

航空发动机用新型高温钛合金研究进展

Recent Development of High-Temperature Titanium Alloys for Aeroengine

中航工业北京航空材料研究院 黄旭 李臻熙 高帆 黄浩



黄旭

博士、研究员，现任北京航空材料研究院钛合金研究所所长，中国航空工业集团公司先进钛合金航空科技重点实验室主任，在钛合金成分设计、热工艺、组织性能关系等材料研究和应用研究方面有较深入的研究。主持完成 16 项总装预研、重点型号、国家自然科学基金、武器装备预研基金、航空基金、国际合作等项目。担任中国有色金属工业协会钛锆铅分会副会长(2002~2004 年, 2006~2008 年)，中国有色金属学会材料科学与工程学术委员会委员，中国材料研究学会金属间化合物和非晶分会理事，《材料工程》编辑委员会委员，中国石油大学兼职教授发表了 70 余篇学术论文。

TiAl 和 SiC_f/Ti 复合材料将是新一代高推重比航空发动机用的两种关键结构材料。国外已完成材料研制、应用研究与零部件试验考核等大量研究工作，将很快在下一代新型航空发动机上获得应用。我国目前在 TiAl 合金工程化应用研究、典型零件研制与考核试验等方面与国外尚存在较大差距。而 SiC_f/Ti 复合材料刚刚进入应用研究阶段，SiC_f/Ti 复合材料零件设计与制造经验欠缺。

国外先进航空发动机中，高温钛合金用量已占到发动机总重量的 25%~40%，如第三代发动机 F100 的钛合金用量为 25%，第四代发动机 F119 的钛合金用量为 40%。我国第二代航空发动机钛合金用量约 13%~15%，使用温度一般不超过 400℃。第三代航空发动机中钛用量达到 25%。高温钛合金主要用于制造航空发动机压气机叶片、盘和机匣等零部件，这些零件要求材料在高温工作条件下(300~600℃)具有较高的比强度、高温蠕变抗力、疲劳强度、持久强度和组织稳定性。

新一代高推重航空发动机研制需要更先进的材料与工艺支持。美国国防部在“综合高性能涡轮发动

机技术(IHPTET)”计划中提出了高推重比、高性能发动机结构质量减轻 50%，推重比提高 100% 的发展目标，材料和制造技术的贡献率为 50%~70%^[1]。而随着航空发动机推重比的不断提高，压气机出口温度不断升高，对耐更高温度的新型高温钛合金提出了迫切需求。本文介绍了我国航空发动机用高温钛合金材料体系的发展状况，对 TiAl 合金、SiC 纤维增强钛基复合材料两种新型高温钛合金国外研究现状和应用情况进行了详细阐述。

我国航空发动机用高温钛合金材料的发展

航空发动机压气机叶片、盘和机

匣等零件要求在室温至较高的温度范围内具有高的瞬时强度和持久强度、高温蠕变抗力、组织稳定性和高低周疲劳性能。 α 型和近 α 型钛合金具有良好的蠕变、持久性能和焊接性,因此适合于在高温环境下使用。近 β 型和 β 型钛合金尽管在室温至 300°C 左右具有高的拉伸强度,但在更高的温度,合金的蠕变抗力和持久性能急剧下降。 $\alpha+\beta$ 型钛合金既具有良好的热加工性能,在中温环境下又有良好的综合性能。按照发动机零件的使用环境和对材料的性能要求, α 型、近 α 型和 $\alpha+\beta$ 型钛合金更能满足发动机的工作要求。经过半个世纪世界各国钛合金研究工作者的努力,目前固溶强化型航空发动机用高温钛合金的最高工作温度由 350°C 提高到了 600°C ,表1所示为世界各国研制的各温度段使用的高温钛合金。

我国于20世纪70年代开始研制航空发动机用高温钛合金,目前在我国航空发动机上获得应用的主要是 $\alpha+\beta$ 型钛合金,工作温度大多在 500°C 以下。我国在航空发动机上使用的工作温度在 400°C 以下的高温钛合金主要有TC4、TC17,应用于发动机工作温度较低的风扇叶片和压气机第1、2级叶片,TC6的用量较少,主要用于发动机紧固件。 500°C 左右工作的高温钛合金有TC11、TA15和TA7合金,其中TC11是我国目前航空发动机上用量最大的钛合金,大量应用于我国WP13、WP14、WS11等第二代航空发动机的高压压气机叶片和盘。当工作温度达到 500°C 以上,钛合金的蠕变性能和热稳定性的重要性愈加突出,而这两种性能之间往往存在着矛盾,需要通过优化合金成分和控制显微组织使这两个性能得以更好的匹配。目前,各国研制和使用的 500°C 以上高温钛合金均为Ti-Al-Sn-Zr-Mo-Si系,最高使用温度已达到 600°C 。已

经正式获得应用的 600°C 高温钛合金是IMI834钛合金,该合金已经成功应用于EF2000战斗机动力装置EJ200发动机上,用于制造高压压气机整体叶盘。我国的 600°C 高温钛合金Ti60还处于研制阶段,尚未获得正式应用。

随着发动机零部件工作温度的逐渐提高,钛合金的使用温度越来越高,材料技术发展从固溶强化技术向有序强化技术发展,并进一步向SiC纤维复合强化技术发展,其发展趋势见图1。固溶强化技术的发展使钛合金工作温度由 400°C 提高到了 600°C ,这些钛合金的技术成熟度达到了6~8级。进一步提高工作温度则需要依靠有序强化的Ti-Al系金属间化合物,包括TiAl、Ti₃Al和Ti₂AlNb合金,工作温度 600°C 提高到了 800°C ,技术成熟度只有3~5级,其中TiAl合金技术成熟度最低。SiC

纤维增强钛合金可以使基体合金使用温度提高 $100\sim 150^{\circ}\text{C}$,SiC/TiAl合金最高工作温度可达 900°C ,目前尚处于实验室研究阶段,技术成熟度只有2~3级。

TiAl 合金

1 TiAl 合金的发展历史

TiAl 基合金至今已经发展了3代,早在20世纪50年代McAndrew和Kessler就发现二元TiAl铸造合金具有良好的抗氧化性能和高性能。但因其室温塑性和断裂韧性太低,相当长一段时间内TiAl基合金的发展缓慢。第一代TiAl基合金的代表是由美国空军材料实验室和P&W公司于1975~1983年间共同开发的Ti-48Al-1V-0.3C^[6-7](文中除特别说明外,TiAl合金成分均为原子百分比),该合金设计主要着眼于改善塑性和蠕变性能,但其综合性能还

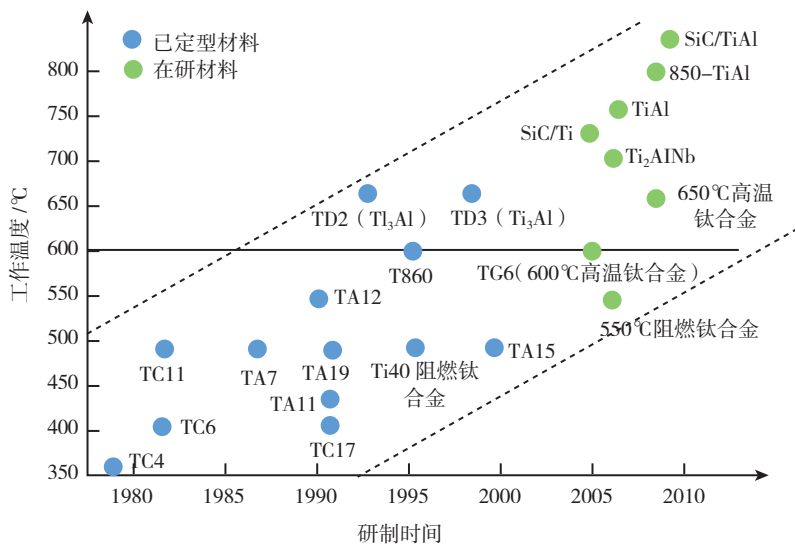


图1 我国航空发动机用高温钛合金的发展历程

表1 世界各国研制的高温钛合金^[2-5]

国家	350°C	400°C	450°C	500°C	550°C	600°C	650°C	阻燃钛合金
中国	TC4	TC6 TC17	TA11	TC11 TA7 TA15	TA12	Ti60	TD3 (Ti ₃ Al) Ti ₂ AlNb	Ti40
俄罗斯	BT6 BT22	BT3-1	BT8M	BT9 BT20	BT25	BT18y BT36	—	BTT-1 BTT-3
欧美	Ti-64	Ti-6246 IMI550 Ti-17	IMI679 Ti-811	IMI685 Ti-6242	Ti-6242S IMI829	IMI834 Ti-1100	Ti-25Al- 10Nb-3V- 1Mo	AlloyC

不能满足航空发动机零部件的性能要求,因而其发展只停留在了实验室研究阶段。第二代 TiAl 基合金中最具代表性的是由美国空军和 GE 公司共同开发的 Ti-48Al-2Cr-2Nb 铸造合金^[8]。该合金的室温塑性、强度和抗氧化性能均优于 Ti-48Al-1V-0.3C。现已有多个该合金的零部件进行了发动机装机试验。此外第二代合金中较为著名的还有 Howmet 公司于 1990 年开始开发的两种 XD 铸造合金: Ti-(45,47)Al-2Mn-2Nb-0.8%TiB₂ (体积分数)。第二代 TiAl 基合金在 760℃ 时的大多数高温性能(刚度、高温强度、蠕变抗力、抗氧化性、耐腐蚀性等)按密度比均优于或相当于有望被取代的镍基高温合金。

国外 TiAl 合金研制目前已经发展到第三代,见表 2。目前发展的第三代 TiAl 合金有如下几个特点:

(1) 与以铸造合金为主的第二代 TiAl 合金不同,第三代 TiAl 合金主要发展锻造合金;

(2) 合金成分设计上,不再以改善室温塑性为主要设计目标,而是以提高高温强度、高温蠕变抗力等为合金设计目标;

(3) 合金中大量添加 Nb、Ta、W 等高熔点元素,通过置换固溶强化提高合金强度和蠕变性能;

(4) 合金中添加 Si、C、N 等间隙强化元素,通过间隙固溶强化和 Ti₅Si₃、Ti₂AlC、TiN 等析出相弥散强化提高蠕变性能;

(5) Al 含量由第二代铸造 TiAl 合金的 47%~48% 降低至了 45%~47%,以提高组织中的 α₂ 相含量,从而提高强度。

2 TiAl 合金的特点

TiAl 金属间化合物合金密度仅 3.8~4.0g/cm³,是镍基高温合金的 1/2,比钛合金还低 10%~15%;室温弹性模量高达 160~170GPa,比钛合金高 33%,而且弹性模量在 750℃

表2 TiAl合金的发展^[9]

合金分代	合金成分	工艺
1代	Ti-48Al-1V-0.3C	实验室研究
2代	Ti-(47/48)Al-2(Cr, Mn)-2Nb(47/48-2-2)	铸造
	Ti-(45/47)Al-2Nb-2Mn+0.8%TiB ₂ (45/47XD)	铸造 XD
	Ti-47Al-3.5(Nb, Cr, Mn)-0.8(B, Si)	铸造
	Ti-47Al-2W-0.5Si	铸造
3代	Ti-46.2Al-2Cr-3Nb-0.2W(K5)	铸造
	Ti-45Al-(8/10)Nb	锻造
	Ti-46.2Al-2Cr-3Nb-0.2W-0.2Si-0.1C(K5SC)	锻造
	Ti-45Al-4Nb-4Ta	锻造
	Ti-47Al-5(Cr, Nb, Ta)	锻造
	Ti-(45-47)Al-(1-2)Cr-(1-5)Nb-(0-2)(W, Ta, Hf, Mo, Zr)-	锻造

表3 TiAl合金的主要特点^[10-12]

主要特点	性能水平
低密度	3.7~4.3g/cm ² , 高温合金的 1/2, 比钛合金低 10%
高弹性模量	175GPa (室温), 150GPa (750℃ 时与 Incol718 合金相当)
高比强度	室温 ~800℃ 强度保持率达 80%
优异的阻燃性能	属于完全不燃烧的合金
优良的抗氧化性能	700~800℃ 抗氧化性能良好 (与合金成分关系密切)
高蠕变性能	700~800℃ /100MPa 稳态蠕变速率 <5 × 10 ⁻⁹ s ⁻¹
高的疲劳强度	高周疲劳强度与屈服强度相近 (室温)
高的热导率	热导率约为钛合金的 2 倍
较低的线膨胀系数	室温 ~1000℃ 线膨胀系数约为 12 × 10 ⁻⁶ °C ⁻¹
低室温塑性	δ ₅ =1~2% (铸造 TiAl), δ ₅ =2%~4% (变形 TiAl)
低室温断裂韧性	K _{IC} =15~30MPa · m ^{1/2}

高温还能保持 150GPa, 与 GH4169 高温合金相当; TiAl 合金还具有高比强度, 室温至 800℃ 强度保持率达 80%, 高蠕变抗力、优异的抗氧化和阻燃性能, 可在 760~800℃ 长期工作。是非常具有发展前途的航空发动机用轻质耐高温结构材料。TiAl 合金的主要特点详见表 3。

通过锻造变形, 可以大幅度提高 TiAl 合金的塑性、强度和疲劳性能。从室温到 1000℃ 范围内锻造 TiAl 合金的比强度是所有

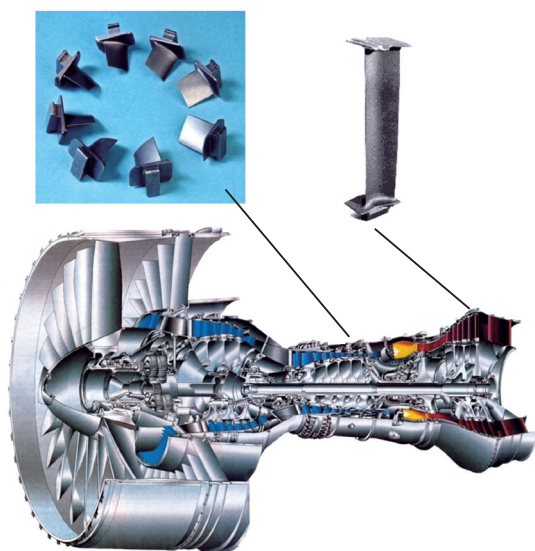


图2 TiAl合金高压压气机叶片和低压涡轮叶片在航空发动机上的应用

图中所列金属材料中最高的。国外报道,经挤压变形的 TiAl 合金最高断裂强度可达 1000MPa^[13]。

3 TiAl 合金在航空发动机上的应用

国外对 TiAl 合金的研究已经进行了近 20 年,在航空发动机领域截止目前,国外已公开报导了多达十几个 TiAl 零部件完成了地面装机试验,试验结果非常理想。这些 TiAl 合金航空发动机零件的试验成功极大地增强了发动机设计人员的信心,为 TiAl 合金在航空发动机上的应用奠定了技术基础。

由于 TiAl 合金具有高比模量、高蠕变抗力和抗燃烧的特点,其在航空发动机最佳的应用部位是用于制

用,而且是在最新型的民用航空发动机上,证明了 TiAl 合金在航空发动机上应用的良好前景。目前 TiAl 合金低压涡轮叶片主要采用精密铸造工艺制备。从 2000 年开始国外开始采用锻造工艺制造 TiAl 合金高压压气机叶片。锻造 TiAl 合金叶片性能比铸造叶片力学性能大幅提高,可靠性也显著提高,但成本昂贵。图 3 所示为 Rolls-Royce 公司研制的 TiAl 锻造叶片^[16]。TiAl 合金还可用于制造扩压器、机匣和矢量喷口零件。

4 航材院锻造 TiAl 合金研究进展

中航工业北京航空材料研究院于 20 世纪 90 年代开展了 TiAl 合金的研究工作。针对 TiAl 合金在航空

发动机中使用的工况条件,航材院开展了 TiAl 金属间化合物合金成分设计、TiAl 合金微结构-组织-性能关系、TiAl 合金热工艺-组织-性能关系等基础研究工作,建立了航材院的 TiAl 合金体系,合金获得了较好的综合性能。同时为了推动 TiAl 合金的工程化应用,提高航空发动机的使用性能,航材院在 TiAl 合金工程化研究方面也取得了较大进展,开展了工业尺寸 TiAl 合金铸锭熔炼、锻造、挤压等研究工作,突破了大尺寸 TiAl 合金饼坯锻造、TiAl 合金异形细晶棒材挤压、TiAl 合金叶片模锻工艺等关键技术(如图 4 所示),为我国发动机设计部门对 TiAl 合金选材奠定了材料基础(表 4)。

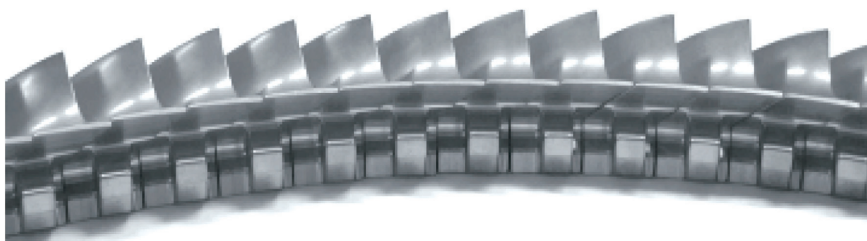


图3 R&R公司研制的锻造TiAl合金高压压气机叶片

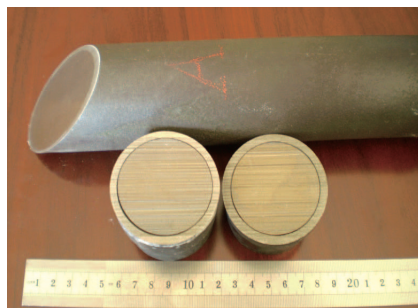
SiC 纤维增强 Ti 基复合材料

1 SiC 纤维及 SiC_f/Ti 国外研究现状

SiC 连续纤维增强钛基复合材料具有高比强度、高比刚度、良好耐高温及抗蠕变、疲劳性能,是理想的适用于 700~900℃ 的航空发动机用



(a) ϕ 550mm 锻造饼坯



(b) 挤压圆棒(挤压比 14:1)



(c) 模锻叶片样件

图4 锻造TiAl合金

造高压压气机叶片和低压涡轮叶片(图 2),采用 TiAl 合金制造叶片不仅可直接降低叶片零件的重量,而且可以显著降低轮盘的载荷,从而可实现系统的减重效果。GE 公司为波音 787 客机研制的 GEnx 发动机低压涡轮第六和第七级叶片采用了铸造 TiAl 合金叶片,取代镍基高温合金实现减重高达 72.5kg^[14-15]。这是 TiAl 合金首次在航空发动机上实现了应

表4 TiAl合金挤压棒材典型性能

测试项目	测试条件	$\sigma_{0.2}$ /MPa	σ_t /MPa	δ_5 /%	E /GPa
拉伸性能	室温	575	719	3.0	160
		575	729	3.0	160
	800℃	481	665	28.9	—
		472	683	24.2	—
持久性能	760℃ /350MPa	$t=360h$			
蠕变性能	760℃ /100MPa/200h	$\epsilon_p=0.09\%$			
悬弯疲劳	室温, $R=-1/Kt=1$	$\sigma_{max}=570MPa$			
	800℃, $R=-1/Kt=1$	$\sigma_{max}=370MPa$			

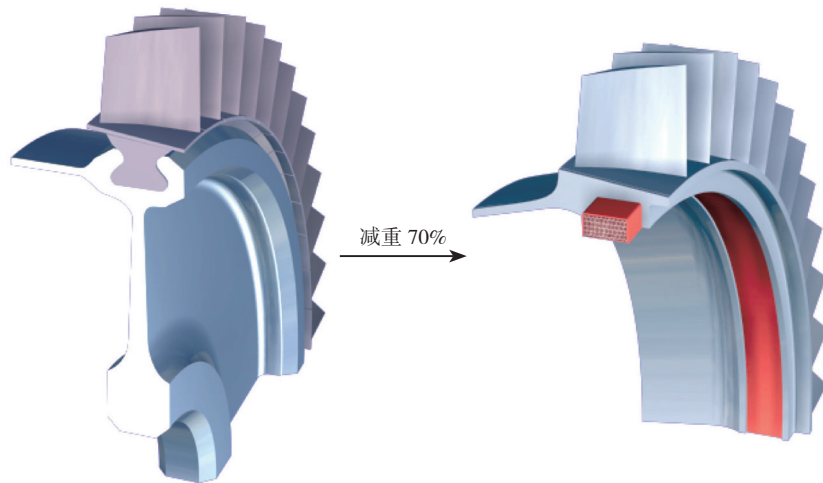


图5 传统的叶片-盘榫槽连接结构与SiC_r/Ti复合材料整体叶环结构示意图

轻质耐高温结构材料^[5,17]。在新一代高推重比航空发动机上,用SiC_r/Ti复合材料制造整体叶环代替压气机盘和叶片(图5),可使减重效果达70%,大幅度提高发动机推重比^[18]。

SiC_r/Ti复合材料已成为新一代高推重航空发动机研制的关键新型材料,美国、英国等航空发动机工业强国均大力开展相关技术的研究。美国在其“综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)”计划及NASP(National Aerospace Plane)计划中均开展了大量的SiC_r/Ti复合材料研究工作。美国空军还发起了一项名为TMCTECC

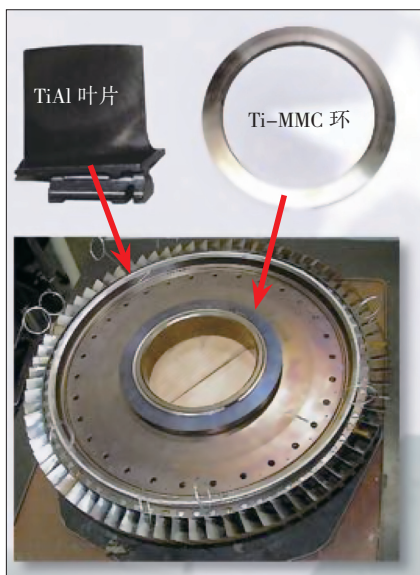


图6 IHPTET计划研制的TiAl叶片与SiC_r/Ti基复合材料环组成的叶环组件

表5 国外研制的几种SiC_r/Ti复合材料典型性能

研制国家	纤维	基体	E/GPa	σ _b /MPa
美国	SCS-6 SiC	Ti-15-3	206~244	1758~1903
	SCS-6 SiC	Ti-6-4	215	1832
德国	SCS-6 SiC	Ti ₂ AlNb	190	1900
	SCS-6 SiC	IMI834	220	2300

(Titanium Matrix Composite Turbine Engine Component Consortium)的SiC_r/Ti复合材料发展的专项计划,凸显了该材料在为了未来高推重比航空发动机上的重要性^[19]。

早在1972年,美国AVCO公司开始了抗拉强度超过3GPa的CVD SiC纤维的商品化生产^[20],这种早期的纤维利用直径为12.5μm的钨丝作为基芯材料。但是由于钨丝和SiC反应生成W₂C和W₅Si₃,而使钨芯限制了纤维的热稳定性。当纤维加热到1000℃以上时,反应层随纤维的加厚而增加,这就导致了其强度的剧烈下降。因此,后来采用碳芯作为芯

材,这不仅提供给SiC较好的热机械稳定性,而且具有更轻质高强的特性。

目前国外已实现CVD SiC商品化,美国Textron公司特种材料部独家生产品种分别为SCS-2、SCS-6、SCS-8的SiC(C芯)纤维系列产品^[21-22];英国DRA公司生产SiC(W芯)纤维SM1040、SM1140、SM1240系列产品^[23],以上纤维表面均涂敷有不同保护涂层,分别用于制备树脂、铝、钛、陶瓷基复合材料。这两家公司所制备的SiC纤维强度均大于4000MPa,近年又制备出ultra-SCS

及SM2156,强度超过6000MPa, SiC层均为细晶β-SiC。CVD法SiC纤维的研制属于高技术领域,美国、德国、英国等西方国家给予了高度的重视。

国外针对不同钛合金基体的SiC_r/Ti复合材料性能进行了大量研究,表5所示为国外研制的几种SiC_r/Ti复合材料的典型性能。美国的SCS-6 SiC/Ti-15-3材料在室温下最大载荷为1241MPa时,疲劳循环周次达到51077次。德国研制的SCS-6/IMI834的抗拉强度达2300MPa,模量达220GPa,而且具有极为优异的热稳定性,在700℃温度

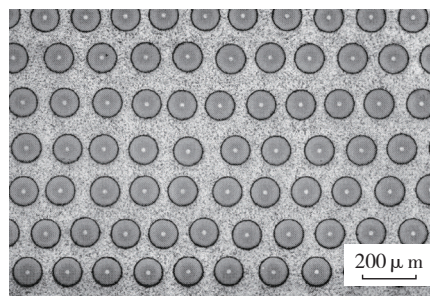


图7 Rolls-Royce公司研制的SiC_r/IMI834复合材料和整体叶环

暴露 2000h 后力学性能不降低。

2 SiC_f/Ti 国外应用现状

在 SiC_f/Ti 复合材料在航空发动机上的典型应用是叶环类和轴类零件,美英等国均研制出了多个零部件,并进行了发动机考核试验^[1,3,24-25]。“综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)”计划第 2 阶段中新的核心机压气机上,采用高温钛合金 Ti1100 代替 TC4 制造 SiC_f/Ti 整体叶环^[1], TiAl 金属间化合物制造压气机叶片,使压气机的耐热性能将提高到 700~800℃,结构质量将减轻 50%,阻燃性能大幅提高,见图 6。Rolls-

Royce 公司制备的 SiC_f/Ti 叶环减重 37%,使用温度提高 10%,转速提高 15%,见图 7。SiC_f/Ti 复合材料轴类零件在航空发动机上的典型应用是低压涡轮轴。GE 公司研制的 SiC_f/Ti 复合材料低压涡轮轴^[3],通过 SiC 纤维沿轴向呈 45° 缠绕,可以使复合材料低压涡轮轴承受非常高的扭矩,从而代替钢制涡轮轴可以大幅度降低结构重量。

此外,美国 ARC 公司采用了 SiC 纤维/金属丝编织条带与 Ti 粉热压复合工艺制作了直径 17.8cm 的模拟叶环和 F119 发动机矢量喷管驱动器

传动活塞杆(长 35.6cm)。普惠公司制备了 PW4084 SiC_f/Ti 风扇叶片典型件。

4 材院 SiC_f/Ti 复合材料研究进展

北京航空材料研究院从 2000 年开始 SiC_f/Ti 复合材料的研究。目前已经突破了高性能 W 芯 SiC 纤维批量稳定制备、SiC_f/Ti 界面反应控制技术和 SiC_f/Ti 复合材料构件制备等关键技术。制备出的 W 芯 SiC 纤维强度达到了 3800MPa,达到了英国 DRA 公司的 SM1140 纤维的性能水平。近年来航材院已经开展了 SiC_f/TC4、SiC_f/Ti17、SiC_f/Ti60、SiC_f/Ti3Al 和 SiC_f/TiAl 等多种复合材料的研究,表 6 所示为 SiC_f/Ti17 复合材料的典型性能。图 8 所示为 SiC 纤维、SiC_f/Ti 先驱丝和 SiC_f/Ti 复合材料截面形貌。

在掌握了上述关键技术的基础上,航材院开展了航空发动机用 SiC_f/Ti 复合材料典型构件的研制,目前已经制备出了压气机叶环和低压涡轮轴典型模拟件,将行地面考核试验。

表6 SiC_f/Ti17复合材料典型性能

测试项目	试验条件	σ_t / MPa	E/GPa
拉伸性能	室温	1850	244
	500℃	1273	200
持久性能	400℃ /800MPa	持久寿命 >100h	
	450℃ /800MPa	持久寿命 >100h	
蠕变性能	400℃ /600MPa/100h	残余蠕变量:0.048%	
	450℃ /600MPa/100h	残余蠕变量:0.063%	

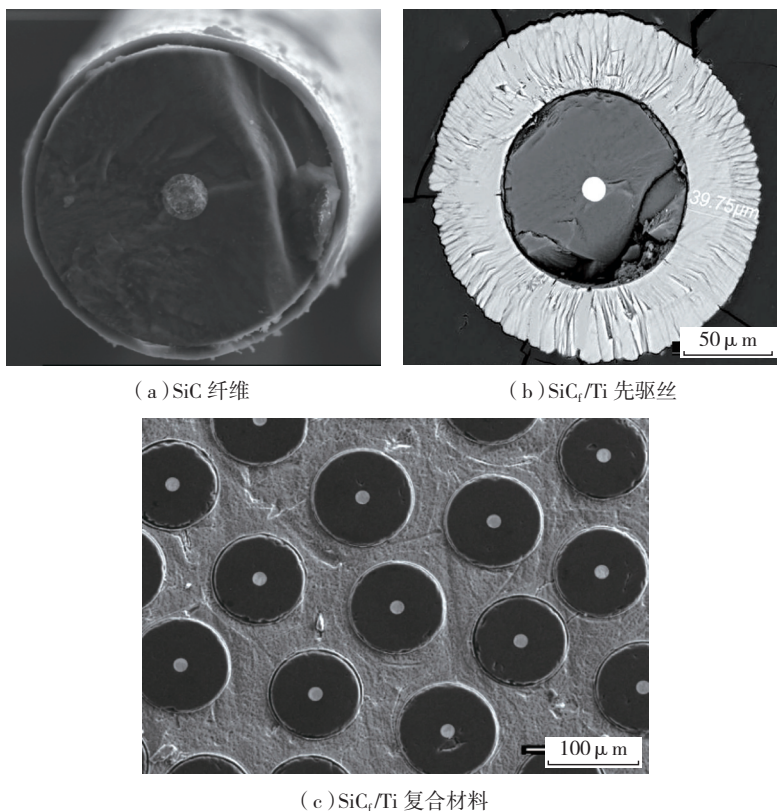


图8 航材院制备的SiC纤维、SiC_f/Ti先驱丝和SiC_f/Ti复合材料截面形貌

结束语

TiAl 和 SiC_f/Ti 复合材料将是新一代高推重比航空发动机用的两种关键结构材料。国外已完成材料研制、应用研究与零部件试验考核等大量研究工作,将很快在下一代新型航空发动机上获得应用。我国目前在 TiAl 合金工程化应用研究、典型零件研制与考核试验等方面与国外尚存在较大差距。而 SiC_f/Ti 复合材料刚刚进入应用研究阶段, SiC_f/Ti 复合材料零件设计与制造经验欠缺。因此,亟需在这两种新材料领域开展零件设计-材料研制-应用技术研究三者相结合的系统性研究。

本文共有参考文献 25 篇,因篇幅有限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 良辰)