

陶瓷基复合材料在喷管上的应用

张建艺

(陕西非金属材料工艺研究所 西安 710025)

文 摘 综述了国外 C/ SiC 陶瓷基复合材料在火箭发动机喷管上的应用现状,重点介绍了法国 SEP 生产 C/ SiC 复合材料喷管扩张段的成型技术以及连接与机加、材料性能等。最后对 C/ SiC 复合材料在固体火箭发动机上的应用前景进行了展望。

关键词 碳纤维, 碳化硅, 陶瓷基复合材料, 喷管

Ceramic Matrix Composite Applications in Nozzle

Zhang Jianyi

(Shaanxi Research Institute of Non-metal Material Technology Xi'an 710025)

Abstract The overseas application of C/ SiC ceramic matrix composite materials in rocket motor nozzles is presented here. More emphases are given on fabrication method, jointing and machining, material properties of C/ SiC composite material nozzle divergency cone made by SEP in France. Development tendency of C/ SiC composite materials in solid rocket motor is prospected at last.

Key words Carbon fiber, SiC, Ceramic matrix composite, Nozzle

1 前言

由于固体火箭发动机喷管的工作条件苛刻,对材料性能要求高,因而对喷管材料的研究十分重要。目前在固体火箭发动机喷管研制过程中,对喷管材料的要求仍是轻质、结构简单、可靠性高。在喷管材料中,碳纤维布带/酚醛(C/P)复合材料制造工艺简单、技术成熟、成本低而受到广泛应用,但在喷管部件上应用时具有力学性能相对低、质量大等缺点;C/C复合材料比C/P复合材料力学性能高、质轻、耐高温,但其最大的缺点是在高温条件下易氧化、使用时间短(60 s)等。陶瓷基复合材料是在陶瓷基体中引入第二相增强材料,由于增强剂阻止了陶瓷基体中的裂纹发展成为全羽毛状的裂纹,因而比C/C复合材料质轻、耐高温、耐氧化等,最主要的是克服了C/C复合材料易氧化的缺点,除具有比传统陶

瓷更加优异的韧性外,又克服了传统陶瓷材料固有的脆性,是一种新型结构复合材料,受到了人们极大的关注^[1]。

陶瓷基复合材料在液体火箭发动机上已获得成功应用,喷管扩张段采用C/ SiC制造,壁厚仅1.5 mm,在1 200 MPa应力负载试验中没有发生破坏。该喷管不仅结构简单且质轻,与常用的金属铌(密度9 g/cm³)相应部件相比,质量减轻约75%。目前,C/ SiC陶瓷复合材料在固体火箭发动机上的应用研究正在进行,可以预计该材料在固体火箭发动机喷管上的应用具有广阔的前景。

2 成型工艺^[2~5]

2.1 材料选择

在纤维增强陶瓷基复合材料研究中,常用的增强纤维有两种:SiC纤维和C纤维。由于SiC纤维强

收稿日期:1999-05-17;修回日期:1999-08-04

张建艺,1960年出生,工程师,主要从事科技情报研究工作

度在 1 200 ℃ 时便大大下降,从而引起 2D—SiC/SiC 陶瓷基复合材料性能大大下降,而 C/SiC 陶瓷基复合材料则表现出了优异的耐高温性能,因而在高温(1 200 ℃ 以上)使用时,便选择 C 纤维作为增强材料,SiC 作基体。本文重点介绍 C/SiC 陶瓷基复合材料在喷管上的应用研究情况。

在研究 C/SiC 陶瓷基复合材料时,首先应对增强纤维和基体进行选择。研究发现,选择增强纤维时应注意如下几点:

(1) 纤维的模量和强度要比基体的高;(2) 纤维与基体间要有良好的相容性;(3) 二者结合的强度要恰当;(4) 增强纤维与基体的热膨胀系数要匹配,纤维的热膨胀系数应稍大于基体。

选择基体时应考虑如下几点:

(1) 耐高温性能;(2) 与 C 纤维的相容性;(3) 抗氧化性能;(4) 在相似情况下研究的经验及费用等。

为制造出刚性、薄壁结构,增强纤维要经过精密的编织。在实验中发现 PAN 为先驱体的 C 纤维比人造丝或沥青为先驱体的 C 纤维更适宜做 C/SiC 的增强纤维。在制造薄壁结构时,纤维的热稳定性是一个重要参数,衡量纤维热稳定性的标志是其在加热过程中的热膨胀系数。

在选择基体时,选择了 SiC 做基体,是由于与其它材料相比,SiC 在 2 500 ℃ 条件下不熔化,其膨胀系数与 C 纤维相近,在 1 000 ~ 1 650 ℃ 范围内抗氧化性能优异的材料。

由于陶瓷基复合材料要具有防氧化的功能,在 C/SiC 制造过程中,SiC 在氧存在的情况下生成 SiO₂,

其熔点在 1 500 ℃ 以上,并且在 2 200 ℃ 以上才发生气化。SiO₂ 本身非常抗氧渗透,其氧化过程相当缓慢,因而高温环境中陶瓷材料可在氧存在的情况下持续相当长的时间。

2.2 制造方法

陶瓷基复合材料在制造过程中,首先将 C 纤维进行多维编织,然后采用致密化工艺(如 CVI)使部件致密。

法国 SEP 公司在陶瓷基复合材料喷管扩张部件制造中,选用 HerculesUHM C 纤维,将其编织在石墨整体芯模上,在圆柱区域辫数大约每 2.54 cm 为 15 辫,在锥形出口锥区域减至 12 辫,壁厚仅 1.5 mm。3D 编织在轴向的纤维提供轴向的强度和韧性。预制件成型后,进行 CVI 工艺渗 SiC 致密处理。SEP 在致密过程中,采用“热泵”CVI 技术将气化后的 SiC 用“热泵”通入部件,在专用的真空感应炉中以三氯甲基硅烷(CH₃SiCl₃)作原料,氢气为稀释气体和载流气体。渗透过程是在负压下进行的,沉积温度为 1 100 ℃。

从动力学观点来看,渗透过程受扩散所控制,因此在渗透过程中必须保持炉压低,气流速度与沉积温度也要很低,只有这样才能加速气体的扩散,使每个开口气孔都能沉积上均匀的 SiC 基体,CVI 过程是一个缓慢的过程。表 1、表 2 为 SEP 研制的 2D、3D C/SiC 喷管部件性能,该部件的致密化过程大约需 300 h,最终密度达到大约 2.1 g/cm³,开孔率大约 14%,陶瓷基复合材料最终环向拉伸强度超过了 100 MPa,纤维体积分数为 40%~45%。

表 1 SEPCARBINOX 2D C/SiC 材料性能

Tab. 1 Properties of SEPCARBINOX 2D C/SiC composite

温度/	拉伸强度/MPa	弯曲强度/MPa	剪切强度/MPa	拉伸模量/GPa	热扩散系数/10 ⁻⁶ m ² ·s ⁻¹		热膨胀系数/10 ⁻⁶ K ⁻¹	
	方向	方向	方向	方向	方向	方向	方向	方向
23	350	500	35	90	11	5	3	5
1 000	350	700	35	100	7	2	3	5
1 400	330	700	35	100	8		-	-

表 2 NOVOLTEX 3D C/SiC 材料性能

Tab. 2 Properties of NOVOLTEX 3D C/SiC composite

温度/	纤维体积分数/%	密度/g·cm ⁻³	拉伸强度/MPa	剪切强度/MPa	热扩散系数/10 ⁻⁶ m ² ·s ⁻¹		热膨胀系数/10 ⁻⁶ K ⁻¹	
			方向	方向	方向	方向	方向	方向
23	24	2.3	80	100	12	9	2	2.5
1 400	-	-	-	-	7	4	2	2.5

2.3 连接与机加

陶瓷基复合材料自身连接或与其它材料的连接是应用中不可忽视的,除在结构上进行优化外,应根据其特点选择高温无机粘结剂(如硅酸盐和复合粘结剂)技术途径,把经 CVI 后的部件与不同质的材料粘在一起,这样做部件的整体效果较好。目前,能耐 1 300 ~ 2 000 高温的无机粘结剂和粘接工艺还有待研究。

陶瓷基复合材的二次加工比较困难,对于致密、坚硬的陶瓷基复合材应在其预成型后,高温处理前先加工成要求的形状和尺寸,这样可避免或减少陶瓷基复合材成型后的加工问题,但在工程中难以避免二次加工,因此,研究陶瓷基复合材的特种加工技术是必要的。

3 应用

C/SiC 复合材料的应用很广泛,如滑动摩擦材料、电子元件、活体材料、耐高温材料等。特别是在原子能、宇航方面的应用最引人注目。

阿里安 4 第三级液氢/液氧推力室喷管是 SEP 公司以 NOVOLT EX 为预制增强体,采用 CVI 致密工艺制造了 C/SiC 整体喷管。该喷管长 1 016 mm、出口锥直径 940 mm,质量仅为 25 kg。它与质量为 75 kg 的合金喷管相比,其惰性质量大大降低,为飞行器提供了大约 50 kg 的有效载荷。1989 年该发动机成功地进行了两次高空模拟点火试验,喷管入口温度大于 1 800 ,工作时间 900 s,充分验证了 C/SiC 喷管的可靠性及潜在的应用前景。同时,SEP 公司用特殊螺旋形结构的 C 纤维织物与 SiC 基体制成了牌号为 SEPCARBINOX 的耐火陶瓷基复合材料(FR-CMC)叶片和内外喷管瓣,其材料密度达 2.1 g/cm³,这种材料抗热震性好,并可制成任意形状制品。

1982 年 SEP 开始进行先进固体火箭发动机方案论证工作,该发动机喷管采用 C/C、碳/陶瓷基复合材料制造喷管部件,在开始的试验中就获得成功。该项研究中采用碳/陶瓷基复合材料做喉部绝热体,其中做动筒和柔性环的连接也用碳/陶瓷基复合材

料。该发动机在 1987 年 5 月的高空模拟点火试验中获得了成功,点火后所有部件均处于良好状态。

另外,C/SiC 可做为先进航天发动机喷管、再入式导弹弹头、航天飞机防热结构等领域的备用材料,国外拟用 C/SiC、SiC/SiC 在 Hermes 航天飞机的机体盖板结构上使用。

目前,国内外对陶瓷基复合材料的研究非常重视。美国正在研究能耐 1 538 的陶瓷纤维,并且对耐 1 371 的陶瓷基复合材料及其热防护层进行验证性试验。法国正在研究更加经济的陶瓷基复合材料制造技术,以求进一步降低陶瓷基复合材料成本。

4 结语

陶瓷基复合材料具有耐热、抗激光、抗核、透波等多种功能,而且在烧蚀时不易产生碳化层,是一种高温领域应用最有前途的材料。在生产方面法国处于领先地位,已将该材料应用于液体火箭喷管,并且对陶瓷基复合材料在固体火箭发动机上的应用也进行了研究。

我国应积极开展该领域的研究工作,追踪国外先进制造工艺和技术及成功经验,研究中应重点开展高性能 C 纤维、SiC 纤维的研究工作,尽快提高产品质量,形成生产规模,以促进我国在 C/SiC 陶瓷基复合材料研究方面早日进入世界先进行列。

参考文献

- 1 Bhat Diliyar N, D Ph. Materials and processing technologies for highly reusable vehicles, AIAA97—2 857
- 2 Baker C F, Dunn D R et al. High temperature nozzle components, material characterization, AIAA96—2 600
- 3 Baker C. A high temperature, light weight, nozzle material, AIAA94—2 892
- 4 Saucerau D, Beaurain A. Demonstration of carbon/ silicon carbide novoltex reinforced composite nozzle on a LH2-LOx engine, AIAA90—2 180
- 5 苏君明等. 碳化硅基热结构复合材料推力室的研制与应用前景. 见:1996 年联合推进会议文集,南宁,1996:210 ~ 214