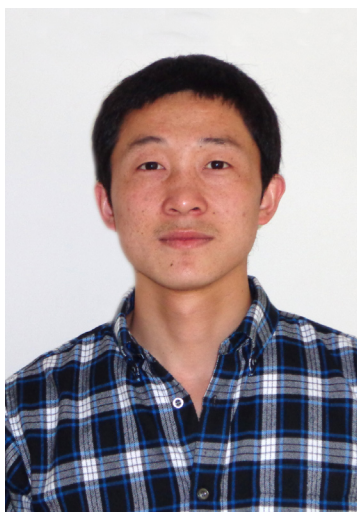


# 航空发动机整体叶环结构的研究进展

## Development of Research on Aeroengine Bling Structure

西北工业大学动力与能源学院 张国乾 赵明 陆山 章胜 商体松



张国乾

硕士研究生,主要从事航空发动机强度与寿命研究。

高推重比是未来先进航空发动机性能的重要指标,在提高发动机可靠性和维护性的同时,减轻发动机结构重量,提高发动机的结构效率和燃气温度是提高推重比的重要途径。为此,除改进发动机设计方法外,发展和采用先进的轻质高性能材料与高结构效率的整体、轻量化结构是目前主要的发展趋势。国外(如美

目前,整体叶环制造工艺的不成熟,碳化硅纤维高昂的制造成本及叶片损伤后不易修复等因素是阻碍整体叶环结构发展的主要因素,但随着材料技术的不断发展,科技的不断进步,整体叶环等新颖的轻质结构必将在未来航空发动机中有广泛的应用。

国、欧洲按照 IHPTET、UEET、ACME 等)相继研发了一系列航空发动机先进制造技术,开发的风扇和压气机新结构主要包括钛合金整体叶盘(BLISC)、整体叶环(BLING)和连续纤维增强钛基复合材料空心叶片等<sup>[1-2]</sup>。连续纤维增强钛基复合材料整体叶环结构在减重、承受环向载荷等方面具有明显的优点,必将成为未来先进发动机的发展方向。本文对整体叶环结构的组成、材料选择及加工制造工艺的发展展开论述,希望对我国开展整体叶环研究能提供参考价值。

### 航空发动机整体叶环结构

整体叶环在整体叶盘的基础上发展起来的。整体叶盘结构<sup>[2]</sup>是采用先进的连接工艺将叶片和盘制造成一体,省去常规的叶盘联接的榫头

和榫槽的一种结构。这种结构省掉了叶片榫头和榫槽连接的自重和支撑这些质量所需的结构,从而大大减轻了风扇和压气机转子的质量;没有榫槽泄漏通道,确保叶根处的流路不中断,并减少级间凹处的风阻损失,从而提高性能;无榫槽泄漏,使压气机转子温度较低,从而提高转子的寿命;省去安装边以及螺栓、螺母、锁片等连接件,从而大大减少零件的数量;没有榫槽,避免了出现榫槽损伤以及断裂等潜在故障隐患,从而大大提高可靠性。对于整体叶盘使用过程中造成的损伤,可利用线性摩擦焊技术,将损坏的叶片切去后再焊上新叶片从而实现了对损坏叶片的修复<sup>[3]</sup>。目前,整体叶盘技术已经是一项成熟的通用技术,但减重效果更好是整体叶环技术<sup>[4]</sup>。

将整体叶盘中的轮盘部分去掉,就成为整体叶环;由于缺少了承受负荷的轮盘,整体叶环承受不了叶片的离心负荷,因此,整体叶环只能用密度较小的复合材料来制造。目前,正在研制的整体叶环是用连续单根碳化硅(SiC)长纤维增强的钛基复合材料(TiMMC)<sup>[5-7]</sup>制造的,具有强度高、使用温度高及疲劳和蠕变性能好的优点, TiMMC 整体叶环如图 1 所示。TiMMC 整体叶环代替压气机盘,不仅可以扩大压气机的设计范围,而且可大幅度减轻重量,与常规轮盘和叶片结构相比,整体叶盘能减轻 30% 的重量,而整体叶环能减轻 70% 的重量<sup>[4-8]</sup>。压气机减重效果如图 2 所示。

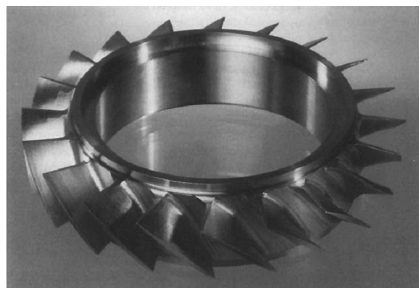


图1 碳化硅纤维增强的Ti基复合材料整体叶环

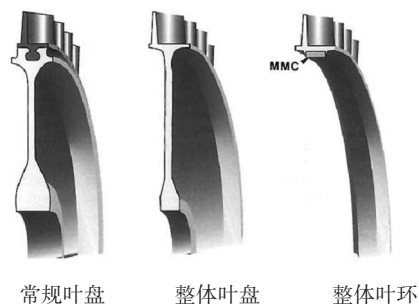


图2 钛合金整体叶盘及整体叶环结构示意图

### 整体叶环结构的应用

连续纤维增强的 MMC 整体叶环结构得到了世界航空发动机设计与制造商的高度关注和大力开发<sup>[9-12]</sup>。

美国连续纤维增强的 MMC 在压气机整体叶环上的应用研究工作始于 20 世纪 80 年代。美国空军、加雷特公司、AADC 公司、GEAE 公司

和 P·W 公司在可行性研究、制造工艺、试验验证等方面开展了大量的工作。20 世纪 90 年代初,在 IHPTET 研究计划下, AADC 公司设计和试验了 XTC-16 系列核心机 4 级压气机的第 3 和第 4 级采用碳化硅增强的 TiMMC 整体叶环。该整体叶环转子的质量大大减轻,如第 3 级整体叶环转子的质量只有 4.5kg 左右,而常规镍基合金制造的同样转子的实际质量为 25kg。20 世纪 90 年代中期,在 IHPTET 研究计划下, GEAE 公司开发和验证了 TiMMC 压气机整体叶环。该公司和 AADC 公司合作研制的 ATEGG 验证机 XTC76 / 2 核心机 5 级高压压气机采用外圈增强的 MMC 的压气机转子,满足了高转速和高温的要求,减轻了盘的质量,降低了制造费用,改善了可维护性。IHPTET 计划第二阶段在验证机高压压气机上采用了 TMC 整体叶环技术。IHPTET 计划第三阶段中将验证的整体叶环的叶片材料是  $\gamma$  钛铝金属间化合物,鼓为碳化硅纤维增强的钛金属基复合材料,用黏结工艺制成,其重量只有常规金属材料盘鼓结构的 30%。

欧洲国家的航空发动机公司从 20 世纪 90 年代开始研究高强度、大刚性、小密度的 SiC 纤维增强的钛合金基复合材料的整体叶环转子。德国 MTU 公司开发的碳化硅纤维增强的 TiMMC 整体叶环转子<sup>[9]</sup>,已完成了低循环疲劳旋转试验,计划应用到推重比达到 15~20 的 EJ200 改进型发动机的前 2 级高压压气机上。罗·罗公司为 F136 发动机研究的升力风扇整体叶盘结构最终将被整体叶环结构代替。法国 SNECMA 公司也采用基体涂覆纤维的方法制造了 SiC 纤维增强的钛合金基复合材料压气机整体叶环插件。

日本在 1993 年启动的先进材料燃气发生器(AMG)研制计划中,采用热压和热等静压方法加工了高压

压气机钛基复合材料整体叶环<sup>[10]</sup>,并成功地完成了破裂试验和循环寿命旋转地坑试验,验证了其破裂强度和目标寿命。日本在 1999 年启动的下一代超声速运输机环保推进系统研制(ESPR)计划下,开发并验证了采用基体涂覆单丝带工艺加工的碳化硅纤维(SCS-6)增强的钛基(SP-700)复合材料风扇整体叶环转子。

我国与印度开展的国际合作研究项目中,有一带环箍的单级风扇试验研究,该风扇的设计参数为:增压比 3.0,叶尖切向速度 470m/s,有 17 片叶片,外径 0.4m,采用了带外箍环的复合材料整体叶环结构,目前印度已成功制造出该试验件,在国际上处于领先地位<sup>[12]</sup>。

### 整体叶环结构材料的选择

碳化硅连续纤维增强钛基复合材料将基体钛合金的塑性和成形性与增强体 SiC 纤维的优越承载能力和刚性结合起来,具有单一合金所没有的优良的综合性能,具有比强度高、比刚度高、良好的耐高温及抗蠕变、疲劳性能等优点,是理想的适用于高推重比(15~20)中高温(600~800℃)的航空发动机用轻质耐高温结构材料<sup>[13-14]</sup>。

由于在高温下沿纤维方向具有很高的比强度和比刚度,单长丝增强的复合材料应用于航空涡扇发动机部件上的优势明显,连续单根碳化硅长丝增强的 TiMMC 是制造整体叶环的理想材料<sup>[15]</sup>。通常发动机的低温部件,如轴和机匣以及低压转子等采用单长丝增强的 TiMMC 制造,而高温涡轮部件则用单长丝增强的金属间化合物基复合材料制造。目前阻碍纤维钛合金大量进入空间技术市场的主要原因是材料制造工艺复杂和价格昂贵。在它的发展过程中,高强度高模量连续碳化硅粗纤维的出现,起到了很大的推动作用。

#### 1 增强纤维的选择

TiMMC 力学性能与 SiC 纤维的性能与含量、基体钛合金的性能、制备工艺及纤维 / 基体的界面状态有很大关系。

通常,复合材料中纤维体积含量在 25%~45% 范围内,比较理想的为 35% 左右<sup>[16-17]</sup>。与钛合金相比较,TiMMC 在纤维排列方向具有极高的强度和刚度,而横向刚度没有变化,但是横向强度减小了。并且随着纤维体积比的增加,复合材料的纵向拉伸强度和弹性模量增加,但对横向来说则在下降或变化不大<sup>[18]</sup>。

在给定纤维含量的情况下,粗纤维可以增加其间的距离,从而有利于降低纤维在高温复合固结过程中产生径向裂纹倾向和充分发挥钛基体的韧性作用。目前化学气相沉积方法(CVD)制备的粗纤维都存在一定的残余应力,而且考虑到经济性,增强钛合金的连续纤维直径以 0.12~0.15mm 为宜。

美国 Textron 公司生产的 SCS-6 纤维具有较高的抗氧化能力和较好的组织结构稳定性,是目前钛基复合材料最理想的增强体<sup>[19]</sup>。其性能参数见表 1,它是一种直径约为 140 μm 的连续碳化硅纤维(碳芯),外表面存在富碳层(约 3 μm 厚),其内 SiC 呈现非化学计量成分和非晶态,并在距外表面约 1.5 μm 处硅含量出现峰值。表面层的这种结构特征使得 SCS-6 纤维不仅与钛基体有良好的相容性,而且经高温复合固结处理后强度无大的变化。

SCS-6 纤维<sup>[20]</sup>具有高的强度性能,室温拉伸强度约达 4500MPa,弹性模量为 400~415GPa。与一般的 CVD 制备的 SiC 纤维相比,SCS-6 纤维在 Ar 或 N<sub>2</sub> 气氛中经 1100℃、15min 曝晒后拉伸强度不变;在 O<sub>2</sub> 气氛中 600~1400℃(保持 15min)的拉伸强度也相对较高。这说明 SCS-6 纤维具有较高的抗氧侵蚀能力和较好的组织结构稳定性。

## 2 基体钛合金的选择

钛的密度为 4.5g/cm<sup>3</sup>,仅为钢的 56%,满足航空产品对材料质轻的需求;钛合金的拉伸强度为 500~1400MPa,比 Al、Mg 合金高得多;并且钛合金的高温性能优越,能在 550℃ 高温下长期工作而保持性能不变,钛的蕴藏量是铜的 10 倍,是继铁、铝之后的“第三金属”。它资源丰富,但是其工业生产仅有 60 多年,与具有百年历史的铝、镁相比,被形象地称为“婴儿金属”。钛合金的密度小,比强度、比刚度高,抗腐蚀性能、高温力学性能、抗疲劳和蠕变性能都很好,具有优良的综合性能,是一种新型的、很有发展潜力和应用前景的结构材料。

理论上,α 型、α + β 型和 β 型钛合金均可作复合材料基体。但对于连续纤维增强复合材料常考虑

制造工艺的要求并考虑到性能、成本等因素,对易加工成箔材、能时效强化的 α + β 型和亚稳定 β 型钛合金更为重视。目前用作复合材料基体的钛合金箔一般厚 0.08~0.38mm,最好为 0.13mm 左右<sup>[21]</sup>。

由于不同的钛合金会在不同的温度区间显示出其最佳性能<sup>[22]</sup>,因此,在发动机的设计中应根据发动机零件的使用温度选择适合的钛合金,以保证发动机的安全运行。常用的 Ti-6Al-4V 能在 350℃ 下长期工作,因此在发动机风扇和低压压气机部位可用 Ti-6Al-4V 等合金,TC11 能在 500℃ 下长期工作,在发动机的高压压气机部位可使用 TC11 等合金。两种钛合金的性能参数见表 2,SCS-6/ 钛合金复合材料室温典型性能见表 3 所示。

加工制造缺陷对 TiMMC 性能有

表1 一些商用连续纤维的室温性能

纤维名称	制造厂商	密度 / (kg·m <sup>-3</sup> )	纤维直径 / μm	拉伸强度 /MPa	弹性模量 /GPa
SM1040	DEAR-Sigma	3400	100	3500	400
SCS-6	Textron	3000	142	4000	400
Trimarc	ARC	—	125	3500	410

表2 基体钛合金室温性能

钛合金类型	密度 / (kg·m <sup>-3</sup> )	泊松比	拉伸强度 /MPa	弹性模量 /GPa	工作温度 /℃
Ti-6Al-4V	4450	0.3	950	113	350
TC11	4480	0.3	1100	123	500

表3 SCS-6/钛合金复合材料典型室温性能

SCS-6/Ti6Al4V (35%)	制备状态		905℃, 7h	
	$\bar{X}$	<i>s</i>	$\bar{X}$	<i>s</i>
拉伸强度 /MPa	1690	119.3	1434	108.9
弹性模量 /GPa	186.2	7.58	190.3	8.3
SCS-6/Ti-15-3 (38%~41%)	制备状态		905℃, 7h	
	$\bar{X}$	<i>s</i>	$\bar{X}$	<i>s</i>
拉伸强度 /MPa	1572	138	1951	96.5
弹性模量 /GPa	197.9	6.21	213.0	4.83

注:  $\bar{X}$  为平均值, *s* 为标准偏差。

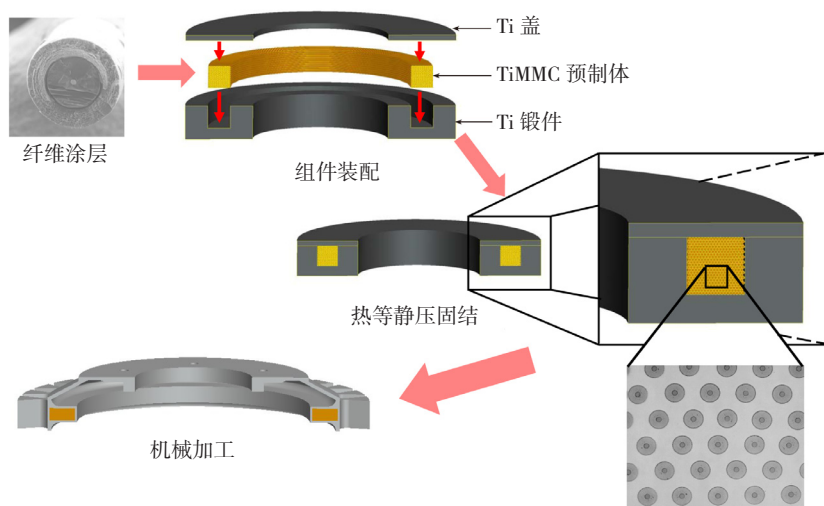


图3 整体叶环制造工艺图

非常大的影响,特别是低周疲劳特性对这种缺陷更加敏感。因此,高质量的冶金加工方法对于 TiMMC 在航空发动机上应用至关重要。

## 整体叶环的加工制造技术

### 1 叶环制造技术

20 世纪 90 年代初, AADC 公司设计制造的 TiMMC 整体叶环的制造工艺是<sup>[5]</sup>:首先采用普通的钛合金锻造成毛坯,然后加工出叶片,并在环内侧加工出 V 环槽,在槽内装入由碳化硅纤维增强的钛合金插入件,并用普通钛合金覆盖在插件上,再进行热等静压,使之复合成一体。在 IHPTET 计划第 2 阶段中采用高温钛合金 Ti1100 制造的整体叶环结构,其制造技术尚未见资料报道,估计采用锻坯加多坐标数控加工电解加工技术制造<sup>[23]</sup>。Greg Muschlitz 等人<sup>[24]</sup>在 NAVAIR 某项阶段总结报告中给出的 Bling 复合结构的制造过程如图 3 所示:首先采用钛合金锻造成毛坯,在环内侧加工出环槽,将预先制成的 TiMMC 复合材料环装入槽内,并用普通钛合金覆盖在复合材料环上,再进行热等静压固结,使之复合成一体,最后通过机械加工得到整体叶环。

### 2 复合材料环的制备

纤维增强钛基复合材料制造工艺仍存在着相当大的困难。关键问题是如何使活性大的钛基体与纤维的作用时间短,即如何使纤维暴露在高温钛基体中的时间短。通常制备纤维增强钛基复合材料环的预制体主要工艺有:箔-纤维-箔(FFF),涂敷基体的预制带(MCM)和基体涂敷的纤维(MCF)等工艺<sup>[25]</sup>。但是,制备工艺的高成本是上述工艺遇到

的最大阻碍。

英国牛津先进材料及复合材料中心(OCAMAC)研究<sup>[26]</sup>用等离子喷涂法制造复合材料单向带,将 Ti-6Al-4V 合金喷涂在缠绕的单层 SiC 纤维上,然后切割、铺层并在真空下热压成试件。在喷涂状态下钛与纤维无界面反应,而且固结时纤维只有少量收缩,固结后的界面反应与目前现有的一些铺层及固结方法相当。在此研究基础上,OCAMAC 中心开发了一种纤维缠绕与喷涂并行工艺,可一次成形致密度为 95% 的多层 SiC 增强的环形件。喷涂时,驱动装置密封在钢壳内,钢壳安装在喷涂室内,以防止纤维缠绕系统受到高温气及污物侵袭。在获得给定层数,切割纤维,沉积最外层后,即可得到所需环形件。

日本 A.Kono 等人<sup>[27]</sup>新开发了比较经济的制造工艺方法有纤维缠绕与喷涂工艺和基体涂覆单丝带工艺,制造了碳化硅纤维(SCS-6)增强的钛基(Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo)复合材料环,并成功地完成了拉伸试验

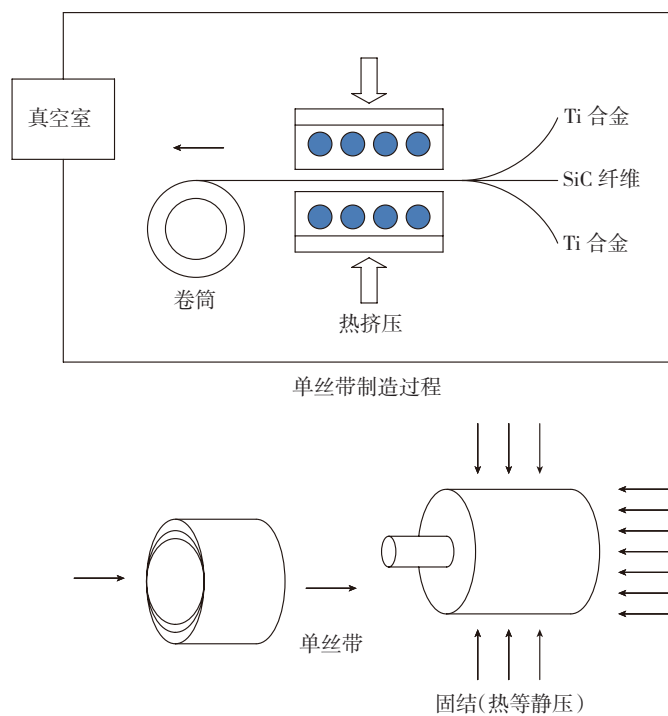


图4 基体涂覆单丝带工艺简图

和超转试验来对这两种加工工艺制造的复合材料环的性能进行对比分析,研究发现纤维喷涂/缠绕法制造的复合材料环中纤维对基体的增强效果不显著;采用基体涂覆单丝带工艺制造的复合材料环,在拉伸强度和变形能力方面都取得了明显进展,因此选择了基体涂覆单丝带工艺制造复合材料环预制体。基体涂覆单丝带工艺流程如图4所示。

日本学者河野亮等人<sup>[28]</sup>用缠绕喷射法制做了TMC环件并对其进行了评价。复合材料环基体为SP-700,强化纤维为SiC。在外径94mm,高80mm的SUS304型芯表面缠绕直径为0.14mm、间距为0.3mm的SiC纤维,用低压等离子喷射将基材SP-700沉积到型芯上。喷射完成后磨削基体表面以消除表面不平。此工序反复进行5次,制成预成形件。将预成形件放入不锈钢盒内真空封装。在压力为120MPa的Ar气中,775℃热等静压2h,然后切削加工成内径94mm,外径97mm,长45mm的环形件,沿垂直于纤维的方向切断,观察组织。并在环件上切取部分试样,用氢氟酸溶去基体,抽取80mm长的纤维,与原纤维进行拉伸试验对比。结果显示,环件纤维的分布大体均匀,基体中无孔隙,充填良好。而环件内表面溶去基体后发现,强化纤维多数产生了破断,这可能是由于SUS304型芯与纤维的热膨胀差引起的拉应力所致。由强化前后的拉伸试验结果可知,预成形件纤维的平均强度比原始纤维降低10%,且数据分散较大,表明喷射沉积时纤维有一定的损伤。由环件制备中各材料的弹性模量和热膨胀系数可算出,从室温加热到HIP处理温度(775℃)时,作用于环件最内层纤维的应力值与喷射沉积后强化纤维的平均拉伸强度大致相同,由此认为材料的热膨胀差产生了致使纤维断裂过大的拉伸应力。因此,在制造环形零件时,

除了要考虑基体金属的充填率外,还必须考虑到内部型芯的热膨胀系数。

目前正在研究的复合材料环的预制体制造技术是一种用单长丝缠绕基复合材料结构的制造技术<sup>[1,6-7]</sup>。单长丝增强的复合材料在高温下在沿纤维方向具有很高的比强度和比刚度。用单根长丝增强的钛合金基复合材料制造的整体叶环是用直径约为140μm、长度为10km以上的SiC连续长丝在钛合金基体上缠绕成形而成。所用的长丝是在钨丝或未拧成丝束的单根碳纤维外表面用化学气相沉积工艺沉积一层硼化硅或碳化硅陶瓷,再将数根碳化硅纤维拧成纤维束制成连续的长丝。

### 结束语

目前,整体叶环制造工艺的不成熟,碳化硅纤维高昂的制造成本及叶片损伤后不易修复等因素是阻碍整体叶环结构发展的主要因素,但随着材料技术的不断发展,科技的不断进步,整体叶环等新颖的轻质结构必将在未来航空发动机中有广泛的应用。国外已经开展了整体叶环的相关研究工作,并已应用在低压压气机中;我国整体叶环的研究工作才刚刚开始,与国外存在较大的差距,对此我们必须采取分期计划、分步实施的研究方式,开展零件设计、材料研制及应用技术研究三者相结合的系统性研究。

### 参考文献

[1] 吴欢,赵永庆,葛鹏.航空发动机用关键钛合金部件先进设计及制造技术.材料导报,2011(4):101-105.  
 [2] 梁春华,李宏新,凌瑶.风扇/压气机的先进结构与新材料.航空制造技术,2007(1):60-63.  
 [3] 王良.我国航空发动机制造技术的现状与挑战.航空制造技术,2008(25):32-37.  
 [4] 郭琦,李兆庆.军用发动机压缩系统的技术进展.国际航空,2006(01):81-83.  
 [5] 梁春华.连续纤维增强的金属基复

合材料部件在航空涡扇发动机上的应用.航空制造技术,2009(15):32-35.

[6] Hooker J A, Doorbar P J. Metal matrix composites for aero engines. Mater Sci Techn, 2000,16: 725.  
 [7] Leyens C, Kocian F, Hausmann J, et. Materials and design concepts for high performance compressor components. Aero space Sci Techn, 2003,7: 201.  
 [8] Ward-close C M, Robertson J G. Advances in the Fabrication of Titanium Based Composites. Advanced Performance Materials, 1996, 3:251-262.  
 [9] Leyens C, Kocian F, Hausmann J, et al. Materials and design concepts for high performance compressor components. Aerospace Science and Technology, 2003,7 :201-210.  
 [10] Kono A, Yamada T, Fukushima A, et al. Manufacturing Process of Hoop Reinforced Titanium Matrix Composite Ring. 2001.  
 [11] 王增强.高性能航空发动机制造技术及其发展趋势.航空制造技术,2007(1):52.  
 [12] 黄春峰.现代航空发动机整体叶盘及其制造技术.航空制造技术,2006(4):94-100.  
 [13] 黄旭等.高推重比航空发动机用新型高温钛合金研究进展.中国材料进展,2011(6):21-26.  
 [14] Chang D J, Kao W H. SiC Reinforced Titanium Corrugated Structures for High Temperature Application. SAMPI Journal, 1998,24(2):336-341.  
 [15] 郭琦,李兆庆.军用发动机压缩系统的技术进展.国际航空,2006(1):461-465.  
 [16] Dudek H J, Leucht R, Weber K, et al. Development of metal matrix composites for high service temperature. Proceedings of ICCM-11, Cold Coast, Australia, wood head. 1997.  
 [17] Dudek H J, Leucht R, Hemptenmacher J. Thermal stability of SiC-SCS-6 fiber reinforced IM1834 alloys. Metallurgical and Materials Transactions A, 1996,27(A):1403-1405.  
 [18] 邓炬,罗国珍,丁文周.美国连续SiC纤维增强复合材料的发展——赴美技术考察报告.稀有金属材料与工程,1991(6):10-18.

本文共有参考文献28篇,因篇幅所限未能一一列出,读者如有需要请向本刊编辑部索取。

(责编 小城)