

C/SiC 复合材料推力室应用研究

刘志泉, 马武军

(上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘 要: C/SiC 复合材料密度低、耐高温、抗氧化、抗烧蚀, 并且具有非常好的高温力学性能, 是制备高性能液体火箭发动机推力室的理想材料。本文从 C/SiC 复合材料燃烧室结构计算、无损探伤及 C/SiC 与金属连接等方面, 论述了上海空间研究所在 C/SiC 复合材料应用于液体火箭发动机推力室方面的基础研究及应用进展。

关键词: C/SiC 复合材料推力室; 液体火箭发动机; 焊接连接

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 02-0019-06

Applied research of rocket engine thrusters made of ceramic matrix composite

LIU Zhi-quan, MA Wu-jun

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: Carbon fiber reinforced silicon carbide (C/SiC) composite has low density, high oxidation and erosion resistance, as well as high mechanical performance at high temperature. Therefore, it is the most perfect material to fabricate thrust chamber which is used in liquid propellant rocket engine. The development and application of rocket engine thrusters made of the ceramic matrix composite in Shanghai Institute of Space Propulsion (SISP) are described in the aspects of nondestructive inspection, structural computation, and welding joint of C/SiC ceramic matrix composites and metal materials.

Keywords: carbon fiber reinforced silicon carbide (C/SiC) composite thruster; liquid-propellant rocket engine; welding joint

0 引言

液体火箭发动机工作时, 燃气温度高, 冲刷性强, 且具有很强的氧化性, 对推力室喷管的制

备材料提出了严格要求。C/SiC 陶瓷基复合材料具有低密度 ($1.8 \sim 2.0 \text{ g/cm}^3$)、高比强、耐高温、抗氧化、耐烧蚀等特点, 用其制备液体火箭发动机推力室, 可以减轻发动机结构重量, 提高发动机工作温度, 简化发动机结构设计, 大幅度提高

收稿日期: 2010-10-15; 修回日期: 2010-12-15

作者简介: 刘志泉 (1978—), 男, 工程师, 研究领域为高室压、快响应复合材料液体轨控发动机

发动机的整体性能。美国、俄罗斯、法国、德国、日本等国已经开展了复合材料推力室的制备及应用研究^[1,2]。

在国内,近年来采用先驱体浸渍裂解工艺(PIP)制备的C/SiC复合材料取得了突破性进展。本文结合液体火箭发动机的工作特点,从结构计算、损伤研究、无损检测、烧蚀特性及与金属材料焊接等方面,详细阐述了将C/SiC复合材料应用于液体火箭发动机推力室研制中,所做的基础性研究及应用成果。

1 燃烧室结构设计

在研制初期,推力室壁厚选取主要依靠经验,为确保发动机正常工作,往往选取较大的壁厚值,这样既无法充分发挥复合材料在减轻重量上面的优势,又无法在设计中确定方案的可靠性。因此,SISP开展了复合材料燃烧室结构分析及燃烧室壁厚计算研究。

液体火箭发动机燃烧室为圆筒状,根据设计图纸,外径与内径之比在1.1~1.2之间,为薄壁圆筒结构,因此可以按照薄膜应力理论对燃烧室进行应力分析。

根据薄膜应力理论^[7,8],燃烧室符合二向应力假设,即承受内压的圆筒壳体中存在轴向应力和环向应力或切向应力,而径向应力相对于轴向应力和环向应力很小,在薄壁圆筒应力分析中不予考虑。经过相应分析可知,在受到内压作用下,燃烧室圆筒壳体的环向应力比轴向应力大一倍。

C/SiC复合材料编织件预制体为三维四向结构,其力学性能为各向异性,由于环向碳纤维体积分数小于轴向碳纤维体积分数,环向拉伸强度小于轴向拉伸强度。因此燃烧室结构计算中应当首先考虑能否满足环向应力要求。

C/SiC复合材料属于塑性材料范畴,应采用第四强度理论对承压状态下C/SiC复合材料燃烧室进行强度计算。

根据第四强度理论推导出计算公式(1):

$$\delta = \frac{p_c D_i}{2.3[\sigma] - p_c} \quad (1)$$

其中材料的许用应力 $[\sigma]$ 可用公式(2)表示:

$$[\sigma] = \frac{\sigma_i}{K} \quad (2)$$

式中: K 为安全系数; σ_i 为环向拉伸强度。

参考GB 1458-78《纤维缠绕玻璃钢环形式样拉伸试验方法》对C/SiC复合材料环向拉伸强度进行测试,结果为82~100 MPa。为了保证计算结果可靠,取环向拉伸强度82 MPa对复合材料推力室燃烧室壁厚进行计算。A、B、C发动机推力室按照公式(1)、(2)进行计算,结果见表1所示

表1 复合材料推力室壁厚计算结果对比

Tab. 1 Calculation result of different wall thickness of ceramic matrix composite thrust chambers

	A	B	C
推力/N	1140	490	3000
最高工作压力/MPa	3.5	4.7	4
内径/mm	40	24	60
安全系数	2	2	2
设计壁厚/mm	3	1.5	3
计算壁厚/mm	1.6	1.3	2.7

表1中除A发动机未按照计算壁厚制备推力室外,其余两种发动机均通过计算选取燃烧室设计壁厚,并进行了热试车考核,验证了上述计算的可行性。

2 复合材料损伤研究

由于C/SiC复合材料推力室材料为多孔结构,在发动机工作时因燃气冲击存在损伤,影响推力室性能。为此对C/SiC复合材料燃烧室承压过程中受到的损伤进行研究。

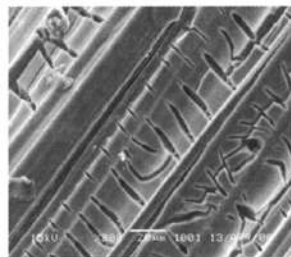


图1 SiC基体表面裂纹

Fig. 1 Crack on substrate surface of SiC material

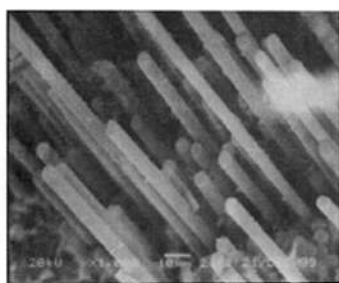


图2 C/SiC 复合材料断面
Fig. 2 Section plane of substrate surface
of C/SiC ceramic matrix composite

C/SiC 复合材料由于 SiC 基体和碳纤维热膨胀系数的不匹配,粘附在碳纤维表面的 SiC 基体存在大量微裂纹(图1)。在外应力作用下,微裂纹扩展,并首先在碳纤维表面沿较弱的结合界面交叉、扩展,使得纤维与基体界面剥离,接着纤维滑动,最后导致纤维束滑动、拔出并断裂(图2),从而导致 C/SiC 复合材料破坏。在不同外力作用下,材料内部损伤表现为不同的方式。多个

损伤阶段并且各阶段不同的损伤形式表现是 C/SiC 复合材料损伤的最大特征。

为了研究燃烧室在不同压力下存在的损伤,采用声发射无损检测技术对打压爆破试验过程中 C/SiC 复合材料圆筒试样损伤,进行了全程检测。

声发射曲线的各参数中,振幅、能量、事件数、持续时间等都一定程度的反映了损伤程度,但损伤程度评价主要采用振幅和能量。C/SiC 复合材料内部微细裂纹在受外应力作用下扩展,使应力释放。随着应力的提高裂纹扩展程度增大,释放能量增大,而这一过程主要是在少数裂纹的主导下进行。而在最大外应力下,最能快速释放能量的一个裂纹快速扩展,从而导致材料失效。因此,为了表征裂纹对材料造成的损伤程度,采用裂纹能量比来进行表征比较有效,即以爆破时最大事件能量作为基准,各个受力阶段最大事件能量与之的比值。而该评判方法在声发射曲线中对比每个事件能量和振幅参数时也得到有效验证。

表2 不同承压阶段最高能量事件信息

Tab. 2 Event information of highest energy at different loading phases

压力/MPa	载荷比	能量	能量比	上升时间/ μ s	持续时间/ μ s	振幅/dB
3	0.26	887	0.21	277	67618	65
6	0.52	1945	0.45	60	107079	81
8.5	0.74	2756	0.64	13	179775	73
11.5	1.00	4312	1.00	795	74846	98

从表2也可以发现,最大事件能量表征材料损伤阶段比振幅更为有效。结合声发射信号曲线,可知圆筒试样损伤可分为三个阶段:初始损伤阶段、严重损伤阶段和快速损伤阶段(图3)。这三个阶段能量比-载荷比曲线斜率越来越大,持续时间由初期增大变为减小,损伤逐渐增大,事件类型发生改变:

1) 初始损伤阶段(0~74%载荷比):这一阶段损伤主要为复合材料内 SiC 基体微裂纹扩展、界面开裂以及纤维束内截面开裂加快并在其他区域产生新的裂纹源;

2) 严重损伤阶段(74%~100%载荷比):声

发射能量增长较快,时间持续事件发生转折,裂纹上升时间增大,说明损伤类型发生改变,损伤主要为纤维束及纤维束内纤维-基体界面裂纹快速扩展,部分纤维束内碳纤维断裂和拔出,这样缓解了局部应力集中,再次发生裂纹扩展需要进一步积累能量;

3) 快速断裂阶段(100%断裂载荷),某个声发射事件能量突然增大,并引发周围裂纹扩展,应力释放,载荷下降,试样整体破坏。该阶段裂纹上升时间增大,说明裂纹类型出现改变,损伤主要是纤维束之间滑动、拔出并导致纤维断裂、基体开裂,形成破坏裂纹,试样快速破坏。

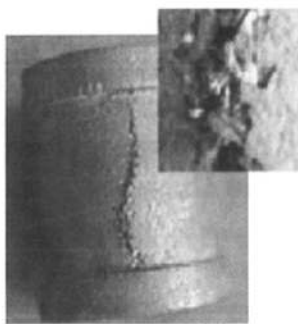


图3 试样表面破坏裂纹扩展情况

Fig. 3 Crack propagation on surface of sample

3 无损检测研究

C/SiC 复合材料由于结构和制备的复杂性,其内部结构受原材料特性和工艺流程的影响很大。对其制备过程及产品进行无损检测,是确保产品性能及质量的最有效方法。

由于 C/SiC 复合材料结构具有多孔隙、各向异性等特点,对声波的散射和反射比较大,使得声波的传播特性较差,导致常用的 X 射线、微波、超声等无损检测方法对三维编织的 C/SiC 陶瓷基复合材料 (3D-C/SiC) 中的缺陷不能进行准确的信息反馈或者效率比较低,因此,上海空间推进研究所开展了适于 C/SiC 复合材料的无损检测方法研究。

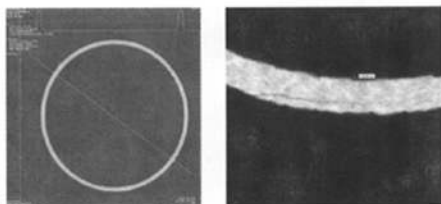
3.1 工业 CT 无损检测研究

工业 CT 无损检测研究,其工作原理是沿很多方向就试件对 x 射线 (或 γ 射线) 的衰减进行透射测量,根据物体外部获取的射线强度的测量值,去重建物体内部某一特定断面上的衰减射线的强度的无重迭二维图像,采用依次相继获取的一系列断面图可重构物体内部三维结构。试验采用工业 CT 对 C/SiC 复合材料推力室进行了 CT 扫描,扫描结果见图 4。

从图 4 (a) 的工业 CT 扫描图象中可以看出, C/SiC 复合材料喷管截面图像灰度均匀、密度曲线比较平直,说明推力室材料密度均匀,从而反映出推力室材料质地均匀,质量较好。

而从图 4 (b) 的工业 CT 扫描图象中,检测出推力室壁内部有裂纹,因此实现了对于 C/SiC

复合材料推力室产品的无损检测和质量控制。



(a) 正常推力室截面 (b) 推力室裂纹缺陷

图4 复合材料推力室工业 CT 扫描结果

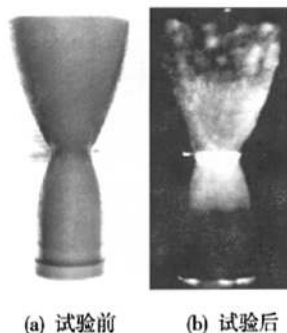
Fig. 4 Industrial CT scanning results of thrust chamber made of ceramic matrix composite

研究表明,工业 CT 无损检测技术能够在图像中以不同的灰度形式反映出推力室碳纤维编织件和 C/SiC 复合材料推力室截面密度分布,工业 CT 还可以得到密度曲线,量化密度,从而为复合材料喷管质量检测提供有效手段。

3.2 红外热波无损检测研究

红外热波检测技术是一种新发展的无损检测技术,利用不同媒介材料表面及表面下的物理特性和边界条件将影响热波的传输的原理,以某种方式将媒介材料表面的温场变化反映出来,通过控制热激励方法和测量材料表面的温场变化,获取材料的均匀性信息以及其表面以下的结构信息,从而达到检测和探伤目的。

上海空间推进研究所从 2005 年以来,协同其他研究单位,对该项技术在复合材料推力室方面的应用进行了大量研究及试验,取得了一定成果。图 5 为某复合材料喷管在热点火试验前后的一阶微分热波成像图。



(a) 试验前 (b) 试验后

图5 C/SiC 复合材料喷管一阶微分热波成像图

Fig. 5 First-order differential thermal images of C/SiC ceramic matrix composite nozzle

从图 5 可以看出, 未经试验的推力室新产品, 表现出非常均匀一致的灰度, 表明喷管热图中热均匀性比较好, 说明喷管产品材料质地均匀, 内部没有明显缺陷。

而图中试验后喷管喉部及喉部上面收敛段一部分灰度相对周围出现异常, 同时头部也有几处区域灰度出现异常, 说明这些区域出现热不均匀情况, 材料结构存在较大变化, 可能有缺陷。与试车后的喷管实物进行对比, 发现喉部灰度异常变化区域是试车过程中受到冲刷而形成的冲刷沟槽缺陷, 喉部上面的收敛段和头部灰度异常区域是试车过程中在高温条件下燃气对材料造成的氧化和烧蚀缺陷。在脉冲闪光灯加热后, 热量在冲刷沟槽底部或者收敛段表面氧化层以及头部烧蚀处的传热受到阻碍, 热量聚集, 导致该区域出现热不均匀情况, 从而在热图上表现出灰度异常。

初步研究结果表明, 红外热波无损检测技术对 C/SiC 复合材料喷管无损检测有效, 并且具有

较好的整体性, 检测面积大, 检测速度快, 对 C/SiC 复合材料喷管特别是大尺寸 C/SiC 复合材料喷管或者构件进行无损检测有较大应用潜力。

4 烧蚀特性研究

液体火箭发动机燃气温度、速度、热流密度比较高, 因此要求 C/SiC 复合材料具有较好的耐高温、抗冲刷和耐烧蚀性能。评价其抗烧蚀性能, 以及 PIP 工艺制备的 C/SiC 陶瓷基复合材料喷管抗烧蚀性能的表征, 需要建立抗烧蚀性能指标——线烧蚀率 (mm/s)。

目前国内对线烧蚀率的测量评价没有统一标准, 常用的方法有: 火箭发动机燃气流烧蚀试验、空气电弧加热器烧蚀试验、风洞热气流冲刷试验等, 而火箭发动机燃气流烧蚀试验是最为接近真实情况, 因此研究在实际工况条件下的线烧蚀率的测量有重要实际意义。

表 3 线烧蚀率测试数据对比
Tab. 3 Measuring data of linear ablation ratio

测试单位	上海空间推进研究所(SISP)		美国 FMI 公司	
试验前喉部直径/mm	17.23	17.342	5.38	5.08
试验后喉部直径/mm	17.342	17.349	5.43	5.16
最大压力/MPa	3	3	9.2	17
平均压力/MPa	3	3	5.04	4.64
燃烧时间/s	50	50	14.23	8.11
平均线烧蚀率/(mm·s ⁻¹)	1.12×10 ⁻³	0.7×10 ⁻⁴	1.76×10 ⁻³	4.93×10 ⁻³

本研究采用三点测孔仪 (精度 0.001mm) 测量连续 50 s 地面热试车程序中 C/SiC 复合材料喷管喉部直径变化, 进而计算线烧蚀率。线烧蚀率计算结果见表 3 所示。同时与美国 FMI 公司采用 PIP 工艺为海军和空军的导弹拦截器姿态控制动力系统制备的 C/SiC 复合材料推力室试车中线烧蚀率数据进行了对比。

5 复合材料推力室与金属头部连接

目前国内复合材料推力室和金属头部间的连

接方式主要为机械连接, 依靠法兰、螺栓、石墨垫片进行连接及密封。机械法兰连接重量大, 同时密封结构容易在发动机长期多次工作中失效, 降低发动机工作的可靠性。因此, 为提高发动机可靠性和性能, 需开展其他连接方式研究, 如焊接连接。

C/SiC 作为一种典型的陶瓷基复合材料, 与金属材料的焊接连接是一直困扰其在液体火箭发动机领域广泛应用的一个难题, 主要原因是 SiC 基体与金属材料原子键结构存在根本上的不同, 以及 C/SiC 复合材料特殊的物理化学性质。C/SiC

复合材料与金属材料焊接连接存在热膨胀系数差异较大、浸润性差导致结合困难、连接界面反应比较复杂影响焊接性能等问题^[9]。上海空间推进研究所较早开展了金属与复合材料连接的研究,并取得了关键技术突破。

上海空间推进研究所与国内某单位合作开展 C/SiC 复合材料与钛合金复合扩散钎焊技术研究。该项技术中,焊料起反应层和缓冲层的作用,有效降低了连接界面的残余热应力。钎料中加入活性元素,使钎料与 SiC 基体分子之间有化学反应发生,在 SiC 基体表面分解形成新相,产生化学吸附机制。同时在焊料中增加填料以缓冲 C/SiC 复合材料与焊接金属之间的热应力。钎焊焊接连接方案发动机样机完成了多台次方案考核热试车,其中单机累计进行了 2500 次脉冲和 120 s 稳态考核,试验后发动机完好,试车过程及试验结果如图 6 所示。

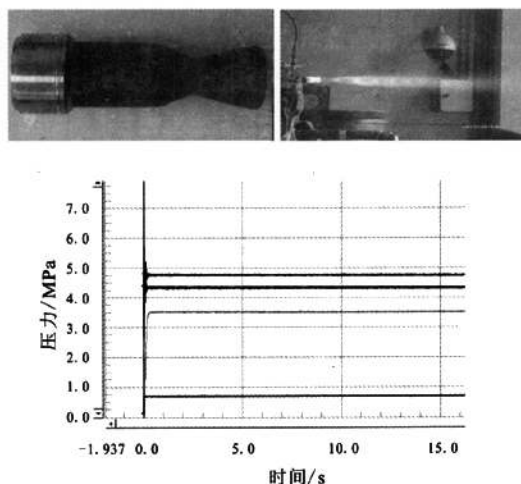


图 6 复合材料-金属焊接热试车及试验数据曲线

Fig. 6 Firing test of composite-metal welded rocket engine and its testing curve

试验考核结果表明,焊接连接方案合理可行。目前正在开展进一步方案优化及可靠性考核,实现其工程化应用。

6 结束语

C/SiC 复合材料具有轻质、耐高温、抗冲刷等优点,因此 C/SiC 复合材料喷管在火箭发动机

领域具有广阔应用前景。根据液体火箭发动机的工作特点,上海空间推进研究所通过对燃烧室结构计算、无损探伤及 C/SiC 复合材料与金属连接等方面的研究,实现了其在液体火箭发动机推力室的应用。

为完善和提高 C/SiC 复合材料在液体火箭发动机推力室上的应用效果,还需进一步开展以下工作。主要包括:1) 改进和完善 C/SiC 复合材料喷管与金属头部焊接技术,真正发挥 C/SiC 复合材料喷管在减轻发动机重量上的作用;2) 研制高性能抗氧化涂层,提高 C/SiC 复合材料喷管的抗高温性能及抗冲刷能力,使推力室能适用高性能、长寿命液体火箭发动机;3) 进一步深入进行无损检测的研究及应用,使之能够更为准确可靠地对推力室质量进行无损检测和评估。

参考文献:

- [1] 邹武, 张康助, 张立同. 陶瓷基复合材料在液体火箭发动机上的应用[J]. 固体火箭技术, 2000, (2):63-67.
- [2] BAKER C. A high temperature, light weight, nozzle materials, AIAA 94-2892 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [3] STEFFIER W S, SHINAVSKI 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, ADA405477 [R]. USA: ADA, 2005.
- [4] MARTIN Minthorn. Advanced carbon fiber reinforced silicon carbide technology for SM3 divert and attitude control systems, N96-284[R]. [S. l.]: Fiber Material Inc., 2002.
- [5] SCHMIDT S, BEYER S, KNABE H, et al. Advanced ceramic matrix composites materials for current and future propulsion technology applications [J]. Acta Astronautica, 2004, 55 (3-9): 409-420.
- [6] 杨海涛. 压力容器的安全与强度计算[M]. 天津: 天津科学技术出版社, 1985.
- [7] 陈烈民, 杨宝宁. 复合材料的力学分析[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006.
- [8] 任家烈, 吴爱萍. 先进材料的连接[M]. 北京: 机械工业出版社, 2000.

(编辑: 王建喜)