复合材料学报
Acta Materiae Compositae Sinica
Engineering Village

SiC_f/SiC复合材料涡轮导向叶片研究进展

焦健 孙世杰 焦春荣 杨金华 杨瑞 刘虎

Research progress of SiC_f/SiC turbine guide vanes: A review

JIAO Jian, SUN Shijie, JIAO Chunrong, YANG Jinhua, YANG Rui, LIU Hu

在线阅读 View online: https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230330.003

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

航空发动机复合材料叶片用3D机织预制体研究进展
Review of 3D woven preforms for the composite blades of aero engine
复合材料学报. 2018, 35(4): 748–759 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180329.001

纺织复合材料预制体成型过程无损检测技术研究进展
Research progress in nondestructive testing technologies for textile composite preform forming process
复合材料学报. 2021, 38(4): 1029–1042 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20201021.002

考虑氧化损伤的陶瓷基复合材料弹性模量多尺度预测模型
A multi-scale prediction model of elastic modulus for ceramic matrix composites considering oxidation damage
复合材料学报. 2021, 38(10): 3432–3442 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210629.002

2D-SiC_f/SiC复合材料抗拉强度统计分布规律
Statistical distribution of tensile strength of a 2D-SiC_f/SiC composite
复合材料学报. 2019, 36(2): 434–440 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180502.005

三维编织SiC/SiC复合材料拉伸和弯曲损伤机制
Tensile and bending damage mechanism of 3D braided SiC/SiC composites
复合材料学报. 2019, 36(8): 1879–1885 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20181018.001

基于激光热激励红外热成像纤维增强聚合物复合材料加固混凝土结构界面损伤无损检测
Nondestructive debonding detection of fiber reinforced plastics strengthened concrete structure based on infrared thermal imaging with laser thermal excitation
复合材料学报. 2020, 37(2): 472–481 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190428.001

扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料学报
Acta Materiae Compositae Sinica
第 40 卷 第 8 期 8 月 2023 年
Vol. 40 No. 8 Aug 2023

DOI：10.13801/j.cnki.fhclxb.20230330.003

SiC_f/SiC 复合材料涡轮导向叶片研究进展

焦健*，孙世杰，焦春荣，杨金华，杨瑞，刘虎
（中国航发北京航空材料研究院 先进复合材料科技重点实验室，北京 100095）

分享本文

摘 要：随着航空发动机性能进一步提升，急需发展新型轻质、耐高温、长寿命的陶瓷基复合材料导向叶片，以解决目前高温合金材料使用温度达到极限的问题。本文从导向叶片服役环境特点、材料特点、制造工艺、考核验证方法及无损检测技术等方面系统的综述了目前国内外 SiC_f/SiC 复合材料导向叶片研究进展情况，以期为国内航空发动机领域陶瓷基复合材料导向叶片的相关研究工作提供一定的参考。

关键词：陶瓷基复合材料；航空发动机；导向叶片；无损检测；SiC_f/SiC
中图分类号：TB332 **文献标志码**： A **文章编号**： 1000-3851(2023)08-4342-13

Research progress of SiC_f/SiC turbine guide vanes: A review

JIAO Jian*, SUN Shijie, JIAO Chunrong, YANG Jinhua, YANG Rui, LIU Hu
(National Key Laboratory of Advanced Composites, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: With the further improvement of aero-engine performance, it's urgent to develop new lightweight, high-temperature-resistant and long-life ceramic matrix composite guide vanes to solve the problem that the superalloy materials have reached their service temperature limit. This paper systematically reviews the current research progress of SiC_f/SiC guide vanes from the service environment characteristics, material characteristics, manufacturing process, assessment method, and nondestructive testing technology, in order to provide a certain reference for the domestic relevant research work of ceramic matrix composite guide blades in the field of aeroengine.

Keywords: ceramic matrix composites; aero-engines; guide vanes; nondestructive testing; SiC_f/SiC

先进航空发动机作为商用客机、军用飞机等航空器的主要动力来源，正向着高推重比、高可靠性、环保和长寿命的方向发展[1-3]。作为发动机耐温要求最高的静止件之一，涡轮导向叶片与燃烧室出口燃气直接接触，其功能主要是使气流通过时，部分热能转变成动能，并使气流方向满足工作要求，需要承受高温、氧化、腐蚀、热疲劳及冲击载荷等一系列恶劣环境[4-5]。根据文献 [6] 报道，新一代推重比为 15~20 的发动机的涡轮前进口温度最高可达 2 250~2 350 K。因此涡轮导向叶片在未来先进航空发动机内需要承受更加苛刻的服役环境。而目前即使采用最先进的结构设计和冷却技术，高温合金导向叶片也基本达到其使用温度极限[7-8]。因此，研制新型先进材料涡轮导向叶片成为未来先进航空发动机发展的关键所在。

连续碳化硅纤维增强碳化硅基复合材料 (SiC_f/SiC) 作为一种典型的陶瓷基复合材料 (Ceramic matrix composites，CMCs)，具有密度低 (仅为合金材料密度的 1/4~1/3)、耐高温、抗氧化、抗腐蚀等特点，而且通过添加 SiC 纤维解决了陶瓷材料脆性大、可靠性差的问题，使 SiC_f/SiC 复合材料成为目前先进航空发动机理想的候选材料[9-12]。SiC_f/SiC 复合材料涡轮构件具有质轻、承温能力高、可有效简化冷却结构、降低冷却气体用量、抗氧化、腐蚀等诸多优点，已经成为美国、日本、欧洲等先进航空发动机强国研究的热点[13-14]。从上世纪八十年代以来，国外在 SiC_f/SiC 复合材料的研制工作中遵循先易后难的研究思路，先后完

收稿日期：2023-01-18; **修回日期**：2023-03-03；**录用日期**：2023-03-18；**网络首发时间**：2023-03-30 17:08:19
网络首发地址：https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230330.003
通信作者：焦健，博士，研究员，硕士生导师，研究方向为陶瓷基复合材料 E-mail: jian.jiao@biam.ac.cn
引用格式：焦健，孙世杰，焦春荣，等. SiC_f/SiC 复合材料涡轮导向叶片研究进展 [J]. 复合材料学报，2023, 40(8): 4342-4354.
JIAO Jian, SUN Shijie, JIAO Chunrong, et al. Research progress of SiC_f/SiC turbine guide vanes: A review[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(8): 4342-4354(in Chinese).

成了尾喷管密封片/调节片到火焰筒、涡轮外环的验证和生产。如法国 SNECMA 公司、美国 NASA、GE 公司等都先后研发了 SiC$_f$/SiC 密封调节片，已在国外 F414、A380 等多种军/民用航空发动机上成功试验并实现稳定批产[15]。美国在综合高性能涡轮发动机技术 (IHPTET) 计划中将带环境障涂层的 SiC$_f$/SiC 材料应用于燃烧室火焰筒和内外衬结构，并进行了多次地面试车试验，包括全寿命 5 000 h 和高温段 500 h 的测试，最高考核温度达到 1 200℃。累计考核 15 000 h 后，相比传统金属构件质量下降了 30%，并减少了 NO_x 和 CO 的排放。美国 GE 公司考核了 SiC$_f$/SiC 火焰筒，节约冷却空气 50%，减重 50%，减少 NO_x 排放 20%[16]。

目前国外已经开展了导向叶片等更高温度、更高载荷涡轮构件的研制及验证工作。本文针对目前国内外在 SiC$_f$/SiC 复合材料涡轮导向叶片的研究进展进行了综述。

1　导向叶片服役环境

航空发动机涡轮导向叶片位于燃烧室后段，主要是将高温燃气的热能转化为动能，并使燃气气流方向满足工作要求。由于与燃气直接接触，因此导向叶片服役环境极端恶劣，对材料的耐温性能提出了极高的要求，其中高压涡轮一级导向叶片位于燃烧室出口和涡轮前，是发动机中耐热要求最高的静止件之一。而且近年来随着涡轮进口温度的不断提高，导向叶片服役环境进一步恶化，主要体现在如下 5 点：

(1) 高温：稳态工作状态下，涡轮导向叶片将会被高温燃气直接加热至极高的温度。如美国 F22 战斗机所安装的 F119 发动机 (推重比约为 10)，涡轮进口温度已经达到 1 800 K 量级。根据文献 [17] 报道，未来推重比 12~15 的发动机涡轮进口平均温度将超过 2 000 K，推重比 15~20 以上的发动机涡轮进口温度最高可达 2 200 K 以上。随着航空发动机涡轮进口温度的提高，现役的高温合金材料的氧化、烧蚀、热/化学腐蚀等损伤进一步加剧，造成材料性能急剧下降，已经无法满足未来发动机耐热要求[18-20]。与新一代高温合金材料、先进冷却技术相比，新型陶瓷基复合材料成为目前解决上述问题的主要突破方向之一。SiC$_f$/SiC 复合材料在高温环境 (> 900℃) 下，将发生主动氧化或被动氧化。Nasiri 等[21] 研究发现该材料在 1 200~1 400℃ 空气环境中的氧化反应动力学呈抛物线规律。当温度越高、暴露时间越长，试样增重越多，氧化层越厚。总之，陶瓷基复合材料已经成为新一代航空发动机高温材料的研究方向之一；

(2) 热应力载荷：在不均匀高温燃气和冷却气体作用下导向叶片内部不同部位受热情况不均匀，导致其内部存在很大的热应力；此外，当发动机处于不同工作状态时 (如起停、加减速、巡航等)，急剧升温、降温或者高低温循环的燃气极容易使导向叶片温度在很大的幅度内变化，导致导叶内部存在很大的温度梯度，在长时间的服役过程中极其容易在一些薄弱部位萌生高/低周疲劳裂纹，引起导向叶片的失效。钱惠华等[22] 对某型涡轮风扇发动机高压涡轮导向叶片在多次地面性能试验中出现的裂纹问题进行分析和模拟验证，发现裂纹主要是由于发动机状态变化产生巨大的周期性的热负荷造成的；

(3) 气动-振动载荷：导向叶片在工作过程中需承受高温高压燃气的气动力作用，由于气流波动、气流分布不均、工作状态变化等容易造成导向叶片承受额外的振动负荷[23-24]；

(4) 颗粒冲蚀：空气中的污染物、砂石等硬质颗粒或者发动机剥落碎块，会在燃气气流作用下高速撞击到导向叶片表面，容易对表面热障/环境障涂层及导向叶片本身造成损伤，导致涂层剥落或者导向叶片失效[25]；

(5) 高温腐蚀：空气中的一些砂石或者火山灰 (如 CaO-MgO-Al_2O_3-SiO_2 (CAMS) 等) 容易在高温燃气加热熔化后沉积在导向叶片表面，增加导向叶片的表面粗糙度，从而降低其空气动力学性能；熔融状态沉积物同时会逐渐渗透进入涂层或导向叶片内部，可能会与之发生化学反应，导致涂层或基体的失效[26]。此外，表面沉积物容易堵塞气膜孔，导致冷却不足，缩短导叶寿命[27-28]。胡英琦等[29] 统计了近 40 年来颗粒沉积研究结果，发现发动机常规运行条件下粒径小于 12 μm 的硅铝氧化物颗粒容易表现出更高的黏附概率。

2　导向叶片材料与加工

2.1　SiC$_f$/SiC 材料

随着材料更迭和科学技术发展，航空发动机涡轮导向叶片材料先后经历变形高温合金、铸造高温合金、定向凝固高温合金、单晶高温合金等高温金属材料。虽然目前国内外研究人员尝试通过调整难熔元素、稀土元素及 Ru 等元素含量来

进一步提升高温合金材料的耐温及耐热腐蚀性能，但是目前高温合金使用温度已达其熔点的85%~90%，几乎已达到合金的使用极限。针对新一代航空发动机高温部件更高温度、氧化腐蚀、热疲劳及复杂载荷等更加苛刻的服役环境要求及高推重比设计需要，开发新型耐高温、轻质材料已经成为目前迫切需要解决的难题。

SiC_f/SiC 是在 SiC 陶瓷基体中引入连续 SiC 纤维作为增强材料，形成以引入的增强材料为分散相，以陶瓷基体为连续相的复合材料。这种复合结构即可以保持陶瓷的高耐温性，又克服陶瓷脆性大和可靠性差的弱点，使材料具有类似金属的断裂行为，对裂纹不敏感、不发生灾难性损毁等特征，可以广泛应用于航空、航天、核能等领域。国内外航空发动机领域内关注的 SiC_f/SiC 复合材料性能主要包括面内拉伸性能、层间拉伸强度、层间/面内剪切强度、压缩强度、弯曲强度、硬度及抗冲击性能等及密度、气孔率、热导率及热膨胀系数等物理性能[30-31]。本文汇总了近几年国内外主要研究机构公开报道的 SiC_f/SiC 复合材料性能，如表 1 所示[32-39]。此外，国内航材院、上硅所、中航复材等单位也开展了不同工艺 SiC_f/SiC 材料性能研究。航材院采用熔渗 (MI) 工艺制备的 SiC_f/SiC 材料孔隙率 < 2%，拉伸强度可达 317 MPa[40]。中航复材采用裂解 (PIP) 工艺制备的 SiC_f/SiC 材料孔隙率可控制在 8% 以内，拉伸强度为 (243.29±44.71) MPa，弹性模量为 (265.87±10.08) GPa[41]。上硅所采用 MI 工艺制备的 SiC_f/SiC 材料密度可达 2.83 g/cm^3，孔隙率仅为 1.6%，材料弯曲强度为 (521±89) MPa[42]。对比现役镍基高温合金，SiC_f/SiC 复合材料具有以下显著优势：(1) 高承温能力，SiC_f/SiC 材料可在 1 350℃ 长期服役，较镍基高温合金提升约 200℃，可显著减少冷气消耗，提高发动机效率；(2) 质轻，SiC_f/SiC 材料密度仅有 2.5~2.8 g/cm^3 左右，约为镍基高温合金的 1/3，可以有效提升发动机推重比；(3) 热膨胀系数较低，可以减小发动机各部件配合间隙，提高发动机整体密闭性，同时可降低与表面高温陶瓷涂层的热应力，提高涂层寿命；(4) 力学性能与镍基高温合金相当；(5) 材料各向异性、设计性高，SiC_f/SiC 材料可以根据实际工况对纤维体积分数、纤维分布等进行个性化设计来满足不同部位、方向上设计指标需要。因此，SiC_f/SiC 材料是新一代航空发动机高温结构材料的候选材料之一，已经成为各国未来新型战略武器及航空发动机技术领域的制高点。

区别于一般材料，航空发动机用 SiC_f/SiC 复合材料除了关注室温干燥条件下材料力学性能外，

表 1　镍基高温合金与 SiC_f/SiC 复合材料性能对比[32-39]

Table 1　Performance comparison between nickel-based superalloys and SiC_f/SiC composites[32-39]

Content	Ni-base superalloy	SiC_f/SiC			
		GE MI	SNECMA CVI	NPU CVI	NCHU PIP
Material	FCC/L12	Hi-Nicalon	Nicalon	Cansas3200	—
Fiber volume fraction/%	—	22-24	40	35	—
Density/(g·cm^{-3})	7.9-8.5	2.8	2.52	2.5	—
Porosity/%	—	<2	10	12	—
Elasticity modulus/GPa	206	285	230	—	188.7
Proportional limit stress/MPa	—	167	—	115±13	20
Tensile strength/MPa	1 250-1 450	321	200	222±7	169
Strain to failure/%	10-15	0.89	0.3	0.4-0.65	0.22
Flexural strength/MPa	—	—	300	—	274.9
In plane compressive strength/MPa	—	1 190	580	—	—
Interlaminar tensile strength/MPa	—	39.5	—	—	—
Interlaminar shear strength/MPa	—	135	40	—	—
Coefficient of thermal expansion (//)/(10^{-6}K^{-1})	10-15	3.73	3	—	—
Coefficient of thermal expansion (⊥)/(10^{-6}K^{-1})	—	4.15	1.7	—	—
Thermal conductivity (//)/(W·m^{-1}·K^{-1})	12-28	33.8	19	—	—
Thermal conductivity (⊥)/(W·m^{-1}·K^{-1})	—	24.7	9.5	—	—
Service temperature limit/℃	1 150	1 350	1 350	—	—

Notes: GE—General electric company; MI—Melt infiltration; NPU—Northwestern polytechnical university; NCHU—Nanchang Hangkong university; CVI—Chemical vapor infiltration; PIP—Polymer infiltration pyrolysis; FCC—Face center cubic.

还要根据航空发动机涡轮部件服役环境需要，对材料的高温力学性能进行评价[43-44]，这些性能是航空发动机零部件强度设计的重要参考指标，关系到航空发动机甚至整个飞机及机组人员的安全问题。但是高温力学性能测试对仪器检测设备要求较高，测试难度较大，目前国内外有关 SiC$_f$/SiC 复合材料高温力学性能主要有高温蠕变、高温弯曲及高温拉伸等，对应的国外相关的测试标准，分别为 ASTM C1337[45]、ASTM C1341[46] 及 ASTM C1359[47] 标准。Luo 等[48] 依据 ASTM 标准完成对 PIP 工艺制备的 SiC$_f$/SiC 复合材料 1 300℃ 高温力学性能测试，其弯曲强度和拉伸强度分别为 470.2 MPa 和 226.4 MPa。荆开开等[49] 研究了平纹编织 2D-SiC$_f$/SiC 在空气中的高温蠕变行为，蠕变温度为 1 200~1 400℃，应力水平为 80~140 MPa。结果表明在 1 200~1 400℃ 温度范围内，2D-SiC$_f$/SiC 的蠕变断裂时间随温度升高或应力增加而缩短。在 1 200℃/110 MPa 条件下，其蠕变断裂时间大于 560 h，最小蠕变速率为 4.95×10^{-10}/s。

2.2　导向叶片制造工艺

根据碳化硅基体的致密化方式不同，陶瓷基复合材料制备工艺主要有 3 种：化学气相渗透 (CVI) 工艺、前驱体浸渍/PIP 工艺及 MI 工艺[50]。3 种工艺的主要的优势及问题如表 2所示。目前国内外有关陶瓷基复合材料涡轮导向叶片的相关研究主要集中在 CVI 工艺及 MI 工艺，如国外 NASA 在 UEET 计划中采用料浆-熔渗工艺制备 SiC$_f$/SiC 复合材料导向叶片[51]；GE 公司采用预浸料-熔渗工艺成功制备 SiC$_f$/SiC 复合材料导向叶片，周期不到 30 天；国内西北工业大学通过二位平纹织物平铺、Z 向针刺、缝合等方式获得纤维增强体、进一步通过 CVI 工艺成功的制备了高压涡轮双联导向叶片[52]；北京航空材料研究院采用 MI 工艺完成多种 SiC$_f$/SiC 涡轮导向叶片的研制工作。随着材料制造工艺技术成熟度提升，结合各工艺优势、多种制造工艺协同已经成为近年来研究的一大方向[53]。

2.3　导向叶片加工及涂层制备技术

SiC$_f$/SiC 复合材料是由 SiC 基体、带界面层的 SiC 纤维组成的，具有明显的不均匀性。而且不同制造工艺获得的 SiC 基体硬度也存在差异。因此，高硬度属性、内部组织差异及复杂结构特征等因素给 SiC$_f$/SiC 复合材料导向叶片加工带来极大的困难[54]。常见的 SiC$_f$/SiC 复合材料导向叶片的加工需求主要包括表面余量去除、表面抛光、切边、立筋安装结构等精加工及气膜孔、密封槽、标识工艺等微结构加工两大类。由于机械加工容易造成毛刺、分层、撕裂、崩边等问题，进而影响构件的力学性能、可靠性和使用寿命，因此目前 SiC$_f$/SiC 复合材料导向叶片加工一般采用传统机械加工技术和特种加工技术相结合的方式实现精细加工，如超声辅助加工、水切割、电火花加工、激光加工等[55-56]。近年来，研发特种加工刀具及复合加工技术在提高 SiC$_f$/SiC 复合材料加工效率与加工精度方面逐渐显示出巨大的潜力。

表 2　SiC$_f$/SiC 制造工艺对比

Table 2　Comparison of the SiC$_f$/SiC manufacturing technologies

Technology	MI	CVI	PIP
Advantage	• Short process time • Low cost • Suitable for engineering	• Low process temperature is benefit to avoid SiC fiber recession • High matrix purity	• Low process temperature is benefit to avoid SiC fiber recession • Suitable for large components
Disadvantage	• High temperatures cause SiC fiber recession • Remains an amount of silicon	• High porosity • Long process time • High equipment requirements • Fiber weaving is difficult	• High porosity • Long process time • Fiber weaving is difficult

环境障碍涂层 (EBC) 作为导向叶片隔绝恶劣服役环境、抗水氧和熔盐腐蚀等的重要防护手段，已经先后发展了 4 代材料体系[57-59]。其中，稀土硅酸盐体系及热/环境障碍涂层 (T/EBC) 体系由于更高的服役温度、更高的热稳定性已经成为当前重点研发的涂层材料体系。此外，随着高熵陶瓷材料的快速发展，近年来高熵陶瓷在 EBC 涂层领域也得到广泛应用[60]。Dong 等[61]、Fan 等[62]、Guo 等[63] 制备了 $(Yb_{0.2}Y_{0.2}Lu_{0.2}Sc_{0.2}Gd_{0.2})_2Si_2O_7$ 涂层，该涂层在室温到 1 300℃ 间表现出优异的相稳定性，与碳化硅基复合材料的热膨胀匹配较好，而且具有良好的抗水蒸气腐蚀性能。

3 SiC_f/SiC 导向叶片考核验证

3.1 SiC_f/SiC 材料使役性能试验

航空发动机中，SiC_f/SiC 复合材料的服役环境是热、力、水、氧、介质、冲击等多因素耦合的复杂环境，而分析和掌握不同环境下 SiC_f/SiC 复合材料性能及失效机制，掌握 SiC_f/SiC 材料不同环境下的性能极限及安全阈值，对于航空发动机陶瓷基复合材料构件设计、强度分析及使用寿命评估有着重要的意义，也是进一步建立相关发动机高温构件设计准则及材料迭代优化的基础。美国 GE 公司的 SiC_f/SiC 复合材料外环、导向叶片等能够实现工程化应用与其前期大量的材料使役性能研究密不可分。目前国内外主要的 SiC_f/SiC 复合材料的使役性能包括高温抗氧化性能、高温水/氧环境性能、疲劳及蠕变性能、抗热冲击性能及抗外来物冲击等。此外，根据不同发动机型号、不同部件、不同工作状态，各研究机构会尝试设计开展其他一些热、力、水、氧、介质等多因素耦合的试验。本文汇总了近几年来部分国内外公开报道的 SiC_f/SiC 使役性能，如表 3所示[64-69]。

3.2 导向叶片典型元件考核试验

导向叶片作为航空发动机的重要部件之一，

表 3 部分国内外 SiC_f/SiC 材料使役性能研究汇总[64-69]

Table 3 Some domestic and foreign service performances of SiC_f/SiC[64-69]

Number	Fiber type	Preparation technology	Assessment condition	Result	INST.	Ref.
1	Hi-Nicalon	MI	1 200℃, air, 4 000 h	Ultimate strength degradation is less than 10%	GE, USA	[64]
	Hi-Nicalon	MI	1 315℃, air, 1 000 h	Ultimate strength degradation reaches 30%		
	Hi-Nicalon S	MI	1 315℃, air, 4 000 h	Ultimate strength degradation is less than 10%		
2	Hi-Nicalon S	MI	Under tension-tension fatigue loading in combination with combustion (a burner rig) conditions,1 250℃, gas velocity 0.5 Mach,125 MPa	Fatigue life is 8 329 cycles	Air Force Institute of Technology, USA	[65]
			Under tension-tension fatigue loading in combination with a laboratory air environment, 1 250℃, 125 MPa	Fatigue life is 58 838 cycles		
3	Domestic second generation SiC fiber	MI	1 200℃, air, 100 h	Bending strength of the samples with and without SiC coating after oxidation were reduced by 6.9% and 36.2%, respectively	AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, China	[66]
4	—	CVI	1 100-1 300℃, air, 300 h	Oxidation kinetics of SiC_f/SiC composites at 1 100-1 300℃ follow parabolic law. The bending strength decreases 25% after 1 300℃ oxidation	AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd	[67]
5	KD-S	PIP	22vol%H_2O+78vol%O_2, 1 100-1 300℃	As the temperature rises up to 1 200℃, the fiber/matrix interphase (boron nitride) is completely dissipated.	Shanghai Institute of Ceramics, China	[68]
6	Cansas3203	PIP+CVI	1 200℃, 0-30 times	Tensile strength of the material decreases to 48.39% under 10 thermal shocks, and increases to 54.11% after 30 thermal shocks; the bending strength of the material rapidly drops to 26.06% under 10 thermal shocks, and decreases to 10.77% after 30 thermal shocks	Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, Shenyang, China	[69]
7	Cansas3200	CVI	At 500℃, 800℃ and 1 000℃ with stresses of 100 MPa to 160 MPa in air	Rupture time decreases with the increasing stresses at constant temperatures, embrittlement takes place at 800℃.	Northwestern Polytechnical University, China	[40]

涉及到气动、强度、连接装配等多个方面，结构十分复杂。目前国内外学者普遍认为在对导向叶片进行装机考核验证前，需进行大量的典型元件设计及考核验证工作，以便实现从材料到导向叶片工程化应用过渡。国外从上世纪 80 年代开发出 SiC$_f$/SiC 复合材料后就积极开展 SiC$_f$/SiC 复合材料涡轮导向叶片的相关研究探索。导向叶片典型元件考核试验主要依据不同元件结构特点及服役环境、受载情况等进行设计，通过模拟服役环境下的元件失效模式，为导向叶片部件设计、考核提供数据积累。本文归纳了 SiC$_f$/SiC 导向叶片主要的典型结构特征及考核试验如下：

(1) 叶身：存在一定的扭向的复杂曲面薄壁结构，通常设计有单个或多个冷却腔。由于其长期处于燃气流道中，需承受燃气的高温、气动冲刷及颗粒冲蚀等。目前国内外有关 SiC$_f$/SiC 复合材料叶身考核验证主要包括传统的马弗炉空冷热震及长时高温燃气考核、高低温燃气热循环等[70]。2004 年，NASA 在 UEET 计划中对带有 EBC 涂层的 SiC$_f$/SiC 复合材料涡轮导叶叶身进行 1 300℃、50 h 稳态及 102 次热循环高压燃烧模拟验证考核，如图 1 所示，考核结果验证了陶瓷基叶片的高温可行性[71]。2022 年 NASA 进一步研究证明了浸渍、喷涂、旋转浸渍 3 种工艺适用于不同形状及尺寸的元件表面的 EBC 涂层制备，而且经过 1 354~1 538℃、3 种温度范围、150 次高压燃气热循环考核后，CMC 叶片保持完好，仅前缘位置处发现涂层发生开裂[72]；

图 1　NASA SiC$_f$/SiC 导叶叶身高压燃气热冲击考核结果[71]

Fig. 1　NASA SiC$_f$/SiC airfoil high pressure gas thermal shock assessment[71]

(2) T/L 形筋：导向叶片装配定位及密封主要是通过缘板上的立筋与机匣等相互配合实现的。实际工作过程中，导向叶片需承受燃气冲刷带来的轴向力及燃气方向偏转引起的环向力作用，因此有关 T/L 型元件的非面内力学强度是陶瓷基导向叶片的装配强度的重要的参考指标。图 2 是日本 IHI 公司在研制 CMC 低压涡轮导向叶片过程中开展的一系列有关 T/L 形筋的强度考核方案[73]；

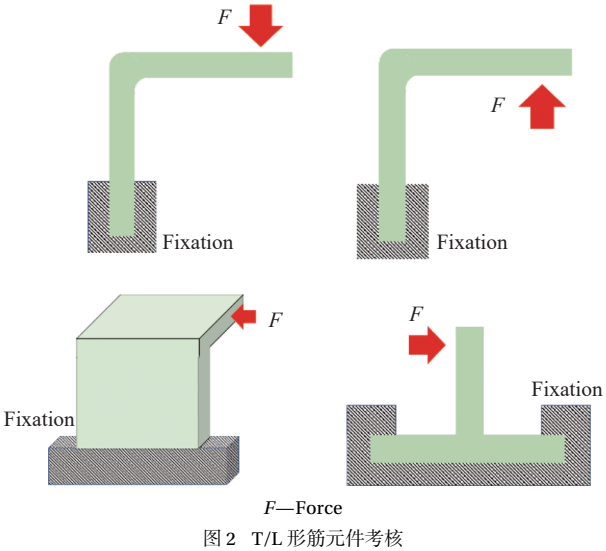


图 2　T/L 形筋元件考核

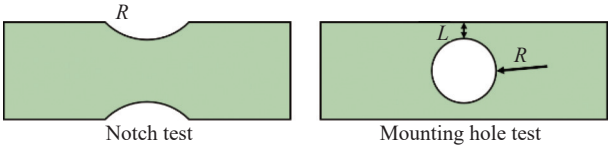
Fig. 2　Mechanical test of T/L element

(3) 冷却结构：目前国内外针对 SiC$_f$/SiC 导向叶片的冷却结构主要趋向于气膜冷却。目前国内外有关气膜孔的研究工作主要集中在两个方面：一是针对气膜孔制备过程中可能存在的连续纤维断开、基体受损等问题展开研究，评估其对材料力学性能损伤程度[74-77]；另一方面，主要关注气膜孔半径、气膜孔角度、孔间距等因素对 SiC$_f$/SiC 材料冷却效果的影响研究[78-80]；

(4) 带安装孔结构：导向叶片定位主要采用悬臂结构形式，使用短螺栓、短销钉等实现某一立筋安装边的主定位约束，这可使金属或陶瓷构件在冷缩热胀过程中某一端是自由的，不受结构的限制，从而有效地降低了导向器的应力水平[81-82]。因此，带安装孔的立筋安装边力学强度是保证陶瓷基导向叶片可靠性装配的关键所在。国内外研究人员开展了大量的缺口半径、安装孔半径、孔边距等对材料的性能影响研究 (图 3)[83-85]。

3.3　导向叶片部件级考核试验

导向叶片模拟件在典型环境下的使役性能是



R—Radius; *L*—Length

图 3　开孔力学元件

Fig. 3　Open hole mechanical plate element

国外研究的重中之重，通常用来判定产品在苛刻的发动机环境下的失效模式。表 4 汇总了近年来国外相关陶瓷基复合材料导向叶片考核试验[86-88]。GE 航空集团是迄今为止 SiC_f/SiC 复合材料应用最成功的发动机公司。2009 年，该公司研制的 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。其最新开发的 GE9 X 发动机将把 SiC_f/SiC 复合材料的应用扩展到燃烧室内外衬套、高压涡轮一级和二级导向叶片及一级外环上，初步估算可将航空发动机的单循环效率由现在的约 34%，提高到 35.1% 左右，并实现减重 455 kg，相当于 GE90-115 发动机净质量的 6%[88]。

表 4　国外陶瓷基复合材料导向叶片考核试验汇总

Table 4　Summary of foreign ceramic matrix composite guide vane test

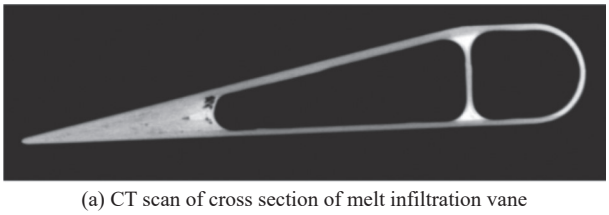
Number	Test type	ORG	Ref.
1	Bending rig test	IHI Corporation	[86]
2	Impact test	IHI Corporation	[87]
3	Burner rig test	NASA	[71]
		IHI Corporation	[23]
		United Technologies Research Center	[88]
4	Thermal shock test	IHI Corporation	[88]
5	Engine test	IHI Corporation	[88]
		GE Corporation	[88]

Notes: ORG—Organization; NASA—National aeronautics and space administration; GE—General electric company; IHI—Ishikawajima-Harima heavy industries.

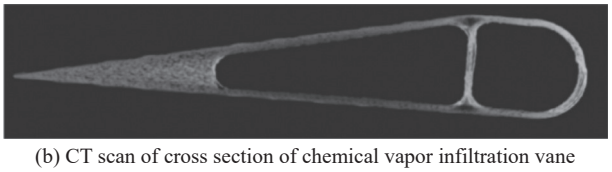
2021 年，Liu 等[52] 采用第三代涡轮叶片服役环境考核装置对 CVI 工艺制备的高压涡轮双联导向叶片分别进行了 1 400℃、1 450℃ 及 1 480℃ 下的循环热震试验。经过 400 次循环后，导叶的前缘和尾缘附近出现不同程度的剥落现象，在考核温度从 1 400℃ 升高到 1 450℃ 后，高压涡轮双联导向叶片在上缘板与安装立筋附近出现分层。

4　导向叶片无损检测技术

由于陶瓷基复合材料研制工艺较复杂，不可避免地会在构件内部形成缺陷，这对导向叶片的质量、寿命及可靠性都会产生巨大的影响。因此，选取合适的无损检测手段，快速精准的检测出产品内部缺陷类型、大小、数量等，对实现陶瓷基复合材料产品质量评价具有重要意义[89]。目前陶瓷基复合材料领域常用的内部缺陷无损检测方法包括 X 射线、红外热成像、工业 CT、超声波及声发射检测等。不同的检测方法对于内部缺陷种类、大小等的敏感性不同，不同的构件应选择合适的检测方法。红外热成像对于大型部件的全场快速检测有明显优势，而且操作简单，但是其受环境温度影响较大，对较深层缺陷分辨较差。超声波检测可以对较厚的材料进行探测，灵敏度高，操作简单，但是检测效率较低。X 射线法对复合材料中孔隙、夹杂具有较高的灵敏度和可靠性，但对分层缺陷不敏感，设备较复杂。声发射技术属于动态无损检测方法，在监视结构内部损伤方面有着明显优势。工业 CT 对被测物体的形状没有限制，能够对微小缺陷进行精确定位，检测速度较快，可实现 3D 缺陷重构，但是 CT 设备的成本太高[90]。Wang 等[91] 使用红外成像检测技术检测 CVI SiC/SiC 试样中的热冲击损伤。据报道，GE 公司在实验室研究及准备大规模生产中均采用 CT 技术对 CMC 进行无损检测[92]。目前国内外对于陶瓷基复合材料导向叶片的无损检测研究相对较少，仅有的一些报道也主要采用 CT 技术对陶瓷基复合材料导向叶片内部缺陷进行检测与分析，图 4 为美国 NASA 采用 CT 技术对 MI 和 CVI 工艺制备的导向叶片内部缺陷对比研究[93]。



(a) CT scan of cross section of melt infiltration vane



(b) CT scan of cross section of chemical vapor infiltration vane

图 4　MI 和 CVI 工艺制备的导向叶片 CT 结果[93]

Fig. 4　CT images of guide blades prepared by MI and CVI processes[93]

5　陶瓷基复合材料导向叶片展望

近年来，陶瓷基复合材料在航空航天、核能

等行业有着大量需求，发展及其迅速，已经成为各国新型战略武器及航空航天技术领域的战略制高点，有关陶瓷基复合材料导向叶片未来发展要重点关注以下几个方面：

(1) 建立陶瓷基复合材料 (Ceramic matrix composites，CMCs) 导叶结构设计准则。SiC_f/SiC 复合材料与高温合金存在明显的材料属性差异，本身具有明显的各向异性。为了最大限度的发挥 SiC_f/SiC 复合材料的性能优势，需建立 SiC_f/SiC 复合材料结构设计准则，最终实现导向叶片等航空发动机零部件结构的正向设计；

(2) 纤维增强体设计。针对不同服役环境导向叶片及其内部载荷分布，优化纤维增强体分布，对导向叶片不同部位的纤维进行个性化分布设计，最大限度发挥 SiC_f/SiC 材料性能，提高陶瓷基复合材料导向叶片的强度及使用寿命；

(3) 完善评价标准。建立和完善陶瓷基复合材料从材料级到部件级完整的“积木式”验证评价试验体系，通过对其试样、元件、模拟件、零件等多个层级的标准化评价，最终实现陶瓷基导向叶片在典型服役环境下的强度评估和寿命预测；

(4) 质量判定和检测方法。不同成型工艺导致陶瓷基导向叶片内部缺陷种类、数量、分布及组织结构不尽相同。而且不同的无损检测方法优势各不相同。因此，制定陶瓷基导向叶片无损检测方法及质量合格判据对于实现陶瓷基导向叶片工程化应用具有重要的意义；

(5) 开发新型复合导向叶片。设计开发高温陶瓷-金属-陶瓷复材复合型导向叶片，综合发挥高温合金、高温陶瓷、陶瓷基复合材料的性能优势，也可考虑作为未来发展方向之一。

参考文献：

[1] 邢丽英, 李亚锋, 陈祥宝. 先进复合材料在航空装备发展中的地位与作用[J]. 复合材料学报, 2022, 39(9)：4179-4186.
XING Liying, LI Yafeng, CHEN Xiangbao. Status and role of the advanced composite materials in the development of aviation equipment[J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2022，39(9)：4179-4186(in Chinese).

[2] 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[J]. 材料工程, 2019, 47(2)：1-10.
LIU Qiaomu, HUANG Shunzhou, HE Aijie. Application requirements and challenges of CMC-SiC composites on aero-engine[J]. Journal of Materials Engineering，2019，47(2)：1-10(in Chinese).

[3] 杨金华, 董禹飞, 杨瑞, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料研究进展[J]. 航空动力, 2021(5)：56-58.
YANG Jinhua, DONG Yufei, YANG Rui, et al. Progress of ceramic matrix composites for aero engine[J]. Aerospace Power，2021(5)：56-58(in Chinese).

[4] 何爱杰, 李世峰, 李万福, 等. 世界航空发动机高压涡轮导向器研究综述[J]. 航空科学技术, 2013(3)：15-17.
HE Aijie, LI Shifeng, LI Wanfu, et al. Research review of high-pressure turbine vane in aero-engine[J]. Aeronautical Science & Technology，2013(3)：15-17(in Chinese).

[5] WANG S, ZHANG Z. Failure mechanism of turbine guide vane and oxide composition analysis on the surface of failure vane cracks[J]. Engineering Failure Analysis，2020，117：104763.

[6] 孔祥灿, 张子卿, 朱俊强, 等. 航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(5)：1-23.
KONG Xiangcan, ZHANG Ziqing, ZHU Junqiang, et al. Research progress on cooling structure of aeroengine air-cooled turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology，2022，43(5)：1-23(in Chinese).

[7] CORMAN G S, LUTHRA K L. Development history of GE's prepreg melt infiltrated ceramic matrix composites material and applications[J]. Comprehensive Composite Materials II，2018，5：325-338.

[8] 陈辉煌, 巩龙东, 申秀丽. 金属骨架陶瓷基复合材料涡轮导叶研究进展[J]. 航空发动机, 2014, 40(1)：68-73.
CHEN Huihuang, GONG Longdong, SHEN Xiuli. Research progress on ceramic matrix composites turbine vane with metal core[J]. Aeroengine，2014，40(1)：68-73(in Chinese).

[9] 齐哲, 郎旭东, 赵春玲, 等. SiC/SiC 复合材料失效行为研究进展[J]. 航空材料学报, 2021, 41(3)：25-35.
QI Zhe, LANG Xudong, ZHAO Chunling, et al. Research progress on the failure behavior of SiC/SiC composites[J]. Journal of Aeronautical Materials，2021，41(3)：25-35(in Chinese).

[10] 刘虎, 杨金华, 周怡然, 等. 国外航空发动机用SiC_f/SiC 复合材料的材料级性能测试研究进展[J]. 材料工程, 2018, 46(11)：1-12.
LIU Hu, YANG Jinhua, ZHOU Yiran, et al. Progress in coupon tests of SiC_f/SiC ceramic matrix composites used for aero engines[J]. Journal of Materials Engineering，2018，46(11)：1-12(in Chinese).

[11] 吕晓旭, 齐哲, 赵文青, 等. SiC_f/SiC 复合材料氮化硼(BN)界面层及其复合界面层研究进展[J]. 航空材料学报, 2019, 39(5)：13-23.
LYU Xiaoxu, QI Zhe, ZHAO Wenqing, et al. Research progress of BN interphases and its multilayers in SiC_f/SiC composites[J]. Journal of Aeronautical Materials，2019，39(5)：

13-23(in Chinese).

[12] 李锦涛, 王波, 杨扬, 等. 考虑氧化损伤的陶瓷基复合材料弹性模量多尺度预测模型[J]. 复合材料学报, 2021, 38(10): 3432-3442.
LI Jintao, WANG Bo, YANG Yang, et al. A multi-scale prediction model of elastic modulus for ceramic matrix composites considering oxidation damage[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(10): 3432-3442(in Chinese).

[13] 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[J]. 复合材料科学与工程, 2022(9): 109-123.
WANG Hanyi, LU Jiazheng, HE Qiang. Research progress on SiC_f/SiC composite and environmental barrier coating system and preparation technology for aeroengine[J]. Composites Science and Engineering, 2022(9): 109-123(in Chinese).

[14] KATOH Y, SNEAD L L, HENAGERC H, et al. Current status and recent research achievements in SiC/SiC composites[J]. Journal of Nuclear Materials, 2014, 455(1-3): 387-397.

[15] WANG P, LIU F, WANG H, et al. A review of third generation SiC fibers and SiC_f/SiC composites[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2019, 35: 2743-2750.

[16] 刘大响. 一代新材料, 一代新型发动机: 航空发动机的发展趋势及其对材料的需求[J]. 材料工程, 2017, 45(10): 1-5.
LIU Daxiang. One generation of new material, one generation of new type engine: Development trend of aero-engine and its requirements for materials[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(10): 1-5(in Chinese).

[17] 杜昆, 陈麒好, 孟宪龙, 等. 陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件应用及热分析研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 1-19.
DU Kun, CHEN Qihao, MENG Xianlong, et al. Advancement in application and thermal analysis of ceramic matrix composites in aeroengine hot components[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(2): 1-19(in Chinese).

[18] 余竹焕, 刘蓓蕾, 王盼航, 等. 热腐蚀对高温合金力学性能的影响以及防护措施的研究进展[J]. 铸造, 2019, 68(6): 550-557.
YU Zhuhuan, LIU Beilei, WANG Panhang, et al. Research progress on the influence of hot corrosion on mechanical properties of superalloys and protective measures[J]. Foundry, 2019, 68(6): 550-557(in Chinese).

[19] 宋迎东, 凌晨, 张磊成, 等. 航空发动机和燃气轮机热端部件热腐蚀-疲劳研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 771-788.
SONG Yingdong, LING Chen, ZHANG Leicheng, et al. Research progress on hot corrosion-fatigue of aero-engine and gas turbine hot-section components[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 771-788(in Chinese).

[20] 徐鹤, 汪煜, 刘德林, 等. 粉末高温合金FGH4095和FGH4096的抗高温氧化性能[J]. 材料工程, 2023, 51(4): 122-131.
XU He, WANG Yu, LIU Delin, et al. High temperature oxidation resistance of PM superalloys FGH4095 and FGH4096[J]. Journal of Materials Engineering, 2023, 51(4): 122-131(in Chinese).

[21] NASRIN A N, NIRANJAN P, NA N, et al. Oxidation behaviour of SiC_f/SiC ceramic matrix composites in air[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2016, 36(14): 3293-3302.

[22] 钱惠华, 李海, 程滔, 等. 涡轮导向叶片热疲劳分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 186-190.
QIAN Huihua, LI Hai, CHENG Tao, et al. Thermal fatigue analysis to nozzle guide vanes[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 186-190(in Chinese).

[23] VENKAT V, JUN S, DAVID J, et al. Ceramic matrix composite turbine vanes for gas turbine engines[C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air. Nevada: The American Society of Mechanical Engineers, 2005: 1-5.

[24] 柏汉松, 曹航, 廖连芳, 等. 联装涡轮导向叶片强度仿真研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 29-31.
BAI Hansong, CAO Hang, LIAO Lianfang, et al. Simulation of turbine cluster guide vanes strength[J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 29-31(in Chinese).

[25] 刘雨菲, 崔秀芳, 房永超, 等. 航空发动机冲蚀损伤及防护涂层研究进展[J]. 中国表面工程, 2022, 35(3): 31-47.
LIU Yufei, CUI Xiufang, FANG Yongchao, et al. Research progress on erosion damage and protective coating for aircraft engine[J]. China Surface Engineering, 2022, 35(3): 31-47(in Chinese).

[26] ZHANG B, YU Y, GUO L, et al. Microstructure evolution of CMAS glass below melting temperature and its potential influence on thermal barrier coatings[J]. Ceramics International, 2022, 48: 32877-32885.

[27] CHEN X, LONG Y, WANG Y, et al. Large eddy simulation of film cooling from cylindrical holes partially blocked by CaO-MgO-Al_2O_3-SiO_2[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2021, 129: 105754.

[28] CHEN X, LONG Y, WANG Y, et al. Effect of particle deposition on film cooling from fan-shaped holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 181: 122028.

[29] 胡英琦. 粒子特性对涡轮叶片表面沉积的影响研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
HU Yingqi. Study on the effect of particle characteristics on the surface deposition of turbine blades[D]. Tianjin: Civil

Aviation University of China, 2020(in Chinese).

[30] MORSCHER G N. Tensile creep of melt-infiltrated SiC/SiC composites with unbalanced Sylramic-iBN fiber architectures[J]. International Journal of Applied Ceramic Technology，2011，8(2)：239-250.

[31] JUSTINE D, EDUARDO S, NASRIN A N. Fracture behaviour of SiC_f/SiC ceramic matrix composite at room temperature[J]. Journal of the European Ceramic Society，2022，42：3156-3167.

[32] 干梦迪, 种晓宇, 冯晶. 航空航天高温结构材料研究现状及展望[J]. 昆明理工大学学报(自然科学版), 2021, 46(6)：24-36.
GAN Mengdi, ZHONG Xiaoyu, FENG Jing. Research status and prospects of aerospace high-temperature structural materials[J]. Journal of Kunming University of Science and Technology (Natural Sciences)，2021，46(6)：24-36(in Chinese).

[33] DICARLO J A, YUN H M, MORSCHER G N, et al. Handbook of ceramic composites: SiC_f/SiC composites for 1200℃ and above[M]. BANSAL N P. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2004: 77-98.

[34] CORMAN G S, LUTHRA K L. Handbook of ceramic composites: Silicon melt infiltrated ceramic composites (HiPerComp™)[M]. BANSAL N P. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2004: 99-116.

[35] 任海水, 熊华平, 吴欣, 等. 钛铝系合金与镍基高温合金异种连接技术研究进展[J]. 机械工程学报, 2017, 53(4)：1-10.
REN Haishui, XIONG Huaping, WU Xin, et al. Research advances on the dissimilar joining of titanium aluminides and nickel-based superalloys[J]. Journal of Mechanical Engineering，2017，53(4)：1-10(in Chinese).

[36] 张健, 王莉, 王栋, 等. 镍基单晶高温合金的研发进展[J]. 金属学报, 2019, 55(9)：1077-1094.
ZHANG Jian, WANG Li, WANG Dong, et al. Recent progress in research and development of nickel-based single crystal superalloys[J]. Acta Metallurgica Sinca，2019，55(9)：1077-1094(in Chinese).

[37] 朱思雨, 张巧君, 洪智亮, 等. 平纹编织SiC_f/SiC复合材料的中温蠕变断裂时间及损伤机制[J]. 复合材料学报, 2023, 40(1)：464-471.
ZHU Siyu, ZHANG Qiaojun, HONG Zhiliang, et al. Creep rupture time and damage mechanisms of a plain woven SiC_f/SiC composite at intermediate temperature[J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2023，40(1)：464-471(in Chinese).

[38] 马岚波. 镍基高温合金真空低压铸造工艺基础研究[D]. 沈阳: 沈阳铸造研究所, 2021.
MA Lanbo. The fundamental research of vacuum-assisted low pressure casting process for nickel-based superallys[D]. Shenyang: China Academy of Machinery Science and Technology, 2021(in Chinese).

[39] 胡晓安, 张宇, 阳海棠, 等. 三维编织SiC_f/SiC复合材料拉伸和弯曲损伤机制[J]. 复合材料学报, 2019, 36(8)：1879-1885.
HU Xiao'an, ZHANG Yu, YANG Haitang, et al. Tensile and bending damage mechanism of 3D braided SiC_f/SiC composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2019，36(8)：1879-1885(in Chinese).

[40] 刘虎, 杨金华, 陈子木, 等. 熔融渗硅工艺制备的SiC_f/SiC复合材料微观结构与性能[J]. 宇航材料工艺, 2020(6)：48-54.
LIU Hu, YANG Jinhua, CHEN Zimu, et al. Microstructure and properties of SiC_f/SiC composite fabricated by melt infiltration process[J]. Aerospace Materials & Technology，2020(6)：48-54(in Chinese).

[41] 袁琼, 邱海鹏, 谢巍杰, 等. 三维六向编织SiC_f/SiC 复合材料的力学行为及其损伤机制[J]. 纺织学报, 2021, 42(12)：81-89.
YUAN Qiong, QIU Haipeng, XIE Weijie, et al. Mechanical properties and damage mechanism of three-dimensional six-directional braided SiC_f/SiC composites[J]. Journal of Textile Research，2021，42(12)：81-89(in Chinese).

[42] 胡建宝, 杨金山, 张翔宇, 等. 高致密反应烧结SiC_f/SiC复合材料的微观结构与性能[J]. 航空制造技术, 2018, 61(14)：16-21.
HU Jianbao, YANG Jinshan, ZHANG Xiangyu, et al. Microstructure and properties of melt-infiltrated SiC_f/SiC ceramic matrix composite[J]. Aeronautical Manufacturing Technology，2018，61(14)：16-21(in Chinese).

[43] MORSCHER G N, PUJAR V. Creep and stress-strain behavior after creep from SiC fiber reinforced, melt-infiltrated SiC matrix composites[J]. Journal of the American Ceramic Society，2006，89(5)：1652-1658.

[44] APPLEBY M P, ZHU D, MORSCHER G N. Mechanical properties and real-time damage evaluations of environmental barrier coated SiC_f/SiC CMCs subjected to tensile loading under thermal gradients[J]. Surface & Coatings Technology，2015，284：318-326.

[45] American Society for Testing and Materials. Standard test method for creep and creep rupture of continuous fiber-reinforced advanced ceramics under tensile loading at elevated temperatures: ASTM C1337-17[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2017.

[46] American Society for Testing and Materials. Standard test method for flexural properties of continuous fiber-reinforced advanced ceramic composites: ASTM C1341-13[S]. West Conshohocken: ASTM international, 2023.

[47] American Society for Testing and Materials. Standard test method for monotonic tensile strength testing of continuous fiber-reinforced advanced ceramics with solid rectangular cross-section test specimens at elevated tempera-

tures: ASTM C1359-13[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013.

[48] LUO Z, ZHOU X, YU J. Mechanical properties of SiC_f/SiC composites by PIP process with a new precursor at elevated temperature[J]. Materials Science & Engineering A, 2014, 607: 155-161.

[49] 荆开开, 管皞阳, 朱思雨, 等. Cansas-II SiC_f/SiC复合材料的高温拉伸蠕变行为[J]. 无机材料学报, 2023, 38(2): 177-183.
JING Kaikai, GUAN Haoyang, ZHU Siyu, et al. Tensile creep behavior of Cansas-II SiC_f/SiC composites at high temperatures[J]. Journal of Inorganic Materials, 2023, 38(2): 177-183(in Chinese).

[50] ROSSO M. Ceramic and metal matrix composites: Routes and properties[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 175(13): 364-375.

[51] ANTHONY C, MICHAEL V. Ceramic matrix composite vane subelement fabrication[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea and Air. Vienna: The American Society of Mechanical Engineers, 2004: 1-7.

[52] LIU X C, GUO X J, XU Y L, et al. Cyclic thermal shock damage behavior in CVI SiC_f/SiC high-pressure turbine twin guide vanes[J]. Materials, 2021, 14: 1-13.

[53] JIA Y, YU G, MENG W, et al. Tension-tension fatigue behavior and residual strength evolution of SiC/$(PyC/SiC)_2$/SiC minicomposites prepared by CVI+MI and CVI+PIP processes[J]. Ceramics International, 2021, 47: 28178-28186.

[54] 焦健, 齐哲, 吕晓旭, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术[J]. 航空动力, 2019(5): 17-21.
JIAO Jian, QI Zhe, LYU Xiaoxu, et al. The manufacture processing of SiC_f/SiC composite materials and products for aero engine[J]. Aerospace Power, 2019(5): 17-21(in Chinese).

[55] 姜卓钰, 赵春玲, 束小文, 等. 进给速度对MI工艺制备SiC_f/SiC复合材料加工损伤的影响[J]. 宇航材料工艺, 2022(4): 66-70.
JIANG Zhuoyu, ZHAO Chunling, SHU Xiaowen, et al. Effect of feed rate on machining damage of SiC_f/SiC composites by MI process[J]. Aerospace Materials & Technology, 2022(4): 66-70(in Chinese).

[56] 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[J]. 现代技术陶瓷, 2016, 37(6): 393-402.
CHEN Mingwei, XIE Weijie, QIU Haipeng. Recent progress in continuous SiC fiber reinforced SiC ceramic matrix composites[J]. Advanced Ceramics, 2016, 37(6): 393-402(in Chinese).

[57] TEJERO M D, BENNETT C, HUSSAIN T. A review on environmental barrier coatings: History, current state of the art and future developments[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2021, 41: 1747-1768.

[58] LEE K N, VAN R M. Environmental barrier coatings enhance performance of SiC_f/SiC ceramic matrix composites[J]. American Ceramic Society Bulletin, 2019, 98: 46-53.

[59] 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[J]. 材料工程, 2018, 46(10): 1-8.
LIU Qiaomu, HUANG Shunzhou, HE Aijie. Research progress in environmental barrier coatings of SiC ceramic matrix composites[J]. Journal of Materials Engineering, 2018, 46(10): 1-8(in Chinese).

[60] 魏福双, 刘勇, 张晓东, 等. 高熵陶瓷的制备及在热/环境障涂层中的应用现状[J]. 航空制造技术, 2021, 64(20): 92-101.
WEI Fushuang, LIU Yong, ZHANG Xiaodong, et al. Preparation of high-entropy ceramics and their application status in thermal/environmental barrier coatings[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(20): 92-101(in Chinese).

[61] DONG Y, REN K, LU Y, et al. High-entropy environmental barrier coating for the ceramic matrix composites[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2019, 39(7): 2574-2579.

[62] FAN D, ZHONG X, ZHANG Z, et al. Interaction of high-entropy rare-earth monosilicate environmental barrier coatings subjected to corrosion by calcium-magnesium-alumino-silicate melts[J]. Corrosion Science, 2022, 207: 110564.

[63] GUO X, ZHANG Y, LI T, et al. High-entropy rare-earth disilicate $(Lu_{0.2}Yb_{0.2}Er_{0.2}Tm_{0.2}Sc_{0.2})_2Si_2O_7$: A potential environmental barrier coating material[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2022, 42(8): 3570-3578.

[64] GREGORY C, RAM U, SHATIL S, et al. General electric company: Selected applications of ceramics and composite materials[M]. Switzerland: Springer International Publishing, 2016: 59-91.

[65] TED T, SHANKAR M, LARRY P, et al. Simultaneous fatigue and combustion exposure of a SiC_f/SiC ceramic matrix composite[J]. Journal of Composite Materials, 2010, 44(25): 2991-3016.

[66] 刘虎, 齐哲, 艾莹珺, 等. SiC涂层对熔渗SiC/SiC复合材料高温服役性能的影响[J]. 材料导报, 2022, 36(21): 1-5.
LIU Hu, QI Zhe, AI Yingjun, et al. Effect of SiC coating on high-temperature service performance of SiC_f/SiC composite prepared via melt infiltration process[J]. Materials Reports, 2022, 36(21): 1-5(in Chinese).

[67] 洪智亮, 张巧君, 李开元, 等. SiC_f/SiC复合材料在高温空气中的氧化行为[J]. 材料工程, 2021, 49(5): 144-150.
HONG Zhiliang, ZHANG Qiaojun, LI Kaiyuan, et al. Oxidation behavior of SiC_f/SiC composites in air at high temper-

ature[J]. Journal of Materials Engineering, 2021, 49(5): 144-150(in Chinese).

[68] GUO F, CHEN X, CHENG G, et al. Microstructural and mechanical evolution of SiC$_f$/SiC composites in wet oxygen atmosphere above 1000℃[J]. Ceramics International, 2022, 48: 8473-8480.

[69] 段宏宇, 王贺权, 张佳平, 等. 不同热震工况下2.5D编织SiC$_f$/SiC陶瓷基复合材料力学性能及损伤[J]. 复合材料学报, 2023, 40(7): 4186-4196.
DUAN Hongyu, WANG Hequan, ZHANG Jiaping, et al. Mechanical properties and damage of 2.5D braided SiC$_f$/SiC ceramic matrix composites under different thermal shock conditions[J]. Acta Materae Compositae Sinica, 2023, 40(7): 4186-4196(in Chinese).

[70] SHEN X L, QIAO Y F, DONG S J, et al. Thermal load test method and numerical calculation for ceramic matrix composite turbine guide vane[J]. Applied Composite Materials, 2019(26): 553-573.

[71] MICHAEL V, ANTHONY C. Ceramic matrix composite vane subelement testing in a gas turbine environment[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea and Air. Vienna: The American Society of Mechanical Engineers, 2004: 1-7.

[72] KANG N L, BRYAN J H, BERNADETTE J P, et al. Manufacturing process development and rig validation of slurry environmental barrier coatings for SiC ceramic and SiC composite sub-components[J]. Coatings, 2022, 12: 1635.

[73] HAYAO S, YUSUKE U, MASAHARU A, et al. Validation of fracture prediction model to design CMC turbine vane[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Phoenix: The American Society of Mechanical Engineers, 2019: 1-8.

[74] CRAIG S, MICHAEL P, RAMAKRISHNA B, et al. The effects of cooling holes on SiC$_f$/SiC CMC tensile strength[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Virtual Online: The American Society of Mechanical Engineers, 2020: 1-5.

[75] ZHANG X H, GAO H S, WEN Z X, et al. Tension-tension fatigue behaviour of 3D braided SiC$_f$/SiC composite with film cooling holes at 1 350℃ in air[J]. Ceramics International, 2020, 46: 7703-7710.

[76] ZHANG X H, GAO H S, WEN Z X, et al. Effect of film cooling holes on the mechanical properties of 3D braided SiC$_f$/SiC composites at 1350℃ in air[J]. Ceramics International, 2020, 46: 7982-7990.

[77] 李世峰, 黄康, 马护生, 等. 航空发动机涡轮叶片气膜冷却孔设计与制备技术研究进展[J]. 热能动力工程, 2022, 37(9): 1-11.
LI Shifeng, HUANG Kang, MA Husheng, et al. Research progress on design and manufacture technologies of film cooling hole for aeroengine turbine blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(9): 1-11(in Chinese).

[78] 李任静, 李雪英, 郭欣欣, 等. 燃气涡轮高效冷却技术及设计方法发展趋势[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2022, 62(4): 794-801.
LI Renjing, LI Xueying, GUO Xinxin, et al. Development trends in high-efficiency gas turbine cooling methods[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2022, 62(4): 794-801(in Chinese).

[79] 谢刚. 航空发动机涡轮叶片综合冷效的模化理论与数值研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
XIE Gang. Analogy principle for overall cooling effectiveness between engine and laboratory condition and numerical validation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018(in Chinese).

[80] 莫唯书. 涡轮导向叶片综合冷却效果和冷气流阻特性研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2018.
MO Weishu. Investigation on integrated cooling performance and flow resistance characteristics of vane[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2018(in Chinese).

[81] 何爱杰, 王俊才. 某航空发动机高压涡轮导向器结构设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1996(2): 32-35.
HE Aijie, WANG Juncai. Structure design of high pressure turbine guide for an aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1996(2): 32-35(in Chinese).

[82] 邓磊, 刘强军, 谢强. 航空发动机高压涡轮导向叶片定位分析[J]. 中国科技纵横, 2020(10): 107-109.
DENG Lei, LIU Qiangjun, XIE Qiang. Positioning analysis of high pressure turbine guide blades in aeroengines[J]. China Science & Technology Overview, 2020(10): 107-109(in Chinese).

[83] 郭洪宝, 王波, 甄文强, 等. 2D-C/SiC复合材料开孔件拉伸强度有限元计算[J]. 复合材料学报, 2014, 31(2): 448-455.
GUO Hongbao, WANG Bo, ZHEN Wenqiang, et al. FEM calculation about tensile strength of 2D-C/SiC composites with circular holes[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(2): 448-455(in Chinese).

[84] LI X, CHEN X, CHEN J, et al. Bearing behaviors and failure mechanisms of 2D C/SiC plate with an open hole[J]. Ceramics International, 2021, 47: 1407-1413.

[85] 刘海龙. SiC$_f$/SiC陶瓷基复合材料力学性能与失效机理研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
LIU Hailong. Mechanical properties and failure mechanism of ceramic matrix SiC$_f$/SiC composites[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020(in Chinese).

[86] FUMIAKI W, TAKESHI N, YOUSUKE M. Design and testing for ceramic matrix composite turbine vane[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Charlotte: ASME, 2017: 1-8.

[87] KENRO O, FUMIAKI W. Impact test for the leading edge of CMC vane based on actual aircraft engine field data[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Oslo: The American Society of Mechanical Engineers, 2018: 1-6.

[88] STEIBEL J. Ceramic matrix composites taking flight at GE aviation[J]. American Ceramic Society Bulletin, 2019, 98(3): 30-33.

[89] 梅辉, 张鼎, 夏俊超, 等. 浅谈陶瓷基复合材料无损检测方法及其进展[J]. 航空制造技术, 2017(5): 24-30.
MEI Hui, ZHANG Ding, XIA Junchao, et al. Brief introduction on the method and progress of nondestructive testing for ceramic matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(5): 24-30(in Chinese).

[90] 熊瑛, 刘海强, 杜本莉, 等. 微焦点CT在陶瓷基复合材料上的检测应用[J]. 航空制造技术, 2018, 61(19): 58-63.
XIONG Ying, LIU Haiqiang, DU Benli, et al. Application of micro-focus CT on inspection of ceramic matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(19): 58-63(in Chinese).

[91] WANG Y, WEBB J E, SINGH R N, et al. Evaluation of thermal shock damage in 2D woven nicalon-Al_2O_3 composite by NDE techniques[C]//Don B. 22nd Annual Conference on Composites, Advanced Ceramics, Materials, and Structures: A: Ceramic Engineering and Science Proceedings. Westerville: Wiley Online Library, 2008: 607-614.

[92] 李璇. GE在CMC部件生产中使用的缺陷检测方法[J]. 航空维修与工程, 2016(6): 27.
LI Xuan. GE advances ceramic matrix composites use[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2016(6): 27(in Chinese).

[93] HALBIG M C, JASKOWIAK M H, KISER J D, et al. Evaluation of ceramic matrix composite technology for aircraft turbine engine applications[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Dallas: Curran Associates, Inc., 2013: 1-13.