模拟EBC遭受FOD的失效过程。研究对象为Si/Mullite+BSAS/BSAS涂层体系,采用钢球对其进行冲击,穿透和接触相互作用分别由罚函数接触算法和库仑摩擦定律进行模拟。采用Johnson-Cook模型作为失效准则,预测的损伤区尺寸和贯穿深度与实验结果基本相符,该研究较为完善地考虑了冲击波、塑性流动、应变率硬化和累积损伤等因素对失效过程的影响。

CMAS腐蚀和烧结现象在EBC的失效过程中广泛存在,但基于扩散机制和化学反应机制的模型研究仍然有限^[60]。在现有文献中,尚未提出EBC的CMAS腐蚀和烧结失效模拟模型^[85]。有关EBC失效过程的数值模拟,有的研究简单地使用不同的杨氏模量来考虑烧结效应^[86],有的则通过施加收缩应变来等效烧结反应^[71]。

失效模型需要考虑热残余应力、烧结效应和氧化等不同因素,最终的寿命预测必然基于对这些因素及其影响大小的准确描述。然而,这些因素非常复杂且难以预测。例如,涂层不同组分和CMC的热膨胀不匹配会导致涂层中出现不可忽视的热残余应力。此外,涂层各亚层之间的不同结合强度可能导致分层不均匀和随机剥落。目前的研究主要采用理论或数值方法模拟这些因素对涂层中裂纹扩展的影响。断裂力学方法、氧化动力学模型、多物理场方法等均被引入到EBC研究中,但各种损伤演化之间的耦合,以及CMC损伤和涂层损伤之间的耦合问题尚未得到很好的解决。

3.4 CMC-EBC一体化设计

CMC是由脆性纤维、脆性基体和界面相组成的材料,但由于复杂的细观损伤机制,其宏观力学行为呈现“伪塑性”。对于CMC结构分析与设计,通常包括建立包含纤维预制体等微观结构特征的模型,计算应力/应变状态并模拟损伤的渐进演化。当CMC表面喷涂EBC后,涂层结构、组分特性以及内部裂纹的形态、位置、密度等都将对整个材料体系的性能造成影响。此外,TGO的不均匀增长引起

界面裂纹的萌生、扩展、聚集同样不可忽略^[87]。

Yang等^[88]对喷涂有EBC的SiC/SiC复合材料在1300℃高温下的疲劳失效行为进行了研究。首先,通过疲劳实验探究加载条件下CMC-EBC体系的失效机制,在此基础上提出一种模型来描述其疲劳行为;然后,基于弹性模量的退化规律,建立了一个新的疲劳损伤模型,用来描述CMC-EBC的疲劳损伤演变,并对CMC-EBC整体的疲劳寿命进行评估。所提出的模型与实验数据具有良好的一致性。

依托NASA超高效发动机技术(UEET)计划,Murthy等^[89]制备、测试和分析了一个CMC-EBC涡轮导向叶片,目标是在航空发动机典型工作条件下服役1000h, SiC/SiC复合材料叶片可承受最大温度为1315℃, T/EBC体系保护下表面温度可达1482℃。考虑CMC和EBC的热力学性能,通过CFD计算获取了涡轮叶片的温度场,然后采用有限元方法对一体化结构的强度和耐久性分析,并将相关组分参数视为随机变量进行了可靠性分析,最终发现不满足设计要求的可能性仅为1.6%。

如上所述,大部分工作都致力于分别开发CMC和EBC的失效模型。然而,CMC本体和EBC涂层内部的损伤相互影响,同时也会耦合演化^[90]。预测CMC-EBC构件失效的理想模型必须考虑涂层损伤和复合材料微观结构之间的相互影响,但现有研究中,这样的模型并不多。本课题组近期提出了一个数值模型^[91],用以研究涂层组分特性和复合材料预制体结构对CMC-EBC系统内部应力演化的耦合影响。如图4所示,在有限元模型中考虑了EBC涂层各亚层和CMC编织结构的真实几何特征,结果表明,涂层组分的热力学特性和复合材料的编织结构参数均对应力分布有显著影响。

CMC和EBC的损伤是相互影响的。如前所述,已有许多研究探讨了服役环境下各种因素对CMC和EBC失效行为的影响规律,这些规律是发展结构分析和设计方法的基础。然而,由于影响因素过于复杂,CMC-EBC体系失效过程中还有许多问题没有解决^[92]。因此,失效模型研究的进展相对较慢,且大多数研究得到的CMC和EBC的失效模型相互孤立。

为了综合考虑CMC和EBC损伤演化的耦合作用,建立的CMC-EBC失效模型需要真实地体现纤维编织结构以及涂层的组成和微观特征。同样地,在开展材料研发和工程设计时,也需要将CMC和EBC视为一个功能整体,进行一体化设计。如图5所示,开展CMC-EBC构件设计和分析时,既要根据结构的承载需求对CMC纤维编织结构进行精细化设计,又要根据服役环境功能需求优选涂层材料,

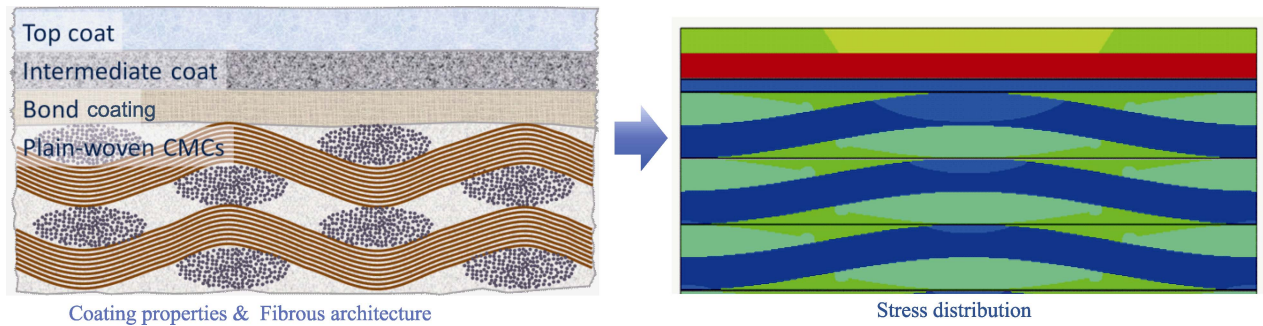


图 4 考虑涂层特性和复合材料纤维编织结构的协同效应的 CMC-EBC 失效分析模型^[91]
Fig. 4 Failure model of CMC-EBC system considering the synergetic effect of coating properties and fibrous architecture of composite^[91]

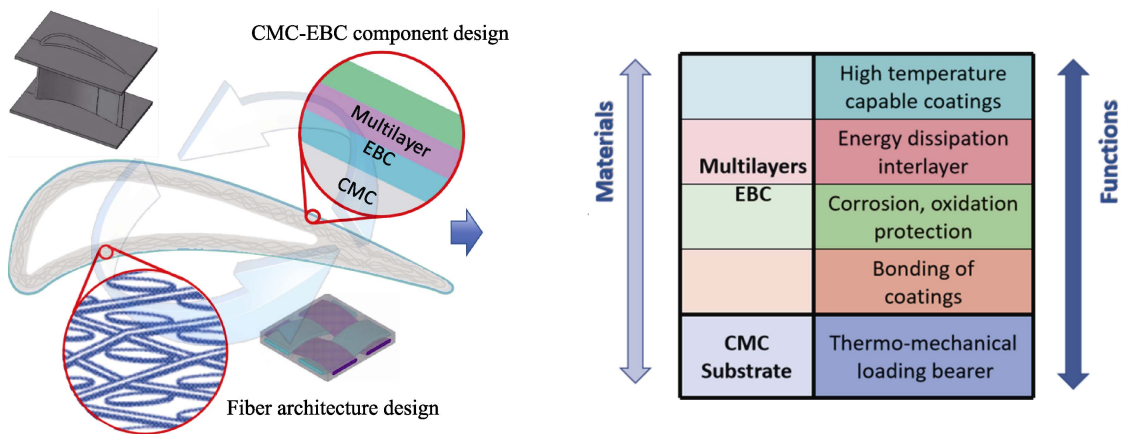


图 5 CMC-EBC 结构一体化设计思路
Fig. 5 Methodology of integrated design of CMC-EBC component

还要根据复合材料与涂层组分之间的热匹配、化学相容性以及损伤耦合等因素开展综合分析和迭代优化。其中，应该更加关注分析模型的建立，采用精细化建模技术，探究涂层结构和组成、复合材料纤维编织结构等对整个系统力学响应和失效过程的影响规律。

4 总结与展望

随着服役条件越来越严苛，可供选用的航空航天热结构材料只有极少数高温陶瓷。CMC-EBC 体系是当前最有应用前景的热结构材料之一，在航空航天推进系统中更广泛地应用 CMC-EBC 体系，能够减轻重量、提高燃料效率、延长使用寿命、增加设计灵活性和节约成本。但是这项技术目前仍存在诸多挑战，其中关键挑战在于 CMC 与 EBC 微观结构及损伤机制的复杂性，各种损伤机制之间的耦合，以及它们与服役环境之间的相互作用。通过对近年来的代表性研究进行梳理，对 CMC-EBC 研究重点问题和发展趋势总结如下：

1) EBC 的耐久性关系到 SiC/SiC 部件的使用寿命，因此如何提高 EBC 的耐久性一直是 CMC 研究的重要方向。限制 EBC 使用寿命的两种最重要失效机制是 CMAS 腐蚀和蒸汽氧化。蒸汽氧化导致形成 TGO，而 CMAS 与 EBC 的相互作用会造成热机械和热化学变化，从而损害涂层的完整性。稀土盐类陶瓷是最新 EBC 体系的核心成分，目前的研究方向主要包括将不同种类的稀土离子掺杂产生新的结构体系，以改变其热力学性能；或通过广泛的理论计算和性能测试来指导热力学性能的研究，以提升涂层选材研发效率。为了适应日趋恶劣的服役环境，基于高熵陶瓷概念，研发具有更优异抗 CMAS 腐蚀性能的新一代 EBC 是目前的重点工作。

2) EBC 剥落一直是影响工程应用的瓶颈问题。涂层失效模式的影响因素众多，包括内部原因(如复合涂层的层状结构、界面处微结构、气孔和微裂纹等)和外部原因(如 CMAS 腐蚀、热冲击、高温氧化和 FOD 等)。总的来看，这些因素最终都是以裂纹的萌生和扩展形式表现出来，包括界面分层和开裂裂纹，及其相互作用和共同作用。为了准确预测

EBC 寿命,建立动态裂纹扩展模型,并综合考虑各种环境损伤对裂纹的影响,是下一步模型研究的主要思路。

3) 为了改善 CMC-EBC 在燃气环境中的耐久性,大部分研究致力于优化制备工艺并获得燃气环境下这些组分的详细性能数据。到目前为止,CMC 和 EBC 的失效分析仍然是一项具有挑战性的任务。对于 CMC-EBC 整体而言,其失效分析需要综合考虑复合材料和涂层的损伤机制,因为它们之间的损伤演变是相互耦合的。此外,应该更加关注涂层结构、组分特性和复合材料纤维编织结构之间的相互影响。因此,将 CMC 和 EBC 视为一个功能整体,开展 CMC-EBC 一体化设计,是未来先进高温结构材料研究的趋势。

参考文献:

- [1] PADTURE N P. Advanced structural ceramics in aerospace propulsion. *Nature Materials*, 2016, **15**(8): 804.
- [2] 高希光,韩栋,宋迎东,等.陶瓷基复合材料结构的动力学强度设计方法:研究现状及展望. *机械工程学报*, 2021, **57**(16): 235.
- [3] WANG P, LIU F, WANG H, *et al.* A review of third generation SiC fibers and SiC_f/SiC composites. *Journal of Materials Science and Technology*, 2019, **35**(12): 2743.
- [4] 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.
- [5] HONG Z, CHENG L, ZHANG L, *et al.* Water vapor corrosion behavior of scandium silicates at 1400 °C. *Journal of the American Ceramic Society*, 2009, **92**(1): 193.
- [6] ZHOU Y C, ZHAO C, WANG F, *et al.* Theoretical prediction and experimental investigation on the thermal and mechanical properties of bulk β -Yb₂Si₂O₇. *Journal of the American Ceramic Society*, 2013, **96**(12): 3891.
- [7] LEE K N, FOX D S, BANSAL N P. Rare earth silicate environmental barrier coatings for SiC/SiC composites and Si₃N₄ ceramics. *Journal of the European Ceramic Society*, 2005, **25**(10): 1705.
- [8] XU J, SARIN V K, DIXIT S, *et al.* Stability of interfaces in hybrid EBC/TBC coatings for Si-based ceramics in corrosive environments. *International Journal of Refractory Metals and Hard Materials*, 2015, **49**: 339.
- [9] 庄铭翔,都业源,袁建辉,等.等离子体喷涂环境障涂层高温失效研究进展. *中国表面工程*, 2020, **33**(3): 33.
- [10] 马壮,张学勤,刘玲.环境障涂层的发展瓶颈及应对措施. *中国表面工程*, 2020, **33**(5): 99.
- [11] LEE K N, ZHU D, 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**(1): 40.
- [12] 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**(3): 1747.
- [13] 王京阳,孙鲁超,罗颐秀,等.以抗 CMAS 腐蚀为目标的稀土硅酸盐环境障涂层高熵化设计与性能提升. *金属学报*, 2023, **59**(4): 523.
- [14] 周邦阳,崔永静,王长亮,等.稀土硅酸盐环境障涂层研究进展. *材料工程*, 2023, **51**(12): 12.
- [15] 咎文字,马北越,刘涛.高熵稀土盐类热障/环境障陶瓷涂层体系研究进展. *稀有金属与硬质合金*, 2023, **51**(4): 65.
- [16] 赵婷婷,范立坤,黎阳.陶瓷材料抗抗震性的研究进展. *机械工程材料*, 2022, **46**(12): 1.
- [17] 董琳,杨冠军,张小锋,等.抗水氧腐蚀致密环境障涂层研究进展. *中国机械工程*, 2022, **33**(12): 1459.
- [18] FITZGERALD K, SHEPHERD D. Review of SiC_f/SiC_m corrosion, erosion and erosion-corrosion in high temperature helium relevant to GFR conditions. *Journal of Nuclear Materials*, 2018, **498**: 476.
- [19] 宋迎东,高希光,孙志刚.航空发动机陶瓷基复合材料疲劳迟滞机理与模型研究进展. *南京航空航天大学学报*, 2019, **51**(4): 417.
- [20] 陈明伟,谢巍杰,邱海鹏.连续碳化硅纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料研究进展. *现代技术陶瓷*, 2016, **37**(6): 393.
- [21] 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.
- [22] AOKI Y, INOUE J, KAGAWA Y, *et al.* A simple method for measurement of shear delamination toughness in environmental barrier coatings. *Surface and Coatings Technology*, 2017, **321**: 213.
- [23] 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.
- [24] YANG H, YANG Y, CAO X, *et al.* Thermal shock resistance and bonding strength of tri-layer Yb₂SiO₅/mullite/Si coating on SiC_f/SiC composites. *Ceramics International*, 2020, **46**(17): 27292.
- [25] JANG B K, NAGASHIMA N, KIM S, *et al.* Mechanical properties and microstructure of Yb₂SiO₅ environmental barrier coatings under isothermal heat treatment. *Journal of the European Ceramic Society*, 2020, **40**(7): 2667.
- [26] ZHANG X F, ZHOU K S, LIU M, *et al.* Preparation of Si/Mullite/Yb₂SiO₅ environment barrier coating (EBC) by plasma spray-physical vapor deposition (PS-PVD). *Journal of Inorganic Materials*, 2018, **33**(3): 325.
- [27] 王瀚艺,卢嘉铮,贺强.航空发动机 SiC_f/SiC 复合材料与环境障涂层系统及制备技术研究进展. *复合材料科学与工程*, 2022, **16**(9): 109.
- [28] UENO S, OHJI T. Development of environmental barrier coatings for non-oxide ceramics. *Advances in Applied Ceramics*, 2023, **122**(3/4): 101.
- [29] 谭僊,陈孝业,张小锋,等.硅基非氧化物陶瓷复合材料的环境障涂层系统的研究进展. *材料研究与应用*, 2019, **13**(2): 152.
- [30] XIAO S K, LI J Z, HUANG P X, *et al.* Evaluation of environmental barrier coatings: a review. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2023, **20**(4): 2055.
- [31] PAKSOY A H, XIAO P. Review of processing and design methodologies of environmental barrier coatings for next generation gas turbine applications. *Advances in Applied Ceramics*, 2023.
- [32] TOHER C, RIDLEY M J, TOMKO K Q, *et al.* Design rules for the thermal and elastic properties of rare-earth disilicates. *Materialia*, 2023, **28**: 101729.
- [33] LV X R, LEI Y M, ZHANG Z, *et al.* Accelerating the design of multicomponent rare earth silicates for SiC_f/SiC CMC by combinatorial material chip design and high throughput screening. *Journal of Materials Science and Technology*, 2023, **150**: 96.
- [34] ZHENG T, WANG S, XU B S, *et al.* A study of fracture toughness and thermal property of nanostructured Yb₂SiO₅ environmental barrier coatings. *Journal of Materials Research and Technology*, 2023, **26**: 4436.
- [35] RIDLEY M, GARCIA E, KANE K, *et al.* Environmental barrier coatings on enhanced roughness SiC: effect of plasma spraying conditions on properties and performance. *Journal of the European Ceramic Society*, 2023, **43**(14): 6473.
- [36] ZHANG M, LIU R X, MIAO Q, *et al.* Microstructure and mechanical properties evolution in tri-layer Si-HfO₂/Yb₂Si₂O₇/Yb₂SiO₅

- environmental barrier coating by PS-PVD during post-annealing. *Ceramics International*, 2023, **49**(24): 40435.
- [37] LV K Y, DONG S J, HUANG Y, *et al.* Influence of post heat treatment on the high-temperature performances of multi-layered thermal/environmental barrier coatings on SiC-based composites. *Ceramics International*, 2023, **49**(17): 28130.
- [38] OKAWA A, NGUYEN S T, WIFF J P, *et al.* Self-healing ability, strength enhancement, and high-temperature oxidation behavior of silicon carbide-dispersed ytterbium disilicate composite for environmental barrier coatings under isothermal heat treatment. *Journal of the European Ceramic Society*, 2022, **42**(13): 6170.
- [39] ABDUL-AZIZ A. Durability modeling review of thermal- and environmental-barrier-coated fiber-reinforced ceramic matrix composites part i. *Materials*, 2018, **11**(7): 1251.
- [40] DEJKERS J A, BEGLEY M R, WADLEY H N G. Failure mechanisms in model thermal and environmental barrier coating systems. *Journal of the European Ceramic Society*, 2022, **42**(12): 5129.
- [41] DU J P, LIU R J, WAN F, *et al.* Failure mechanism of ytterbium silicate/silicon bi-layer environmental barrier coatings on SiC_p/SiC composites upon long-time water vapor and oxygen corrosion test. *Surface and Coating Technology*, 2022, **447**: 128871.
- [42] ARCHER T, BERNY M, BEAUCHÊNE P, *et al.* Creep behavior identification of an environmental barrier coating using full-field measurements. *Journal of the European Ceramic Society*, 2020, **40**(15): 5704.
- [43] BAKAN E, MACK D E, LOBE S, *et al.* An investigation on burner rig testing of environmental barrier coatings for aerospace applications. *Journal of the European Ceramic Society*, 2020, **40**(15): 6236.
- [44] TIAN Z, ZHENG L, WANG J, *et al.* Theoretical and experimental determination of the major thermo-mechanical properties of RE₂SiO₅ (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.
- [45] HAO S, OLESAK R P, DOĞAN Ö N, *et al.* Low-cost thermal/environmental barrier coatings: a first-principles study. *Computational Materials Science*, 2023, **230**: 112541.
- [46] HEVERAN C M, XU J, SARIN V K, *et al.* Simulation of stresses in TBC-EBC coating systems for ceramic components in gas turbines. *Surface and Coating Technology*, 2013, **235**(11): 354.
- [47] SUZUKI M, SHAHIEN M, SHINODA K, *et al.* The current status of environmental barrier coatings and future direction of thermal spray process. *Materials Transactions*, 2022, **63**(8): 1101.
- [48] ABDUL-AZIZ A, WROBLEWSKI A C. Durability analysis and experimental validation of environmental barrier coating (EBC) performance using combined digital image correlation and NDE. *Coatings*, 2016, **70**: 1.
- [49] WANG L, WANG Y, ZHANG W Q, *et al.* Finite element simulation of stress distribution and development in 8YSZ and double-ceramic-layer La₂Zr₂O₇/8YSZ thermal barrier coatings during thermal shock. *Applied Surface Science*, 2012, **258**(8): 3540.
- [50] ZHANG J, GUO X, JUNG Y G, *et al.* Lanthanum zirconate based thermal barrier coatings: a review. *Surface and Coating Technology*, 2017, **323**: 18.
- [51] NAIR S V, EATON H E, SUN E Y. Measurements of interface strength and toughness in shear of environmental barrier coatings on ceramic substrates at ambient and at elevated temperature. *Surface and Coating Technology*, 2006, **200**(18/19): 5175.
- [52] ROBERTSON A L, SOLA F, ZHU D M, *et al.* Microscale fracture mechanisms of HfO-Si environmental barrier coatings. *Journal of the European Ceramic Society*, 2019, **39**(7): 2409.
- [53] KASSEM R, AL NASIRI N. A comprehensive study on the mechanical properties of Yb₂SiO₅ as a potential environmental barrier coating. *Surface and Coating Technology*, 2021, **426**: 127783.
- [54] KAKISAWA H, NISHIMURA T, YOKOI T, *et al.* Measurement of the in-plane coefficient of thermal expansion of ceramic protective coatings from room temperature to 1400 °C. *Surface and Coating Technology*, 2022, **439**: 128427.
- [55] YE C, JIANG P. Accurate residual stress measurement as a function of depth in environmental barrier coatings via a combination of X-ray diffraction and Raman spectroscopy. *Ceramics International*, 2020, **46**(8): 12613.
- [56] SLEEPER J, GARG A, WIESNER V L, *et al.* Thermochemical interactions between CMAS and Ca₂Y₈(SiO₄)₆O₂ apatite environmental barrier coating material. *Journal of the European Ceramic Society*, 2019, **39**(16): 5380.
- [57] STOLZENBURG F, KENESEI P, ALMER J, *et al.* The influence of calcium-magnesium-aluminosilicate deposits on internal stresses in Yb₂SiO₅ multilayer environmental barrier coatings. *Acta Materialia*, 2016, **105**: 189.
- [58] EL SHAFEI K, KASSEM R, AL NASIRI N. Diffusion behaviour and corrosion rate of rare earth monosilicate-based EBCs under CMAS exposure. *Ceramics International*, 2023, **49**(23): 38544.
- [59] HARDER B J, STOKES J L, KOWALSKI B A, *et al.* Steam oxidation performance of Yb₂SiO₇ environmental barrier coatings exposed to CMAS. *Journal of the European Ceramic Society*, 2024, **44**(4): 2486.
- [60] KIM S H, OSADA T, MATSUSHITA Y, *et al.* CMAS corrosion behavior of dual-phase composite Gd₂Si₂O₇/Sc₂Si₂O₇ as a promising EBC material. *Journal of the European Ceramic Society*, 2023, **43**(14): 6440.
- [61] TEJERO-MARTIN D, ROMERO A R, WELLMAN R G, *et al.* Interaction of CMAS on thermal sprayed ytterbium disilicate environmental barrier coatings: a story of porosity. *Ceramics International*, 2022, **48**(6): 8286.
- [62] GODBOLE E P, HEWAGE N, VON DER HANDT A, *et al.* Quantifying the efficiency of reactions between silicate melts and rare earth aluminate-zirconate T/EBC materials. *Journal of the European Ceramic Society*, 2023, **43**(13): 5626.
- [63] LEE K N, GARG A, JENNINGS W D. Effects of the chemistry of coating and substrate on the steam oxidation kinetics of environmental barrier coatings for ceramic matrix composites. *Journal of the European Ceramic Society*, 2021, **41**(11): 5675.
- [64] PRESBY M J, HARDER B J. Solid particle erosion of a plasma spray-physical vapor deposition environmental barrier coating in a combustion environment. *Ceramics International*, 2021, **47**(17): 24403.
- [65] BHATT R T, CHOI S R, COSGRIFF L M, *et al.* Impact resistance of environmental barrier coated SiC/SiC composites. *Materials Science and Engineering: A*, 2008, **476**(1/2): 8.
- [66] KEDIR N, GARCIA E, KIRK C, *et al.* Impact damage of narrow silicon carbide (SiC) ceramics with and without environmental barrier coatings (EBCs) by various foreign object debris (FOD) simulants. *Surface and Coatings Technology*, 2021, **407**: 126779.
- [67] HU Q, WANG Y C, GUO X J, *et al.* Oxidation resistance of SiC/SiC composites with three-layer environmental barrier coatings up to 1360 °C in air atmosphere. *Ceramics International*, 2022, **48**(7): 9610.
- [68] HU Q, ZHOU X, TU Y W, *et al.* High-temperature mechanical properties and oxidation resistance of SiC_p/SiC ceramic matrix composites with multi-layer environmental barrier coatings for turbine applications. *Ceramics International*, 2021, **47**(21): 30012.
- [69] APPLEBY M P, ZHU D M, MORSCHER G N. Mechanical properties and real-time damage evaluations of environmental barrier coated SiC/SiC CMCs subjected to tensile loading under thermal gradients. *Surface & Coatings Technology*, 2015, **284**: 318

- [70] QUAN H F, WANG L Y, HUANG J T, *et al.* Durable protection and failure mechanism of the multilayer coating system for SiC/SiC composites under high-temperature oxidation. *Composites Part B: Engineering*, 2022, **244**: 110197.
- [71] RAMACHANDRAN K, CHAFFEY B, ZUCCARINI C, *et al.* Experimental and mathematical modelling of corrosion behaviour of CMAS coated oxide/oxide CMCs. *Ceramics International*, 2023, **49**(3): 4213.
- [72] LI B, FAN X L, ZHOU K, *et al.* A semi-analytical model for predicting stress evolution in multilayer coating systems during thermal cycling. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2018, **135**: 31.
- [73] DU J K, YU G Q, JIA Y F, *et al.* Numerical study of residual stresses in environmental barrier coatings with random rough geometry interfaces. *Ceramics International*, 2023, **49**(4): 5748.
- [74] DU J K, YU G Q, ZHOU S H, *et al.* Effect of the thermally grown oxide and interfacial roughness on stress distribution in environmental barrier coatings. *Journal of the European Ceramic Society*, 2023, **43**(15): 7118.
- [75] HUANG Y P, WEI Z Y, ZHANG Q, *et al.* Comprehensive understanding of coupled stress characteristics in ytterbium disilicate environmental barrier coatings undergoing corrosion transformation and thermal cycling. *Ceramics International*, 2022, **48**(17): 25528.
- [76] LV B, ZHUO X S, WANG C, *et al.* Mechanisms of crack healing in dense Yb-Si-O environmental barrier coatings by plasma spray-physical vapor deposition. *Ceramics International*, 2022, **48**(11): 15975.
- [77] HUANG Y P, WEI Z Y, SUN J, *et al.* Undulating and porous structure tuned surface cracking behavior of Yb₂Si₂O₇ environmental barrier coatings under steam cycling. *Journal of the European Ceramic Society*, 2023, **43**(16): 7644.
- [78] SUMMERS W D, BEGLEY M R, ZOK F W. Transition from penetration cracking to spallation in environmental barrier coatings on ceramic composites. *Surface and Coatings Technology*, 2019, **378**: 125083.
- [79] LIU R X, LIANG W P, MIAO Q, *et al.* Micromechanical analysis and theoretical predictions towards thermal shock resistance of HfO₂-Si environmental barrier coatings. *Composites Part B: Engineering*, 2021, **226**: 109334.
- [80] HATTIANGADI A, SIEGMUND T. An analysis of the delamination of an environmental protection coating under cyclic heat loads. *European Journal of Mechanics - A/Solids*, 2005, **24**(3): 361.
- [81] BAKAN E, VASSEN R. Oxidation kinetics of atmospheric plasma sprayed environmental barrier coatings. *Journal of the European Ceramic Society*, 2022, **42**(12): 5122.
- [82] SEHR S, COLLIER V, ZOK F, *et al.* Oxide growth and stress evolution underneath cracked environmental barrier coatings. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2023, **175**: 105275.
- [83] RICHARDS B T, SEHR S, DE FRANQUEVILLE F, *et al.* Fracture mechanisms of ytterbium monosilicate environmental barrier coatings during cyclic thermal exposure. *Acta Materialia*, 2016, **103**: 448.
- [84] GRUJICIC M, SNIPES J, YAVARI R, *et al.* Computational investigation of foreign object damage sustained by environmental barrier coatings (EBCs) and SiC/SiC ceramic-matrix composites (CMCs). *Multidiscipline Modeling in Materials and Structures*, 2015, **11**(2): 238.
- [85] LV B, JIN X, CAO J, *et al.* Advances in numerical modeling of environmental barrier coating systems for gas turbines. *Journal of the European Ceramic Society*, 2020, **40**(9): 3363.
- [86] MESQUITA-GUIMARÃES J, GARCIA E, OSENDI M I, *et al.* Effect of aging on the onset of cracks due to redistribution of residual stresses in functionally graded environmental barrier coatings of mullite/ZrO₂. *Composites Part B: Engineering*, 2014, **61**: 199.
- [87] HARDER B J, ALMER J D, WEYANT C M, *et al.* Residual stress analysis of multilayer environmental barrier coatings. *Journal of the American Ceramic Society*, 2009, **92**(2): 452.
- [88] YANG Z, LI W, CHEN Y, *et al.* Life assessment of thermomechanical fatigue in a woven SiC/SiC ceramic matrix composite with an environmental barrier coating at elevated temperature. *International Journal of Fatigue*, 2023, **172**: 107584.
- [89] MURTHY P L N, NEMETH N N, BREWER D N, *et al.* Probabilistic analysis of a SiC/SiC ceramic matrix composite turbine vane. *Composites Part B: Engineering*, 2008, **39**(4): 694.
- [90] FANG G, GAO X, SONG Y. A review on ceramic matrix composites and environmental barrier coatings for aero-engine: material development and failure analysis. *Coatings*, 2023, **13**(2): 357.
- [91] FANG G W, ZHONG Y, SUN J, *et al.* Synergetic effect of coating properties and fibrous architecture on stress evolution in plain-woven ceramic matrix composites. *Composite Interfaces*, 2022, **29**(2): 141.
- [92] EVANS A G, HUTCHINSON J W. The mechanics of coating delamination in thermal gradients. *Surface and Coating Technology*, 2007, **201**(18): 7905.