

CMC 在航天领域的应用

张权明

(西北工业大学航天学院, 西安 710100)

文 摘 论述了陶瓷基复合材料在航天领域的研究与应用, 主要从陶瓷基复合材料的优势特点、制备方法、国内外研究进展以及 CMC 在航天型号产品上应用需要突破的难点和技术关键等五个方面进行了详细论述和介绍, 提出了发展趋势和研究方向。

关键词 陶瓷基复合材料, C/SiC, 化学气相浸渗法, 先驱体转化法, 航天领域

Research on CMC for Aerospace Applications

Zhang Quanming

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710100)

Abstract The research on ceramic matrix composites and their applications in aerospace field were discussed in terms of their advantages and features, fabrication methods, domestic and foreign research progress, difficulties and key technologies to be solved, and future development trends and directions.

Key words Ceramic matrix composites (CMC), C/SiC, Chemical vapor infiltration (CVI), Polymer impregnation pyrolysis (PIP), Aerospace

0 引言

高性能动力是发展先进航天器的基础, 提高火箭发动机的冲质比是改善先进航天器性能的必经之路。这些都要求不断降低发动机的结构质量和提高发动机构件的耐高温能力。陶瓷材料的耐高温、低密度、高比强、高比模、抗氧化和抗烧蚀等优异性能, 使其具有接替金属作为新一代高温结构材料的潜力。因此, 发展耐高温、低密度的新型超高温复合材料来接替高温合金和难熔金属材料成为发展高性能发动机的关键和基础。本文主要介绍了 CMC 在航天领域的应用。

1 CMC 的优势及特点

国际普遍认为, 连续纤维增韧陶瓷基复合材料 (CMC) 是发动机高温结构材料的技术制高点之一, 可反映一个国家先进航空航天器和先进武器装备的设计和制造能力。由于其技术难度和耗资大, 目前只有法国、美国等少数国家掌握了连续纤维增韧碳化硅陶瓷基复合材料的产业化技术。如图 1 所示, 与目前使用的金属材料相比, CMC 复合材料的比强度高, 特

别是高温条件下, 这是其适宜用作结构材料的原因之一^[1]。

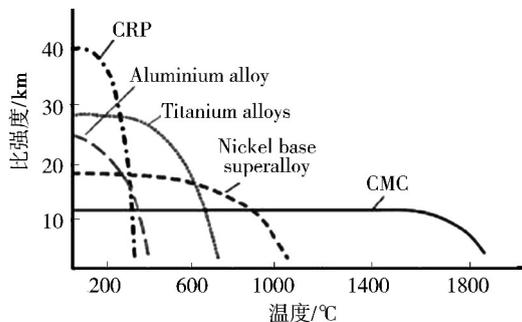


图 1 不同材料比强度与使用温度的关系对比

Fig. 1 Specific strength as a function of temperature

C/SiC 复合材料在 1 650~2 200°C 可以工作数小时至数十小时, 适用于液体火箭发动机、冲压发动机和空天飞行器热防护系统等; 在 2 200~2 800°C 可以工作数十秒, 适用于固体火箭发动机^[3]。

在航天推进系统中, 陶瓷纤维复合材料目前主要用于小推力发动机的辐射冷却喷管延伸段和燃烧室,

复合材料推力室具有三个特点:密度低,比强度和比模量高,发动机减重效果显著,以复合材料代替金属材料制造固体火箭发动机壳体可降低结构质量的30%~60%;耐热性能优异,高温强度高,可提高发动机的使用温度;兼备烧蚀、隔热、抗辐射等多种性能,可实现烧蚀/结构等多功能一体化,省去重金属材料推力室复杂的冷却系统,简化发动机结构设计,成为提高姿控轨控发动机技术性能水平的有效途径,已在国外得到广泛应用^[4-7]。

2 CMC 常用制备方法

CMC 的制备方法有多种:料浆浸渗—热压烧结法、直接氧化沉积法、化学气相浸渗法(CVI)、先驱体转化法(PIP)、反应性熔体浸渗法(RMI)、定向凝固法等。用 CVI 和 PIP 生产的 CMC 产品已经实现工程化应用^[8]。

2.1 化学气相浸渗法(CVI)

CVI 技术是在化学气相沉积(CVD)基础上发展起来的一种新方法,常用的 CVI 工艺方法包括等温等压 CVI、热梯度强制对流 CVI(FCVI)、脉冲 CVI(PCVI)、热梯度等压 CVI、等温强制对流 CVI 等。

2.2 先驱体转化法(PIP 法)

PIP 是以有机聚合物先驱体(如聚碳硅烷)溶解或熔化后,在真空—气压的作用下浸渍到纤维预制体内部,然后经过干燥或交联固化,再经过高温处理时有机聚合物热解转化制备陶瓷。

PIP 法制备复合材料有两个显著特点,先驱体在裂解过程中有大量气体逸出,并伴有失重和密度增加,导致体积收缩以及留下许多气孔。目前,减少气孔的常用方法是增加浸渍—裂解周期,需要经过反复多个浸渍—交联—裂解周期(一般大于 7 个周期)才能使材料致密化,周期数多,耗费先驱体量多而且工艺周期长,成本高。因此,如何缩短 PIP 工艺的制备周期是降低成本的关键因素之一。

3 国外 CMC 研制进展

发达国家在 20 世纪 80 年代开始使用 C/SiC 代替高密度的金属铌作为卫星用姿控、轨控液体火箭发动机的燃烧室喷管,近年来陆续进行了地面热试车,并进入实用阶段。使用 C/SiC 燃烧室喷管已经成为高性能火箭发动机性能水平的标志,可以降低燃烧室喷管结构质量数倍,并大量节省推进剂,从而提高冲质比,增加卫星的有效载荷和延长在空间的工作寿命,还可避免冷却用燃料排放对环境的污染。

2003 年,美国国家科学研究院指出:“根据目前各种材料的发展状况,到 2020 年,只有复合材料最有潜力获得 20%~25% 的性能大提升。其中,陶瓷基和聚合物基复合材料的密度、刚度、强度、韧性和高温

能力都可能具有如此大的改善,而被列为最优先研究的材料^[9]。”因而,CMC 被美国国防部列为重点发展的 20 项关键技术之首。Hyper-Therm 公司制造的 C/SiC 复合材料燃烧室,以 LH₂/LO₂ 为燃料进行点火实验,燃气温度 2 050℃,燃烧室压力 4.1 MPa,推力为 1 735.2 N 的热试车考核,达到无需冷却的目的^[10-11]。

日本从 20 世纪 80 年代开始姿控轨控发动机推力室技术研究,采用 C/C 和 C/SiC 复合材料,成形采用 PIP。研制的 3D C/C 和 3D C/SiC 复合材料不仅在姿控轨控发动机推力室上得到应用,而且在高温燃器透平、热交换器等方面得到广泛应用^[7,12]。

法国科学家预测,CMC 将代替高温合金占据火箭材料的主要市场。法国 SEP 从 1971 年开始进行以 Ariane 系列运载火箭为龙头的固体和液体推进技术及热结构复合材料技术研究,研制的 C/C、C/SiC 和 SiC/SiC 复合材料,已在 5、25、200、6 000 N 等推力室上进行了点火试验,并在小型卫星和航天飞行器上得到应用。其中 CMC 已实现商品化^[6-7,14-15]。

德国 EADS-ST 公司 1998 年对 C/SiC 推力室第一次地面热试车,燃烧室压力 1.0 MPa,累计工作时间 3 200 s,最高工作壁温达到 1 700℃。2003 年对 C/SiC 推力室采用新的涂层再次进行了地面热试车,燃烧室压力 1.1 MPa,累计工作时间达 5 700 s。目前,EADS 公司已经成功研制出 10、20 及 400 N 等一系列 C/SiC 陶瓷基复合材料推力室^[15-16]。

4 国内 CMC 研制进展

由于高性能碳纤维原材料和陶瓷成品等方面受到西方国家的禁运,国内陶瓷材料的制备相对落后,但近年来通过国家的大力扶持,陶瓷材料的制备工作有了明显的发展,同时也相继开始了陶瓷基复合材料与金属的连接技术研究,并取得了一定的成绩。

在陶瓷制备所需先驱体方面,国防科技大学在聚碳硅烷的研制方面进行了系统性研究,目前已经研制出价格低廉的质量稳定的聚碳硅烷先驱体,并已商品化。

针对国产碳纤维质量较差问题,西北工业大学与厦门大学合作建立了连续纤维实验室。国内亦有多家碳纤维生产厂就碳纤维的质量方面在进行性能提高和稳定性研究。

近年来,国内 C/SiC 的制备技术和性能等方面都取得了长足的进步,与世界先进水平的差距在逐步缩小。于 1998 年 10 月通过了 800 N 液体姿控轨控发动机 4 次重复点火热试车考核,西北工业大学用 CVI 法制备的卫星姿控发动机全尺寸 C/SiC 推力室已经在 2002 年 11 月通过高空台架试车^[7]。

5 CMC 在航天产品上的突破难点和技术关键

5.1 先驱体和碳纤维的制备技术

先驱体的纯度、产率高低直接影响到最终产品的质量和经济性。碳纤维的力学性能直接决定着最终产品的性能,目前国内在碳纤维的质量稳定性方面还没有突破,这制约了国产碳纤维工程化应用。

5.2 预制体的编织技术

由于火箭发动机型面复杂,尺寸结构较大,因此实现复杂多维的编织预制体难度较大,尤其是“近净”尺寸编织技术难度更大,这也是影响最终复合材料构件的整体使用性能的重要因素之一。

5.3 CMC 的制备技术

CMC 的制备方法很多,目前工艺相对完善,产品质量相对稳定的有 CVI 和 PIP 法,并已经形成小批量生产。国内已经基本突破复合材料的关键制备技术,但是从制备技术的优化和稳定性方面还需要进行更深入的研究和探索。提高材料的致密度,提高陶瓷产率是工艺改进和优化的研究方向。

5.4 CMC 与金属的连接技术

由于 CMC 与金属的热胀系数相差较大,如何实现 CMC 与钛合金喷注盘连接是影响其应用的瓶颈问题。由于复合材料与金属的热物理性能相差较大,很难通过常规的焊接方法将其连接起来,目前研究较多的是钎焊方法。该方法需要结合实际使用状况,通过结构设计、过渡梯度、连接技术优化等手段来降低连接界面的应力梯度,提高连接强度,同时应满足一定的密封性能。

5.5 CMC 表面抗氧化涂层技术

为提高复合材料的耐高温能力需要对其表面涂覆抗氧化涂层,目前常用的是 CVD 技术沉积单层抗氧化涂层,涂层厚度 100~200 μm 。为提高 CMC 的使用性能,必须进行多层复合涂层的研究。涂层技术是影响材料使用寿命的一项重要技术,目前国内在此领域涉足较少。

5.6 质量检测技术

对于 CMC 零件产品,目前常用的是工业 CT 无损检测技术,对于编织结构的复合材料而言,准确判断材料内部缺陷需要有丰富的工程技术经验和充分的试验研究结果支撑。另外,对于复合材料与金属连接后的界面检测技术,目前常用的是 CT 检测技术和气密检查,CT 分辨率低和复合材料存在一定气孔率的特性均是影响对检测结果进行准确判定的最大问题。

6 结语

随着基础研究的不断深入,CMC 不仅在航空航天领域有着广泛的应用,而且在民用领域的应用也越来越广泛,如燃气轮机、核聚变能源、新一代高速刹车

片和机械行业等。

随着 CMC 步入实际应用阶段,人们更深入认识了 CMC 的优越性和应用潜力。今后主要发展趋势是拓宽应用领域;发展材料的特种环境模拟理论与技术;发展 CMC 优化设计理论与方法;发展新型陶瓷纤维、基体和相应界面层材料以及高性价比的 CMC 制备技术;纤维预制体设计、制备与检测技术等。

参考文献

- [1] 张立同,成来飞,徐永东. 新型碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 航空制造技术,2003(1):24-32
- [2] Stephan Schmidt, Steffen Beyer, and Hans Immich, et al. Ceramics-matrix composites: a challenge in space propulsion technology applications [J]. International Journal of Applied Ceramic Technology, 2005, 2(2): 85-96
- [3] 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[J]. 复合材料学报,2007,24(2):1-6
- [4] Donald I W, Mcmillan D W. Ceramics-matrix composites[J]. J. Mater. Sci., 1976, 11: 949
- [5] Baker C. A high temperature, light, nozzle material [R]. A2 IAA29422892, 1994: 1
- [6] Prewo K M. Fiber reinforced ceramics: new opportunities for composite materials [J]. Am. Ceram. Soc. Bull., 1989, 68(2): 395
- [7] 阎连生,王涛,邹武,等. 国外复合材料推力室技术研究进展[J]. 固体火箭技术,2003,26(1):64-66
- [8] 益小苏,杜善义,张立同,主编. 复合材料工程,中国材料工程大典(第 10 卷)[M]. 北京:化学工业出版社,2005
- [9] 张立同,成来飞. 先进陶瓷基复合材料最新进展与发展趋势[R]. 西安:西北工业大学高级研修中心,2007
- [10] 马彦,马青松,陈朝辉. 连续纤维增强陶瓷基复合材料国外应用研究进展[J]. 材料导报,2007,21:401-404
- [11] Steffier W S, Shinevski R J, Rusnak C F, et al. Improved performance and durability of liquid propulsion rocket thrusters fabricated from triaxially braided C-SiC intraply hybrid-fiber/SiC matrix composites[R]. ADA, 405477
- [12] 赵稼祥. 日本先进材料技术的现状与进展[R]. 出国考察报告,1997,(2):121
- [13] Lacombe A, Bonnet C. Ceramic matrix composites, key materials for future space plane technologies[R]. AIAA 9025208, 1990: 1
- [14] Burkl C. CVI of fiber-reinforced SiC matrix composites[J]. SAMPE J., 1989, 25(5): 29-33
- [15] Walter Krenkel. Ceramic Matrix Composites-Fiber Reinforced Ceramics and Their Applications[M]. 2008: 180-184
- [16] Schmidt S, et al. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion applications [J]. Acta, Astronautica, 2004, 55(3/9): 409-420