

SiC/SiC 复合材料及其在航空发动机上的应用

SiC/SiC Composites and Its Application on Aero-Engine

国防科技大学航天与材料工程学院国防科技重点实验室 胡海峰 张玉娣 邹世钦 周新贵 张长瑞

采用新型的陶瓷基复合材料,可以在满足高温使用要求的前提下,大幅度减轻发动机的重量、降低发动机的复杂程度, SiC/SiC 复合材料因其优异的抗氧化性能,能够满足航空发动机长时间使用、轻质、耐高温要求而备受关注,成为高推重比发动机的首选材料。

SiC/SiC 复合材料的需求背景

随着对航空发动机性能要求的提高,高推重比发动机的燃烧室温度越来越高,传统的高温合金和金属间化合物已经很难满足使用温度和轻质化的要求。目前研究的重点是在现有合金基础上,通过结构设计,增加冷却通道和冷却气量以降低合金的表面温度,但这样同时也增加了系统的复杂程度、降低了可靠性,而且当推重比 15 以上时单纯依靠冷却是不能满足要求的。新型的陶瓷基复合材料将是近期以及长远发展的重点。

国外 SiC/SiC 复合材料的研究和应用

连续纤维增强的陶瓷基复合材料主要有碳纤维增强碳化硅陶瓷基

复合材料(C/SiC)和碳化硅纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料(SiC/SiC) 2种。针对 C/SiC 复合材料,美国、欧洲和日本等国开展了对推力矢量密封调节片、燃烧室火焰筒等的应用研究,特别是 C/SiC 推力矢量密封调节片已经正式用于 M88 发动机,验证了陶瓷基复合材料在航空发动机中的应用潜力。

C/SiC 复合材料最大的不足是碳纤维的抗氧化性能较差,因此,对于长时间使用环境的航空发动机而言,进行碳纤维及其复合材料的抗氧化、提高其使用寿命和可靠性是研究的重点和难点。特别是对于温度范围 800~1100℃的使用环境,目前还没有有效的方法解决 C/SiC 复合材料长时间抗氧化难题。

SiC/SiC 复合材料因采用了 SiC 纤维,复合材料的长时间抗氧化关键

难题得到了解决,另外,如果采用先驱体转化工艺制备 SiC/SiC 复合材料, SiC 基体材料和 SiC 纤维都采用先驱体转化工艺制备,在结构和组成上非常接近,在宽广的温度范围内 2 者的适应性和匹配性都非常好。

与高温合金相比, SiC/SiC 复合材料用作发动机的高温结构部件有很多优势:

(1) 能承受更高的温度,可以取消或减少冷却气流,从而提高涡轮效率;

(2) 可以减少为降温而设置的附加结构,从而使发动机的结构设计更为简单;

(3) SiC/SiC 复合材料密度只有高温合金的 25%~30%,从而可以降低结构重量;

(4) 因为冷却气流更少、燃烧室温度更高,燃料燃烧更为充分,排放

气体中的 CO 和 NO_x 的量更少,尾气更为洁净;

(5) 叶片可有更高的旋转速率;

(6) 有更长的使用寿命并产生更大的推力。总之, SiC/SiC 复合材料在提高推重比、提高使用温度、降低惰性质量、简化系统结构等方面具有显著的优势。

1 美国研究现状

SiC/SiC 复合材料具有良好的高温力学性能和高温稳定性,是新一代高推重比发动机高温结构部件的首

了 50000h 的耐受性试验,完成了 5 个外场试验。第 5 个外场试验累积 13937h,其内衬有 EBC, EBC 明显延长了材料的使用寿命。

2 欧洲研究现状

欧洲的陶瓷基复合材料技术以法国的气相浸渗工艺和德国的渗硅工艺为代表,其中法国 SNECMA 公司和美国合作,共同研发了推力矢量 SiC/SiC 密封调节片,并正式装机考核,经过 1000h 考核均没有破坏迹象。

陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用

发动机型号	应用部位和效果
F119 / 美	采用纤维增强 SiC 复合材料矢量喷管内壁板和钛合金外壁板复合结构,有效减重,解决飞机重心后移问题
EJ200 / 欧	燃烧室、火焰稳定器和尾喷管调节片,通过了军用发动机试验台、验证发动机的严格审定,证明在高温、高压燃气下未受损伤
M88-III / 法	尾喷管调节片,明显减重
F414 / 美	燃烧室,提高工作温度和使用寿命
Trend800 / 美,英	扇形涡轮外环,可大幅度节省冷却气量、提高工作温度、降低结构重量并提高使用寿命
F110 / 美	内锥体,火焰稳定器

选材料,美国已经做了大量的应用研究工作,部分 SiC/SiC 复合材料构件已经达到实用水平。

美国在 SiC/SiC 复合材料应用于航空发动机方面做了大量的研究工作,已经制备和通过试验的 SiC/SiC 复合材料航空发动机构件主要有:燃烧室内衬套、燃烧室筒、翼或螺旋桨前缘、喷口导流叶片、涡轮叶片、涡轮壳环、喷管构件等。

Solar Turbine Incorporation 在 CSGT 项目下设计和制备了 SiC/SiC 复合材料燃烧室内衬套,分别在没有 EBC 和制备了 EBC 的情况下进行了 5000h 与 10000h 的耐受性试验。试验结果表明燃烧室在增加了 SiC/SiC 复合材料内衬套后其 CO 排放量明显降低。到 2001 年底,CSGT 项目下的燃烧室内衬套已经累积进行

3 日本研究现状

日本政府把研制新材料列为国家的第二大目标,十分重视材料的基础研究。1989 年开始执行为期 8 年的“超大型耐环境先进复合材料规划”,其目的是确定以航空、航天、能源为主的各领域中所必须的高温环境下具有耐热、高比强度、高比模量、抗氧化性等优异性能的先进材料的基础技术,从而开发耐 1000~2000℃ 以上高温的轻质结构材料,其中包括 SiC 基复合材料。特别需要指出的是,目前世界上仅日本能批量提供通用级和高品级的 SiC 纤维,法国、美国等研制的 SiC/SiC 复合材料中纤维均来源于日本。

Yamaguchi Hirohide 和 Murata Hiroshige 近年来分别在美国申请专利,介绍了陶瓷基复合材料应用件的

制备和应用情况。他们采用化学气相渗透 + 先驱体转化(CVI+PIP)工艺制备 SiC/SiC 火箭发动机推力室,并完成了热试车考核,推力室的最高工作壁温为 1424℃。另外,针对核反应堆上应用的 SiC/SiC 复合材料,日本在制备工艺、环境考核等方面已经取得了长足的进步。

陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用情况可以参见上表。这些应用研究的结果表明该材料在航空发动机上有着广泛的应用前景。

国防科技大学在 SiC/SiC 复合材料方面的研究进展

目前国内仅国防科技大学能批量提供 SiC 纤维,并用成熟的 PIP 工艺技术制备出单向 SiC/SiC 复合材料,其室温弯曲强度超过 700MPa,断裂韧性超过 15MPa·m^{1/2}。采用三维四向编织预制件,制备的 3D SiC/SiC 复合材料,密度为 2.05g/cm³,室温弯曲强度达到 353.01MPa,层间剪切强度达到 50.33MPa。在稳定复合材料制备工艺的基础上,已经制备出直径 57mm、长度 800mm 的 SiC/SiC 复合材料管,供核聚变堆的辐照考核。目前国防科技大学已经具备大尺寸构件研制的条件。

结束语

SiC/SiC 复合材料因其优异的抗氧化性能,能够满足航空发动机长时间使用、轻质、耐高温要求而备受关注,成为高推重比发动机的首选材料。然而, SiC/SiC 复合材料要获得真正的应用,还需要在以下方面开展深入的研究工作:

- (1) SiC 纤维的性能提升;
- (2) 复合材料的高温蠕变和性能演化规律研究;
- (3) 适应复合材料特性的发动机热端部件的再设计;
- (4) 地面试车和飞行试车考核。

(责编 小颖)