

特约专栏

高推重比航空发动机用新型高温钛合金 研究进展

黄旭, 李臻熙, 黄浩

(北京航空材料研究院 钛合金研究室, 北京 100095)

摘要: 综述了我国航空发动机用高温钛合金材料体系的发展状况。针对未来高推重比航空发动机对新型轻质耐高温结构材料的需求, 重点介绍了 TiAl 合金和 SiC 纤维增强钛基复合材料 2 种关键的新型高温钛合金国外研究进展和应用情况。目前我国航空发动机主要应用的是 $\alpha+\beta$ 型钛合金, 工作温度均在 500 °C 以下, 在更高温度使用的近 α 型钛合金(如 600 °C 高温钛合金)尚处于研发阶段。国外对 TiAl 合金的研究已近 20 年, 在航空发动机领域已公开报导了 10 多种 TiAl 零部件, 并且完成了地面装机试验, 试验结果非常理想。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。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 2 种关键结构材料。

关键词: 高温钛合金; TiAl 合金; SiC 纤维增强钛基复合材料; 阻燃钛合金

中图分类号: TG146.2⁺3 文献标识码: A 文章编号: 1674-3962(2011)06-0021-07

Recent Development of New High-Temperature Titanium Alloys for High Thrust-Weight Ratio Aero-Engines

HUANG Xu, LI Zhenxi, HUANG Hao

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Development status of high-temperature titanium alloys for aero-engine in China was reviewed. Aiming at demands of low-density and heat-resistant structure materials for high thrust-to-weight ratio aero-engines, recent development and applications of TiAl alloys and SiC fiber reinforced titanium matrix composites were introduced.

Key words: high-temperature titanium alloy; γ -TiAl alloy; SiC fiber reinforced titanium matrix composite; burn resistant titanium alloy; review of research

1 前言

现代军用战斗机的战术机动性、短距起飞、超音速巡航等优异作战性能在很大程度上依赖于先进的高推重比航空发动机的应用, 而高推重比航空发动机的发展与高温钛合金的大量应用密切相关。国外先进航空发动机中, 高温钛合金用量已占发动机总质量的 25%~40%, 如第 3 代发动机 F100 的钛合金用量为 25%, 第 4 代发动机 F119 的钛合金用量为 40%。我国第 2 代航空发动机钛合金用量约 13%~15%, 使用温度一般不超过 400 °C。第 3 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 °C)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。

新一代高推重比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]。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, 详细阐述了 TiAl 合金、SiC 纤维增强钛基复合材料 2 种新型高温钛合金的国外研究现状和应用情况。

2 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、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 ℃左右具有高的拉伸强度，但在更高的温度下，合金的蠕变抗力和持久性能急剧下降。 $\alpha + \beta$ 型钛合金不仅具有良好的热加工性能，而且在中温环境下

还有良好的综合性能。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已由 350 ℃提高到了 600 ℃，表 1 所示为世界各国研制的各温度段使用的高温钛合金^[2-5]。

表 1 世界各国研制的高温钛合金
Table 1 High-temperature titanium alloy developed by different countries

Working temperature	350 ℃	400 ℃	450 ℃	500 ℃	550 ℃	600 ℃	650 ℃	Burn resistant titanium alloy
China	TC4	TC6 TC17	TA11	TC11 TA7 TA15	TA12	Ti60	TD3 (Ti ₃ Al) Ti ₂ AlNb	Ti40
Russia	BT6 BT22	BT3-1	BT8M	BT9 BT20	BT25	BT18y BT36	—	BTT-1 BTT-3
Europe and USA	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

我国于 20 世纪 70 年代开始研制航空发动机用高温钛合金，其发展历程见图 1 所示。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，工作温度均在 500 ℃以下。更高温度使用的近 α 型钛合金（如 600 ℃高温钛合金）尚处于研发阶段，未获得应用。

的蠕变性能和热稳定性的重要性愈加突出，而这 2 种性能之间往往存在矛盾，需要通过优化合金成分和控制显微组织使这 2 个性能得以更好地匹配。目前，各国研制和使用的 500 ℃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 ℃。已经正式获得应用的 600 ℃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 ℃高温钛合金 Ti60 还处于研制阶段，尚未获得正式应用。

单纯采用固溶强化方法的钛合金难以满足使用温度环境在 600 ℃以上时对蠕变抗力和强度的要求。由于有序强化的 Ti-Al 系金属间化合物具有高比强度、比刚度，高蠕变抗力，优异的抗氧化和阻燃性能，因此成为使用温度在 600 ℃以上时的非常有潜力的候选材料，其中 Ti₃Al 和 Ti₂AlNb 合金长期工作温度可达 650 ~ 700 ℃左右，而 TiAl 基合金工作温度则可达 760 ~ 800 ℃。Ti₃Al，Ti₂AlNb 和 TiAl 基合金低的室温塑性和韧性是这类合金应用的最大障碍。除了进一步优化合金的成分，改进加工工艺和控制组织，改善合金的塑性和韧性之外，还需要改变发动机结构设计理念，开展针对这类低塑性、韧性材料在航空发动机零部件上的应用的系统研究，才有可能将这些新材料应用于高推重比航空发动机。

3 TiAl 合金

3.1 TiAl 合金的发展历史

TiAl 基合金至今已经发展了 3 代(见表 2^[9])。早在

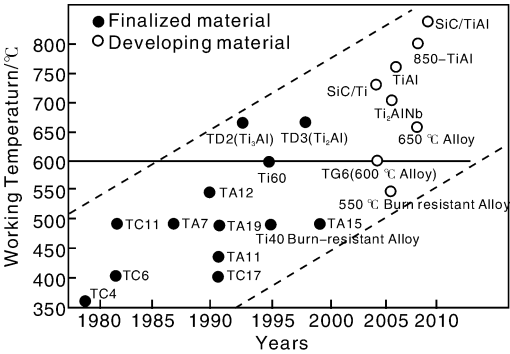


图 1 我国航空发动机用高温钛合金的发展历程
Fig. 1 Development of high-temperature titanium alloy for aero-engine in China

我国在航空发动机上使用的工作温度在 400 ℃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 ℃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 2 代航空发动机的高压压气机叶片和盘。当工作温度达到 500 ℃以上时，钛合金

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温性能。但因其室温塑性和断裂韧性太低, 相当长一段时间内发展比较缓慢。第 1 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 合金^[6-7] (文中除特别说明外, TiAl 合金成分均为原子分数), 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 2 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 2 代合金中较为著名的还有 Howmet 公司于 1990 年开始开发的 2 种 XD 铸造合金: Ti-(45, 47) Al-2Mn-2Nb-0.8 (ϕ %) TiB₂。第 2 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 3 代, 见表 2 所示^[9]。目前发展的第 3 代 TiAl 合金有如下几个特点: ①与以铸造合金为主的第 2 代 TiAl 合金不同, 第 3 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; ⑤Al 含量由第 2 代铸造 TiAl 合金的 47% ~ 48% (原子分数)降低至了 45% ~ 47%, 以提高组织中的 α_2 相含量, 从而提高强度。

表 2 TiAl 合金的发展
Table 2 Development of TiAl alloy

Generation	Alloy composition, x/%	Technics
1st	Ti-48Al-1V-0.3C	Laboratory research
2nd	Ti-(47/48) Al-2(Cr, Mn)-2Nb (47/48-2-2)	Casting
	Ti-(45/47) Al-2Nb-2Mn + 0.8% (ϕ %) TiB ₂ (45/47XD)	Casting XD
	Ti-47Al-3.5(Nb, Cr, Mn)-0.8(B, Si)	Casting
	Ti-47Al-2W-0.5Si	Casting
	Ti-46.2Al-2Cr-3Nb-0.2W (K5)	Forging
3rd	Ti-45Al-(8/10)Nb	Forging
	Ti-46.2Al-2Cr-3Nb-0.2W-0.2Si-0.1C (K5SC)	Forging
	Ti-45Al-4Nb-4Ta	Forging
	Ti-47Al-5(Cr, Nb, Ta)	Casting
	Ti-(45-47) Al-(1-2) Cr-(1-5) Nb-(0-2) (W, Ta, Hf, Mo, Zr) - (0-0.2) B-(0.03-0.3) C-(0.03-0.2) Si-(0-0.05) N	Forging

3.2 TiAl 合金的特点

TiAl 金属间化合物合金密度仅 3.8 ~ 4.0 g/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 ~ 170 GPa, 比钛合金高 33 %, 而且弹性模量在 750 ℃ 高温下还能保持 150 GPa, 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^[10-11] 详见表 3。

图 2 所示为铸造 TiAl 合金与锻造 TiAl 合金与其它金属结构材料比强度的比较^[12]。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。图 2 所

示, 锻造 TiAl 合金的比强度比铸造 TiAl 合金大幅度提高, 而两者的工作温度范围相当, 而且从室温到 1 000 ℃ 范围内锻造 TiAl 合金的比强度是所有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 1 000 MPa^[13]。

3.3 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, 截止目前, 在航空发动机领域国外已公开报道了多达 10 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

表 3 TiAl 合金的主要特点
Table 3 Features of TiAl alloys

No.	Main features	Level of performance
1	Low density	3.7 ~ 4.3 g/cm ² high-temperature alloy 1/2, 10% lower than the titanium alloys
2	High elastic modulus	175 GPa(room temperature), 150 GPa(at 750 °C , considerable with Incol718 alloy)
3	High specific strength	80% strength retention at room temperature ~ 800 °C
4	Excellent burning resistant properties	Non-burning alloy completely
5	Excellent oxidation resistance property	700 ~ 800 °C good oxidation resistance(closely related with the alloy composition)
6	High creep property	700 ~ 800 °C/100 MPa steady-state creep rate < 5 × 10 ⁻⁹ s ⁻¹
7	High fatigue strength	High cycle fatigue strength is similar to yield strength (room temperature)
8	High thermal conductivity	Thermal conductivity is about 2 times that of titanium alloy
9	Low linear expansion coefficient	at room temperature ~ 800 °C , linear expansion coefficient is about 12 × 10 ⁻⁶ °C ⁻¹
10	Low room temperature ductility	δ ₅ = 1% ~ 2% (casting TiAl), δ ₅ = 2% ~ 4% (deformed TiAl)
11	Low room temperature fracture toughness	K _{IC} = 15 ~ 30 MPa · m ^{1/2}

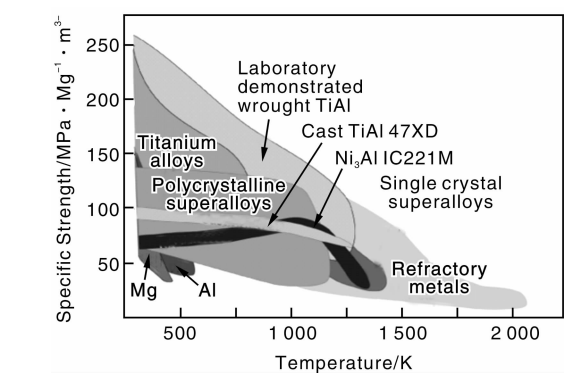


图 2 TiAl 合金与其它金属结构材料比强度比较
Fig. 2 Specific-yield-strength limits of structural alloys used today with TiAl alloys superimposed

烧的特点，其在航空发动机最佳的应用部位是高压压气机叶片和低压涡轮叶片(见图 3 所示)，采用 TiAl 合金制造叶片不仅可直接降低叶片零件的质量，而且可以显著降低轮盘的载荷，从而可实现系统的减质量效果。GE 公司为波音 787 客机研制的 GENx 发动机低压涡轮第 6, 7 级叶片采用了铸造 TiAl 合金叶片，取代镍基高温合金实现减少质量达 72.5 kg^[14-15]。这是 TiAl 合金首次应用于航空发动机，而且是最新型的民用航空发动机，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 4 所示为 Rolls-Royce 公司研制的 TiAl 锻造叶片^[16]。此外 TiAl 合金还可用于制造扩压器、机匣和矢量喷口零件。

4 SiC 纤维增强 Ti 基复合材料

4.1 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

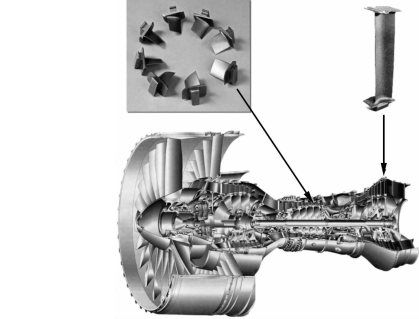


图 3 TiAl 合金高压压气机叶片和低压涡轮叶片在航空发动机上的应用
Fig. 3 TiAl high pressure compressor blades and low pressure turbine blade application for future aero-engines

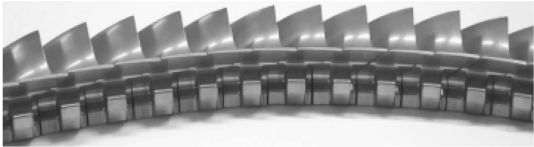


图 4 R&R 公司研制的锻造 TiAl 合金高压压气机叶片
Fig. 4 TiAl high pressure compressor forged blades produced by Rolls-Royce

比刚度，良好的耐高温及抗蠕变、疲劳性能，是理想的适用于 700 ~ 900 °C 的航空发动机用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，利用 SiC_f/Ti 复合材料制造整体叶环代替压气机盘和叶片(如图 5 所示)，可使减质量效果达 70 %，从而大幅度提高发动机的推重比^[18]。

SiC_f/Ti 复合材料已成为新一代高推重比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_f/Ti 复合材料研究工作。美国空军还发起了 1 项名为 TMCTECC (Ti-

tanium Matrix Composite Turbine Engine Component Consortium) 的 SiC_f/Ti 复合材料的专项发展计划, 凸显了该材料在未来高推重比航空发动机上的重要性^[19]。

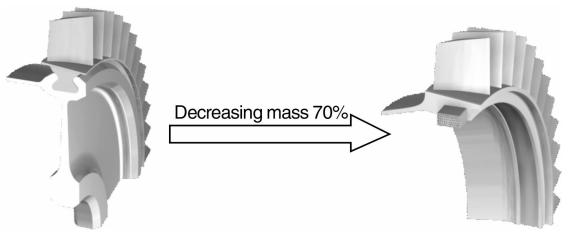


图 5 传统的叶片 - 盘榫槽连接结构与 SiC_f/Ti 复合材料整体叶环结构示意图
Fig. 5 Illustration of SiC_f/Ti composite Bling and traditional blade-disk structure

早在 1972 年, 美国 AVCO 公司就开始了抗拉强度超过 3 GPa 的 CVD SiC 纤维的商品化生产^[20], 这种早期的纤维利用直径为 12.5 μm 的钨丝作为基芯材料。但是由于钨丝和 SiC 反应生成 W_2C 和 W_5Si_3 , 从而限制了纤维的热稳定性。当纤维加热到 1 000 $^\circ\text{C}$ 以上时, 反应层随纤维的加厚而增加, 导致了其强度的剧烈下降。因此, 后来采用碳芯作为芯材, 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。

目前国外已实现了 CVD SiC 商品化, 美国 Textron 公司特种材料部独家生产的品种分别为 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的保护层, 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 4 000 MPa, 近年又制备出 ultra-SCS 及 SM2156, 强度超过 6 000 MPa, SiC 层均为细晶 $\beta\text{-SiC}$ 。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_f/Ti 复合材料性能进行了大量研究, 表 4 为国外研制的几种 SiC_f/Ti 复合材料的典型性能。美国的 SCS-6 $\text{SiC}/\text{Ti-15-3}$ 材料在室

表 4 国外研制的几种 SiC_f/Ti 复合材料典型性能
Fig. 4 Typical properties of SiC_f/Ti composites

Nations	Fibre	Matrix	E/GPa	σ_b/MPa
USA	SCS-6 SiC	Ti-15-3	206 ~ 244	1 758 ~ 1 903
	SCS-6 SiC	Ti-6-4	215	1 832
Germany	SCS-6 SiC	Ti_2AlNb	190	1 900
	SCS-6 SiC	IMI834	220	2 300

温下最大载荷为 1 241 MPa 时, 疲劳循环周次达到 51 077 次。德国研制的 SCS-6/IMI834 的抗拉强度达 2 300 MPa, 模量达 220 GPa, 而且具有极为优异的热稳定

性, 在 700 $^\circ\text{C}$ 温度暴露 2 000 h 后力学性能不降低。

4.2 SiC_f/Ti 国外应用现状

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]。在“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 $^\circ\text{C}$, 结构质量将减轻 50 %, 阻燃性能大幅提高, 如图 6。Rolls-Royce 公司制备的 SiC_f/Ti 叶环质量减少 37 %, 使用温度提高 10 %, 转速提高 15 %, 如图 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。图 8 所示为 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 $^\circ$ 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质量。

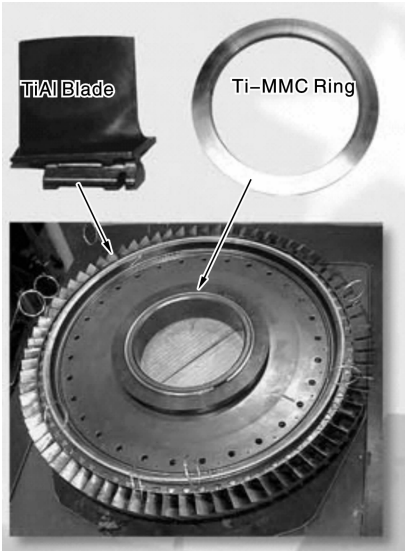


图 6 IHPTET 计划研制的 TiAl 叶片与 SiC_f/Ti 基复合材料环组成的叶环组件

Fig. 6 TiAl blades and SiC_f/Ti composite ring developed by IHPTET program

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 17.8 cm 的模拟叶环和 F119 发动机矢量喷管驱动器传动活塞杆(长 35.6 cm)。普惠公司制备了 PW4084 SiC_f/Ti 风扇叶片典型件。

5 结 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 2 种关键结构材料。国外已经完成了此类材



图 7 Rolls-Royce 公司研制的 $\text{SiC}_f/\text{IMI834}$ 复合材料和整体叶环

Fig. 7 $\text{SiC}_f/\text{IMI834}$ composite bling prepared by Rolls-Royce



图 8 GE 公司研制的 SiC/Ti 复合材料低压涡轮轴

Fig. 8 SiC_f/Ti composite low pressure turbine shaft prepared by GE

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。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我国与国外尚存在较大差距。 SiC_f/Ti 复合材料尚处于实验室研究阶段,高性能 SiC 纤维还不能实现批量生产, SiC_f/Ti 复合材料零件设计与制造经验欠缺。因此,亟需在这 2 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。

参考文献 References

[1] Gahn S Michael, Morris Robert W. *Integrated High Performance*

Turbine Engine Technology (IHPTET) Program Brochure [EB/OL]. 2002. http://www.pr.af.mil/divisions/prt/ihptet/ihptet_brochure.pdf.

- [2] China Aeronautical Materials Handbook Editorial Board (中国航空材料手册编委会). *China Aeronautical Materials Handbook* (中国航空材料手册) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006.
- [3] Lutjering G, Williams J C. *Titanium* [M]. New York: Springer-Verlag Berlin Heidelberg Press, 2003: 27–70.
- [4] Valentin N Moiseyev. *Titanium Alloys: Russian Aircraft and Aerospace Applications* [M], New York: Taylor & Francis Group, 2006.
- [5] Christoph Leyens, Manfred Peters. *Titanium and Titanium Alloys* [M]. Weinheim: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2003.
- [6] Blackburn M J, Smith M P. *R&D on Composition and Processing of Titanium Aluminide Alloys for Turbine Engines* [R]. Ohio: U. S. Air Force Wright Aeronautical Laboratories 1982.
- [7] Blackburn M J, Smith M P. *Titanium Alloys of the TiAl Type*: U S, Patent 4 294 615 [P]. 1981–10–13.
- [8] Huang S C. *Method of Processing Titanium. Aluminum Alloys Modified by Chromium and Niobium*: US, 5076858 [P]. 1991–12–31.
- [9] Kim Y W. Role of Niobium in The Process of Gamma Alloy Development, Niobium for High Temperature Applications [C]// Edited by Young-Won Kim and Tadeu Carneiro TMS (The Minerals, Metals & Materials Society). *Structure Intermetallics* 2004, 2004: 125–137.
- [10] Kim Y W, Dimiduk M. Designing Gamma TiAl Alloys: Fundamentals, Strategy and Production [C]// In: Nathal M V, et al. ed. *Structure Intermetallics* 1997. Warrardale: TMS, 1997: 531–543.
- [11] Semiatin S L, Seetharaman V, Weiss I. Hot Workability of Titanium and Titanium Aluminide Alloys — an Overview [J]. *Materials Science and Engineering*, 1998 (A243): 1–24.
- [12] Lipsitt H A, Blackburn M J, Dimiduk D M. Commercializing Intermetallic Alloys: Seeking a Complete Technology [C]// *Structure Intermetallics* 2001. Warrardale: TMS, 2001: 86–95.
- [13] Appela F. Recent Developments of TiAl Alloys Towards Improved High-Temperature Capability. Niobium for High Temperature Applications [C]// Edited by Young-Won Kim and Tadeu Carneiro TMS (The Minerals, Metals & Materials Society). *Structure Intermetallics* 2004, 2004: 139–152.
- [14] Alan Gilchrist, Tresa M Pollock. Cast Gamma Titanium Aluminides For Low Pressure Turbine Blade: A Design Case Study For Intermetallics [C]// *Structure Intermetallics* 2001. Warrardale: TMS, 2001: 1–11.
- [15] Michael Nathal. *Glenn Takes a Bow for Impact on GENx Engine* [EB/OL]. 2008. http://www.nasa.gov/centers/glenn/news/AF/2008/July08_GENx.html.
- [16] Dan Roth-Fagaraseanu. Potential of High-Nb-TiAl Alloys for Aero-engine Application. Niobium for High Temperature Appli-

cations[C]// Edited by Young-Won Kim and Tadeu Carneiro TMS (The Minerals, Metals & Materials Society). *Structure Intermetallics* 2004, 2004: 195–204.

[17] Chang D J, Kao W H. SiC Reinforced Titanium Corrugated Structures for High Temperature Application[J]. *SAMPI Journal*, 1998, 24(2): 336–341.

[18] Upadhyaya D, Aandhu S. Interfacial Reactions in Ti-6Al-4V/ σ -1240 fibre Metal Matrix Composite[J]. *Materials Science and Technology*, 1995(11): 1 156–1 162.

[19] Singerman S A, Jackson J J. *Titanium Matrix Composites for Aerospace Applications*[R]. Washington DC: NASA (National Aeronautics and Space Administration), 1996: 579–585.

[20] Debolt H, Krukonis V K. *Improvement of Manufacturing Methods for the Production of Low Cost Silicon Carbide Filament*[R]. Washington DC: Air Force, 1973.

[21] Ning X J, Pirouz P. The Microstructure of SCS-6 Fibre[J]. *Mater Res*, 1991, 6(10): 2 234–2 248.

[22] Ning X J, Pirouz P, Lagerlof K P D, *et al.* The Structure of Carbon in Chemically Vapor Deposited SiC Monofilaments[J]. *Mater Res*, 1990, 5(12): 2 865–2 876.

[23] Cheng T T, Doorbar P, Jones I P, *et al.* The Microstructure of Sigma 1140 + SiC Fibres[J]. *Mater Sci Tech*, 1999, A260: 139–145.

[24] Guo Z Xiao. *Fiber Reinforced Metal Matrix Composites: Retrospect & Prospect*[R]. London: Queen Mary & Westfield College, 1999.

[25] Subramanian R. R. Processing of Continuously Reinforced Ti-alloy Metal Matrix Composites by Magnetron Sputtering[J]. *Materials Science and Engineering*, 1998, A244: 1–10.

直接甲醇燃料电池技术获多项突破

中科院长春应化所承担的国家 863 计划课题——直接甲醇燃料电池技术，日前通过科技部组织的专家验收。

直接甲醇燃料电池 (DMFC) 是一种将化学能连续不断地转化为电能的可再生清洁能源，具有能量转化效率高、运行安全方便、发电时间持久等优点，特别适合作为笔记本电脑、电动自行车等便携式中小型化电源或充电电源使用。自 20 世纪 60 年代初问世以来，迅速发展成为国际高新技术竞争中的重要热点之一。

中科院长春应化所早在 20 世纪 90 年代初就在国内率先开展了直接醇类燃料电池的研究，在电催化剂、电极反应过程、质子交换膜材料基础及改性、催化电极和催化电极/质子交换膜复合体、整机集成等方面进行了系统探索，并在“十五”初期研制出国内首台百瓦级 DMFC 电池堆，研制成功中国首台 DMFC 电动自行车。

2007 年 5 月，长春应化所与中科院大连化物所、南京师范大学获得国家 863 计划课题“直接甲醇燃料电池技术”的支持。经过 3 年的攻关，研究改进了催化剂的制备方法，优化了电极和制备工艺，研究了不同流场及电池结构对电池性能的影响，突破了催化剂制备及性能、电极及膜电极集合体制备工艺、电池结构改进等技术关键，组装了小型自呼吸式和中型主动式 DMFC 样机，进行了电动自行车、手机及笔记本电脑电源的演示应用；与“十五”期间相比，有如下主要突破：采用空气替代纯氧气做氧化剂，实现纯甲醇进料，大幅提高系统比能量，电堆体积比功率增大 5 倍，尾气得到有效处理。

课题实施期间共申报国家发明专利 11 项，发表 SCI 论文 41 篇。该成果为直接甲醇燃料电池应用和产业化奠定了重要基础。

(摘自科技日报)