第一章 引言

1.1 陶瓷基复合材料概述

陶瓷基复合材料(CeramicMatrixComposites,以下简称 CMCs)一般指颗粒强化陶瓷以 及纤维或晶须补强陶瓷,是 20 世纪 80 年代后发展起来并受到重视的一类高温结构材料。作 为基体的陶瓷本身具有耐高温、高强度和刚度、密度低、抗腐蚀性好等特点,但是其脆性较 大,当应力达到一定程度表面会产生裂纹甚至断裂而导致材料失效。因此采用增强材料与陶 瓷基体进行复合,可以大幅度的提高其韧性和可靠性。

可以用于复合材料的陶瓷基体主要包括氧化铝、氮化硅、碳化硅和玻璃陶瓷等,这些陶 瓷材料普遍具有耐腐蚀、耐高温、高强度、密度低等特点。CMCs 的增强相方式包括颗粒增强、晶须增强和连续纤维增强。不同增强方式的 CMCs 力学行为和失效机理存在差异,如无 特别声明,本书中 CMCs 的增强方式均为连续纤维增强。

按照纤维预制体细观结构类型来划分, CMCs 可以分为单向 CMCs、层合 CMCs 和编织 CMCs 三类。其中编织 CMCs 具有优良的层间性能和综合力学性能,在工程上应用最为广 泛。目前,国外已经成功将编织 CMCs 应用于航空发动机的涡轮外环、导向器叶片、尾喷管 调节片、燃烧室火焰筒和涡轮转子叶片等结构,取得了良好的效果。



图 1.1 单向、层合与编织复合材料预制体构型对比

单向 CMCs 在工程上应用较少,但是其细观结构较为简单,可以认为和编织 CMCs 中 纱线的细观结构相同。研究单向 CMCs 的力学行为和失效机理有助于理解编织 CMCs 中纱 线的力学行为和失效机理,具有重要的学术意义。

1.2 CMCs 在航空发动机的应用

在航空发动机领域,提高压气机的增压比和涡轮进气口燃气温度(T₃*)是提高航空发动机综合性能的关键参数指标。F22 猛禽战斗机所装备的普惠公司 F119 第四代航空发动机, 其推重比为 10, T₃*高达 1580~1680℃。因此 F22 猛禽战斗机才具备了高机动性和强大的空 中作战能力,而且能够在不开加力的情况下进行长时间的超声速巡航;此外,未来所发展预 研的第五代高性能航空发动机其推重比将高达 15~20, T₃*将更是高达 1930~2130℃^[1],而 这些技术参数早已超出现有的高温合金的极限。 自 21 世纪始,世界各国均将新材料的开发与应用列为重点发展的先进领域。美国政府 将新材料称之为 "科技发展的骨肉 ",并于 2011 年启动了一项超过 5 亿美元的材料基因组 计划 (MaterialsGenomeInitiative)力图发展新材料^[2,3]。同时,在我国十三五规划中也将 "重 点新材料研发及应用 "列为重大项目。但是随着增压比和 T₃*的不断提升,高温、高速和高 压的燃气将对航空发动机中的涡轮叶片带来更为强烈的冲击。

CMCs 的工作温度可以高达 1650℃,且在持续的高温环境中依然具有较高的强度保持率。其主要包括:碳纤维增韧碳化硅复合材料(Cr/SiC)和碳化硅纤维增韧碳化硅复合材料(SiCr/SiC)。它的密度仅是镍基合金的 1/4~1/3,在长寿命航空发动机热端部件(涡轮叶片、尾喷管调节片等)的设计及应用领域有着广阔的应用前景和重要的战略意义。

1991-1997年,在美国"综合高性能涡轮发动机技术计划"(Intergrated High Performance Turbine Engine Technology,简称 IHPTET)第2阶段研制期间,GE/Allison 公司研制出陶瓷基 复合材料燃烧室(图 1.2 所示),Hi-Nicalon 纤维增强的(纤维占 40%)碳化硅陶瓷基复合 材料燃烧室中的火焰筒可以承受 1316℃的高温,并与由 Lamilloy 结构材料制作而成的外火 焰筒一起组成了先进的柔性燃烧室^[4]。



图 1.2 陶瓷基复合材料火焰筒及由它组成的柔性燃烧室[4]

在随后的美国 IHPTET 计划的第三阶段(1997-2005 年)中,GE/Allison 公司开发并验证了 CMCs 高压涡轮静子叶片,它的内部叶腔为空心。并将其与传统典型的高温合金静子叶片进行了试验对比分析,结果发现:此陶瓷基涡轮静子叶片的质量减轻了 50%,冷却空气量减少了 20%。

20世纪80年代,法国 SNECMA 公司采用商业牌号为"Sepcarbinox"的 nD-Cf/SiC(n=2,3) 复合材料进行发动机尾喷管的外调节片的研制工作,并且先后在M53-2和M88-2的航空发动机上进行了试验^[5]。经过数十年的攻坚克难,终于在1996年投入到了批量化的生产之中,这是 CMCs 在航空发动机领域首次得到的实际工程应用,图 1.3 所示即为M88-2 发动机的CMCs 外调节片。



图 1.3 M88-2 发动机外调节片^[5]

法国的 SNECMA 公司还与美国的普惠(P&W)公司强强联手,在 F100 军用发动机的 喷管部件上进行了 SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料的实际工程应用研究。成功研制出了应用于 F100-PW-229 和 F100-PW-220 发动机尾喷管上的密封调节片(CERASEPRA410),并且通过 了地面加速任务试验,如图 1.4 所示^[6]。与此同时,为大涵道比航空发动机 CFM56 所研制 的 SiCf/SiC 发动机混合器亦实现了工程应用(见图 1.5)^[6]。

法国 SNECMA 公司生产的 CMCs 外调节片和密封片已经装机使用了近 20 年,并发现 CMCS 结构件的综合性能明显优于传统的高温合金部件。法国的 SNECMA 公司计划在 2015~2020 年间研发和制造出 CMCs 燃烧室和内衬、低压涡轮转子叶片和低压涡轮导向叶 片;并在 2020 年以后研发和制造出高压压气机和高压涡轮所需的 CMCs 结构件,来为下一 代先进航空发动机的成功研制打下基础,做好铺垫。



图 1.4 F100-PW-229 发动机喷管密封调节片^[6]



图 1.5 CFM56 发动机混合器[6]

另外,美国的 GE 公司与英国的 RR 公司一起合作开发了 SiC/SiC 陶瓷基第三级低压涡 轮导向叶片,应用在了第五代垂直起降战斗机:F-35 的发动机上,设计温度最高可达 1200℃, 大大减少了冷却空气的使用量^[7]。时至今日,具备良好高温性能的 CMCs 先进材料技术已发 展成为高寿命和高可靠性的航空发动机制造的一个必然趋势。

1.3 CMCs 的力学模型研究的意义

如何设计并评价 CMCs 结构性能,是当前以及未来航空发动机研制所要面临的主要技

术难题之一。CMCs结构设计是找到合适的宏观结构几何参数和细观结构参数,使得 CMCs结构的变形不超过设计值,并且保证结构在服役过程中不会发生失效。其中,CMCs结构常见的失效形式包括:静强度失效、疲劳失效、失稳等。

开展 CMCs 结构在模拟服役环境下的试验是评定结构是否合理的重要手段。但是试验 评定过程耗时耗力成本高,且考核试验还存在安全风险,严重影响研制过程。实验所模拟的 工作载荷环境也无法与服役时完全一致,很难对实际工程设计做出指导。

上世纪 60 年代以来,随着计算机技术不断发展,仿真技术在结构设计中越发得到重视。 通过仿真计算,设计人员可以模拟结构件在特定载荷和环境中的表现,判断其是否满足设计 要求,对不足之处进行改进补充,为最优设计提供指导。时至今日,仿真计算已成为金属涡 轮叶片设计的必要手段,可以大幅度降低研制成本,缩短研制周期,其涉及的领域包括气动 性能设计、结构设计、冷却设计等。

然而,与传统高温合金相比,CMCs的力学、物理和化学性质有很大不同,具体表现在: (1)高温合金材料一般可以看作为各向同性材料,而CMCs的力学与热学参数具有各向异 性的特点;(2)一般可以假设高温合金为均质材料,但是CMCs由纤维、界面和基体复合而 成,具有显著的非均质特性;(3)尽管高温合金具有弹塑性,但是较大应力范围内可以将高 温合金看作线弹性材料,而CMCs在应力较低水平时就表现出显著的非线性本构行为;(4) 高温合金的熔点相比陶瓷要低很多,但是不容易氧化。相反,CMCs熔点较高温合金高,但 是容易被氧化;(5)高温合金致密性好,而CMCs内含有很多孔隙,分散性较高温合金大。 这些差异给CMCs的气热固仿真带来了巨大的困难和挑战。

1.4 CMCs 力学行为的特点

1.4.1 各向异性

陶瓷基复合材料(CMCs)具有显著的各向异性。如图 1.6 所示为单向 CMCs 示意图。 以纤维方向和垂直该方向的平面为基础建立坐标系, CMCs 在该坐标系中三个主坐标轴方向 的材料参数均不相同。错误!未找到引用源。列出了 CMCs 的材料参数。



图 1.6 CMCs 显著的各向异性

试读结束,请购买正版书籍。