

# 连续纤维增强碳化硅陶瓷基 复合材料在航空发动机上的应用

## Application of Continuous Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composites in Aeroengine

中航工业沈阳发动机设计研究所 王 鸣 董志国 张晓越 姚 博



王 鸣

中航工业沈阳发动机设计研究所副总设计师,研究员,集团公司特级技术专家,主要从事航空发动机设计及材料应用研究。参与了多个型号航空发动机的研制,曾获省部级科技进步奖 10 多项,发表论文 8 篇。

本研究通过对国外连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料的分析,结合航空发动机设计对于复合材料构件的使用要求,从发动机材料工程化应用的角度,提出国内连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料研究中还需要解决的问题,并且提出相应的建议。

对高推重比航空发动机的部件,要求所选用的结构材料要具有较低的密度和较高的强度。随着发动机单位推力的提高,发动机燃烧室出口温度有较大幅度的提升,对燃烧室、涡轮以及加力燃烧室等热端部件的材料提出了更高的要求,传统镍基高

温材料已经难以满足设计工况的使用要求。连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料是最有潜力的热结构材料之一,该材料的密度仅为高温合金的 30%,在不用空气冷却和热障涂层的情况下,长期工作温度可比高温合金提高 200℃ 以上。在航空发动

机中采用陶瓷基复合材料结构,可以减轻部件重量和降低冷却空气用量,提高涡轮前温度和效率,降低油耗率,从而能够提高发动机的推重比(图1)<sup>[1]</sup>。

本研究通过对国外连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料的分析,结合航空发动机设计对于复合材料构件的使用要求,从发动机材料工程化应用的角度,提出国内连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料研究中还需要解决的问题,并且提出相应的建议。



图1 F100发动机调节片

### 连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料国外航空发动机上的应用进展

由于碳化硅复合材料为非致密性材料,在基体中存在一定数量的孔隙或微裂纹,使用环境下的水氧介质易通过裂纹和孔隙进入到界面和纤维部位,若采用碳纤维则容易氧化失效,严重影响使用寿命,因此航空发动机用碳化硅陶瓷基复合材料基本采用连续束丝碳化硅纤维进行增强/增韧<sup>[2-3]</sup>。

国外在陶瓷基复合材料构件的

研究与应用方面,基于先易后难(先静止件后转动件,从低温到高温)的发展思路,充分利用已有的成熟发动机进行考核验证,首先发展中温(700~1000℃)和中等载荷(低于120MPa)的静止件,例如尾喷管调节片/密封片和内锥体等;再发展高温(1000~1300℃)中等载荷静止件,例如火焰筒、火焰稳定器及涡轮外环、导向叶片等;而作为更高载荷(高于120MPa)静止件或转动件,例如涡轮转子和涡轮叶片还处于探索阶段。

在20世纪80年代初,法国Snecma公司就开展了连续纤维增强陶瓷基复合材料在航空发动机喷管部件的应用研究,先后研制出碳化硅纤维增强的碳化硅陶瓷基复合材料(CERASEPR A300)和碳纤维增强的碳化硅陶瓷基复合材料(SEPCARBINOXR A262),并于1996年成功应用在M88-2发动机喷管外调节片(图2)。随着发动机的试车考核,暴露出陶瓷/纤维由于氧化损伤所造成的寿命较短的问题,为此Snecma公司开发了采用自愈合技术的新一代连续碳化硅纤维增强陶瓷

基复合材料(CERASEPR A410)。采用自愈合技术的复合材料具有在高温/应力/氧化环境下自行生成玻璃相封填孔隙和裂纹的功能,实现“层层防御、就地消灭”的保护体系,可阻止氧化介质扩散至内部损伤复合材料。而且,即使少量氧化介质进入到复合材料内部,由于采用抗氧化BN界面以及高性能SiC纤维,复合材料的抗氧化寿命同样会得到大幅度提高,从而可满足发动机构件的使用需求<sup>[4]</sup>。

20世纪90年代中期,Snecma公司与普惠公司在F100发动机的喷管部件上开展了连续纤维增强陶瓷基复合材料的工程化研究应用,重点进行了模拟飞机发动机使用环境下的强度寿命考核试验验证,并在F-15E战斗机和F-16战斗机的F100-PW-229发动机上进行飞行试验,考察了在发动机全寿命试验下的使用可靠性和可维护性<sup>[5]</sup>。

随着连续碳化硅纤维增强陶瓷基复合材料制造技术的不断成熟,其使用范围也在不断扩大,在面向先进航空发动机的IHPTET计划、HITEMP计划、UEET计划、VAATE等计划中,连续纤维增强陶瓷基复合材料高温部件都是其中先进材料的研究重点之一。美国IHPTET计划对自愈合SiC/SiC复合材料燃烧室火焰筒和内外衬的演示验证表明,带EBC涂层的自愈合SiC/SiC复合材料在最高温度为1200℃的燃烧室环境中,寿命达5000h,高温工作时间达500h<sup>[6]</sup>。

在美国能源部陶瓷燃气轮机计划的支持下,涡轮(Soler)公司研发并验证了自愈合SiC/SiC燃烧室衬套。其开发策略是引入一种非常简单的燃烧室结构,其中自愈合SiC/SiC环形燃烧衬套位于金属机匣内的圆筒形壳体中,压气机空气通过衬套向涡轮热端流过。同时,为降低高温腐蚀环境对自愈合SiC/SiC复合材料

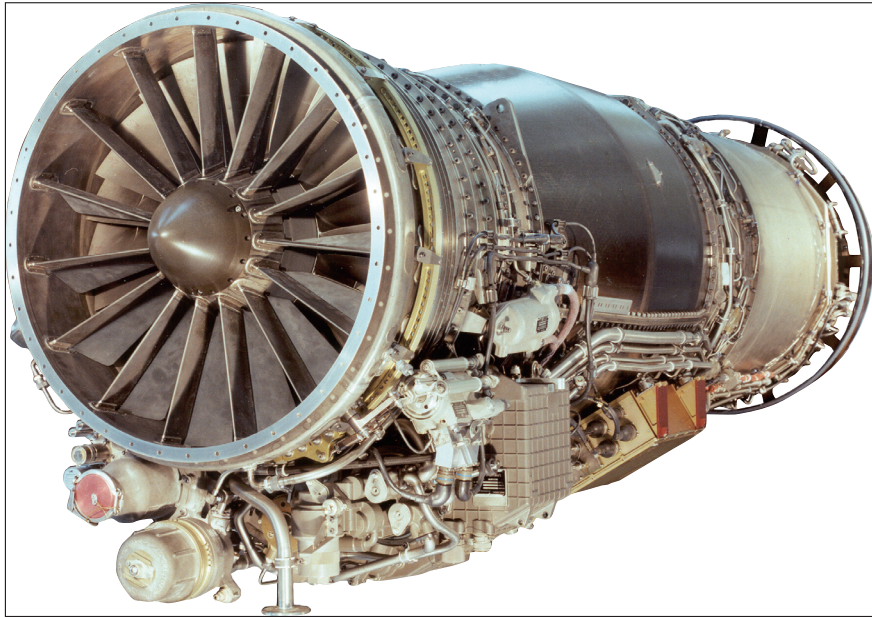


图2 M88-2发动机

的影响,还研发了环境障涂层,提高了SiC/SiC衬套寿命达2~3倍。

法国Snecma公司积极开发SiC/SiC燃烧室火焰筒,该公司所研制的自愈合SiC/SiC燃烧室衬套(图3)已经通过180h的发动机测试(600个循环,最大状态100h);火焰稳定器已通过1180℃、143h的测试<sup>[7]</sup>。

日本也很重视自愈合SiC/SiC复合材料在燃气涡轮发动机上的应用研究。研制的自愈合SiC/SiC燃烧室火焰筒,试验达到设计要求。2003年日本在下一代超声速运载器的推力系统ESPR计划中研制了自愈合SiC/SiC燃烧室内衬和隔热屏,有效减少了NO<sub>x</sub>和CO<sub>2</sub>排放<sup>[8]</sup>。此外,还重点开展了复合材料涡轮叶片的应用研究,虽然温度的变化对于碳化硅陶瓷基复合材料强度影响很小,但由于材料拉伸强度较低,因此在中低温

度下会出现强度储备系数不足,因此用于转子叶片须采取组式涡轮转子叶片,即主要承受载荷的叶根部位采用高温合金铸造而成,通过预埋技术与陶瓷基复合材料连接;另外叶尖部位也要进行特殊强化处理,以避免高速旋转的叶尖在与外环高速摩擦过程中产生热量,使碳化硅晶界上产生玻璃相弱化出现微裂纹,防止摩擦过程中产生的微碎块的楔入作用使微裂纹前沿扩展导致复合材料快速失效。

### 连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料在国内航空发动机工程化应用中存在问题

我国在连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料研究方面起步相对较晚,近年来通过国家项目的支持,目前国内相关高校和研究单位在航空

发动机用连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料和构件制造技术方面已取得可喜的技术突破,但在材料的工程化应用方面还需在以下几个方面进行深入研究。

#### 1 增强体纤维

作为结构材料,尽管碳化硅陶瓷具有耐高温能力强、抗氧化能力强、抗高温蠕变性好、线性膨胀系数小等优点,但是塑性低、不能承受剧烈的机械冲击和热冲击,严重影响了实际应用。为此,通过采用连续纤维进行增韧/增强,提高复合材料强度和韧性。碳化硅纤维与碳纤维相比,在1200℃下其拉伸强度和弹性模量均无明显下降,在高温下具有更好的稳定性,与碳化硅陶瓷基体的匹配性也更好,因此更适合用于制造长寿命、高可靠性的航空发动机的构件。

国外已经研制出使用温度1400~1450℃的第三代碳化硅纤维,并形成商品化。我国目前仅有少数几家单位能够生产出使用温度为1100℃的第一代连续碳化硅纤维<sup>[9]</sup>。对于长期使用温度为1200~1250℃的第二代碳化硅纤维的连续化制备关键技术尚未完全突破,实验室制造的单丝力学性能指标达到了国外同类产品水平,但束丝的性能远低于国外产品。限于设备能力,还存在电子束交联能力低(束丝产量低)、批次质量还不够稳定等问题。国产碳化硅纤维的质量和产量,严重制约了连续碳化硅纤维增强碳化硅材料和构件工程化研究进程。

#### 2 复合材料与金属件的连接

由于陶瓷基复合材料与所连接的高温合金连接件之间的线膨胀系数差异很大,在发动机使用过程中,由于温度的变化在两种材料的界面处,会产生较大残余热应力,严重影响复合材料的承载能力。在发动机特殊工作状况下,与外载荷产生的应力相叠加所产生的拉应力可能接近甚至超过组元或纤维和基体界面的

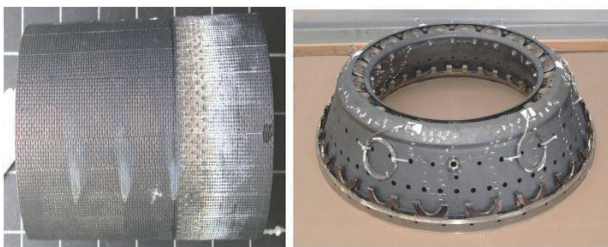


图3 法国Snecma研制的自愈合SiC/SiC燃烧室内外衬

破坏应力,以致复合材料中产生微裂纹,甚至破坏。因此金属件与复合材料基体之间必须设计特殊的连接以保证两者的热膨胀相匹配,特别是在构件从低到高的使用温度范围内,其匹配程度决定了复合材料的使用寿命,理想的连接方式是在连接界面附近对复合材料基体中产生适度的压缩应力,这个预压缩应力使脆性较大的陶瓷基体在复合材料承受拉伸载荷时抵抗变形和开裂的能力增加,提高构件的抗疲劳寿命。目前对于复合材料与金属件的连接多采用铆接法,但是连接的可靠性还需要在发动机真实环境下进行长时间的试验考核。

### 3 无损检测

陶瓷基复合材料制造成本通常很高,生产周期长,使用环境对其质量要求严格,如何有效提高其可靠性是非常迫切的问题。采用合适的无损评价方法对制造过程进行有效控制、保证成品质量和服役期性能,提高产品可靠性都将起到非常关键的作用,连续纤维增强陶瓷基复合材料的工程化应用需要解决构件的无损检测技术。红外热成像、X射线照相和CT技术是陶瓷基复合材料常用的3种无损检测方法。3种方法的技术特点相比较,红外热成像、X射线照相两种技术不受构件的尺寸影响,能够构建平面图,并显示缺陷的所在的位置和大小,成本较低,红外热成像技术对于材料的热辐射值敏感,能较好地检测出材料内部的分层、孔隙等缺陷,X射线照相技术对材料的密度敏感,能较好地检测出与材料密度有关联的缺陷,但不能针对该材料容易产生分层进行直观的描述;工业CT技术以断层扫描进行分割,并且通过软件形成重构图,对复合材料的裂纹表达有明显的直观效果,可以得到裂纹的位置和大小的定性定量描述,而且对材料的密度分布敏感,但是其取截面进行全图构建的方式不

可能面面俱到地反映出实际构建的所有缺陷,同时该方法的成本很高。因此,在工程化应用方面,应针对典型构件加强各种无损检测方法的研究,积累并建立不同的失效标样和数据图谱。

### 4 高温抗氧化涂层

航空发动机燃烧室出口的燃气温度在1300℃以上,高温热端部件基本超出了碳化硅陶瓷基复合材料的长期使用温度,此外燃气中还有微量的硫化物和水蒸气,与碳化硅陶瓷基复合材料会发生化学反应,导致材料的稳定性发生恶化,材料的力学性能明显下降。因此,在研究碳化硅陶瓷基复合材料的同时必须解决高温抗氧化问题。国外相继开发了二代环境障涂层,国内相关研究单位也相继开展了环境障涂层材料、制备工艺等方面的研究,对环境障涂层的抗高温氧化、抗热冲击、抗水蒸汽性能及涂层的失效机理和涂层对基体力学性能的影响等进行了研究。目前存在的最大问题是最高使用温度受到限制,只能在1300℃以下安全使用,并且涂层寿命与发动机使用要求相比还有较大差距,应该加大力度研究。

### 5 复合材料的修复

连续纤维增强陶瓷基复合材料部件的制造成本较高,特别是第二代碳化硅纤维材料成本每千克高达近10万元,考虑到复杂构件制造合格率,构件的制造周期和制造成本都难以适应工程化的要求;而且复合材料构件长期工作在高温燃气高速冲刷的环境下,容易出现烧蚀等损伤,因此复合材料的修复研究工作非常重要。但是这方面的研究还非常薄弱,在后续的研究中应该加强和重视这方面的工作,通过元件和典型件试验,评估修复部位与基材的相容性、力学匹配性和疲劳寿命,尽可能地降低复合材料构件的全寿命使用费用,提高经济性。

## 结束语

(1) 国外连续纤维增强碳化硅复合材料已经进入工程应用阶段,在航空发动机领域中显示出了优越的抗极端环境性能和巨大的应用潜力,极大地促进了航空装备的技术进步。

(2) 国内在连续纤维增强碳化硅复合材料构件的研究还处于应用研究阶段,其制备技术还欠完善,性能数据也比较分散,为满足航空发动机工程化应用需求,需要在连续碳化硅束丝纤维制备、复合材料与金属件连接技术、无损检测技术、高温防护涂层以及修复技术等方面进行更深入的研究。

## 参考文献

- [1] 张立同, 成来飞. 连续纤维增韧陶瓷基复合材料可持续发展战略探讨. 复合材料学报, 2007, 24(2): 1-6.
- [2] 胡海峰, 张玉娣, 邹世钦, 等. SiC/SiC 复合材料及其在航空发动机上的应用. 航空制造技术, 2010(6): 90-91.
- [3] 邹世钦, 张长瑞, 周新贵, 等. 碳纤维增强 SiC 陶瓷复合材料的研究进展. 高科技纤维与应用, 2003, 28(2): 15-20.
- [4] Prewo K M, Brennan J J, Layden G K. Fiber reinforced glasses and glass-ceramics for high performance applications. Am Ceram Soc Bull, 1986, 65(2): 305-313.
- [5] Nakano K, Sasaki K, Saka H, et al. SiC-and Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>-matrix composites by slurry infiltration. Ceram Trans, 1995, 58: 215-229.
- [6] Grenet C, Plinketi L, Veyret J B, et al. Carbon fiber-reinforced silicon nitride composites by slurry infiltration. Ceram Trans, 1995, 58: 125-130.
- [7] Kim D P, Cofer C G, Economy J. Fabrication and properties of ceramic composites with a boron nitride matrix. J Am Ceram Soc, 1995, 78(6): 1546-1552.
- [8] Kimme J, Miriyala N, Priece J, et al. Evaluation of CFCC liners with EBC after field testing in a gas turbine. Eur Ceram Soc, 2002, 22(14-15): 2769-2775.
- [9] 赵锴. SiC/SiC 复合材料制备及性能研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

(责编 良辰)