

# 陶瓷基复合材料火箭发动机推力室研究进展

刘彦杰<sup>1</sup> 马武军<sup>1</sup> 王松<sup>2</sup>

(1 上海空间推进研究所,上海 200233)

(2 国防科技大学新型陶瓷纤维及复合材料国防科技重点实验室,长沙 410073)

**文 摘** 综述了陶瓷基复合材料火箭发动机推力室国外最新研究进展,介绍了国内在此方面的研究现状,最后对陶瓷基复合材料推力室在国内的发展及应用进行了展望。

**关键词** 陶瓷基复合材料,火箭发动机推力室

## Research Progress in Ceramic Matrix Composites Rocket Thrusters

Liu Yanjie<sup>1</sup> Ma Wujun<sup>1</sup> Wang Song<sup>2</sup>

(1 Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233)

(2 Key Laboratory of Advanced Ceramic Fibres & Composites, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

**Abstract** The development of ceramic matrix composites rocket engine thrusters abroad is reviewed and the domestic progress in ceramic matrix composites thrusters is presented. The prospect of the application of ceramic matrix composites thrusters at home is predicted.

**Key words** Ceramic matrix composites, Rocket thruster

### 0 引言

连续纤维增强陶瓷基复合材料具有高比强、高比模、高可靠性、耐高温以及轻质等优异性能,已成为航空、航天、能源等领域理想的高温结构材料<sup>[1]</sup>。碳纤维增强碳化硅(C/SiC)和碳化硅纤维增强碳化硅(SiC/SiC)为陶瓷基复合材料的杰出代表。

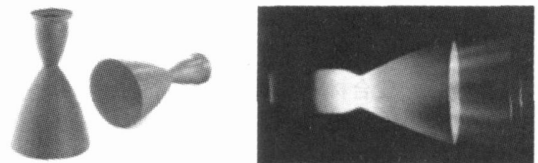
采用C/SiC和SiC/SiC陶瓷基复合材料制备液体火箭发动机推力室,可以减轻发动机结构质量,提高发动机工作温度,简化发动机结构设计,从而大幅度提高发动机整体性能<sup>[2]</sup>。美国、法国、德国、日本等经济和科技强国已在国际上率先开展陶瓷基复合材料推力室的制备及应用研究。本文主要介绍陶瓷基复合材料推力室在国外的最新研究进展以及国内的研究现状,对陶瓷基复合材料推力室在国内的发展及应用进行了展望。

### 1 国外研究进展

#### 1.1 美国

美国十分关注高性能陶瓷基复合材料推力室的

发展及应用。Hyper-Therm HTC, Inc 联合空军实验室采用化学气相浸渍(CVI)技术制备了C/SiC复合材料H<sub>2</sub>(g)/O<sub>2</sub>(l)液体火箭发动机推力室<sup>[3]</sup>,该推力室长457 mm,喷管出口直径254 mm,喉部直径35 mm,设计室压13.79 MPa,设计推力24 915 N。2003年该复合材料推力室的缩比尺寸试件进行了热试车,工作条件:H<sub>2</sub>(g)/O<sub>2</sub>(l)推进剂、燃气温度2 050 °C、燃烧室压力4.1 MPa、推力1 735.2 N的热试车考核,喉部烧蚀速率约2.54 × 10<sup>-2</sup> mm/s(图1)。



(a) C/SiC复合材料推力室 (b) 热试车情况

图1 H<sub>2</sub>(g)/O<sub>2</sub>(l)液体火箭发动机C/SiC复合材料推力室及热试车情况

Fig 1 C/SiC composites thrusters before and during hot-fire testing

收稿日期:2007-01-04

作者简介:刘彦杰,1966年出生,研究员,主要从事高室压、轻质、快响应轨控发动机研制

Hyper-Therm HTC, Inc 还制备出首台能主动冷却的复合材料液体火箭发动机推力室,如图 2 所示。该推力室设计为带冷却通道的轴对称结构,液体在冷却通道流动实现冷却<sup>[4]</sup>。其制备工艺采用 Hi-Nicalon SiC 纤维整体编织,以 CVI 工艺沉积 SiC 基体。热试车考核以  $H_2(1)/O_2(1)$  为推进剂,燃烧室压力为 2.7 MPa,推力室内壁稳态最高温度超过 2370 °C,复合材料推力室通过 30 s 的热试车考核。

美国还积极开展了陶瓷基复合材料推力室在小型固体火箭发动机上的应用,已成功制备出固体导弹用 C/SiC 复合材料火箭发动机推力室<sup>[5]</sup>。C/SiC 复合材料推力室以聚碳硅烷 (PCS) 为先驱体,采用先驱体浸渍裂解 (PIP) 工艺制备而成,材料密度为 2.0 g/cm<sup>3</sup>。推力室壁厚不足 1.5 mm,喉部直径约 5.08 mm。点火试车时火焰温度达到 2038 °C,最大工作压力达到 17 MPa,平均工作压力为 4.6 MPa。完成 8.11 s 试车考核后,喷管喉部直径变化仅为 1.5%。该 C/SiC 复合材料推力室可应用于 SM-3 导弹轨控系统 (图 3)。

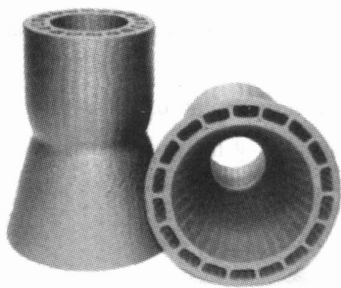
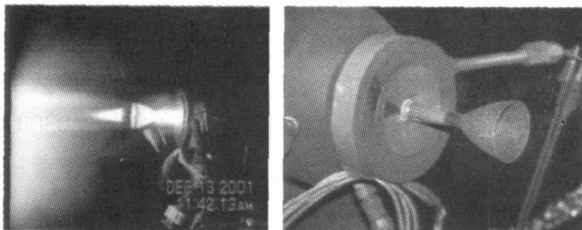


图 2 主动冷却 C/SiC 复合材料推力室  
Fig 2 C/SiC composites thrust chamber with coolant containing tubes



(a) 热试车情况 (b) 试车后

图 3 SM-3 导弹固体轨控发动机 C/SiC 复合材料推力室热试车情况

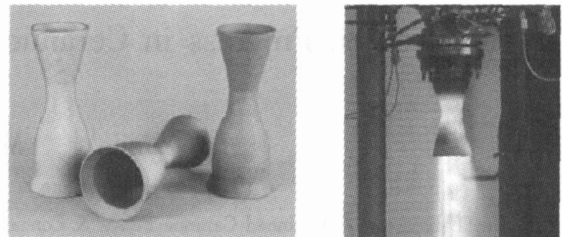
Fig 3 C/SiC thrust chamber during post hot-firing test

## 1.2 欧洲

欧洲众多科研机构从 20 世纪 80 年代开始研制陶瓷基复合材料火箭发动机推力室。法国 Space Transportation 公司与 SEP 公司合作开展 C/SiC 复合材料火箭发动机推力室的研制<sup>[6]</sup> (图 4)。在 1998 年进行了 C/SiC 复合材料燃烧室第一次地面热试车。热试车以四氧化二氮为氧化剂,甲基胍为燃料,燃烧室压力 1 MPa。C/SiC 燃烧室累计工作达 3200 s,其

喉部最高壁温达到 1700 °C。2003 年,经改进后的 C/SiC 复合材料燃烧室在压力为 1.1 MPa 下工作时间达到 5700 s,最高壁温达到 1900 °C。

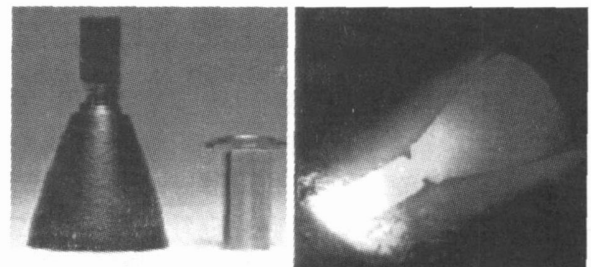
德国 DASA (EADS ST 前身) 采用液相渗硅反应烧结 (LPD) 技术制备出多种规格液体和固体火箭发动机 C/SiC 推力室<sup>[7]</sup>。其中,10 N 双组元卫星发动机推力室 (图 5) 经 400 个热循环试车考核后 (累积工作时间 50 h), 无明显的热老化和热腐蚀现象。DASA 结合缠绕成型技术和 PIP 技术制备出 400 N 卫星远地点发动机 C/SiC 复合材料推力室 (图 6)。该推力室在室压 1 MPa 下累计完成 34 min 的热试车考核,其壁温达到 1277 ~ 1577 °C,考核后无明显的结构和外形变化。



(a) C/SiC 复合材料推力室 (表面涂覆层) (b) 热试车情况

图 4 SEP C/SiC 复合材料推力室及热试车情况

Fig 4 C/SiC combustion chambers coated with layers before and during hot-firing test



(a) C/SiC 复合材料推力室 (b) 热试车情况

图 5 DASA 10 N 双组元卫星发动机推力室

Fig 5 10 N C/SiC satellite thrust chamber

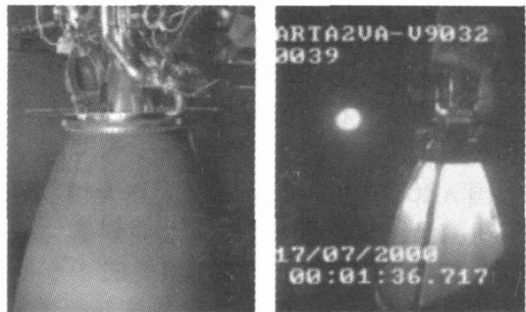


(a) 400 N C/SiC 复合材料推力室 (b) 热试车情况

图 6 400 N 远地点发动机 C/SiC 复合材料推力室

Fig 6 400 N C/SiC combustion chamber before and during hot-firing test

EADS ST于 1998年开始为为 Ariane 5上面级发动机研制的 C/SiC复合材料喷管延伸段<sup>[6]</sup>(图 7),入口 490 mm,厚 3.6 mm;出口 1330 mm,厚 1.4 mm;总长 1360 mm。在 2000年进行了首次热试车,燃烧室压力 1.1 MPa,完成预定程序累计共 150 s。该喷管扩散段碳纤维预制件采用缠绕技术(图 8),然后由 LPI工艺制备而成,其相对金属喷管质量降低了 60%。



(a) C/SiC复合材料推力室  
喷管延伸段 (b) 热试车情况

图 7 Ariane 5上面级发动机 C/SiC复合材料  
喷管延伸段及热试车情况

Fig 7 Ariane 5 ceramic nozzle and  
its hot-firing test

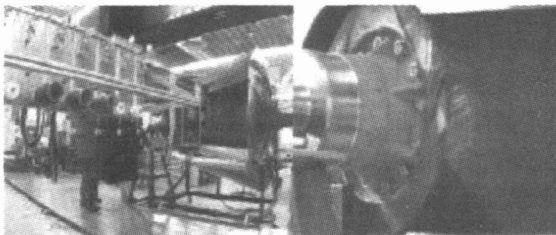
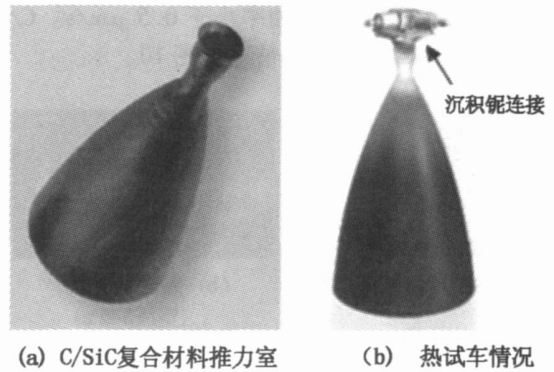


图 8 Ariane 5上面级发动机 C/SiC复合材料  
喷管延伸段碳纤维预制件缠绕情况

Fig 8 Production of aestus nozzle structure by means of  
winding technique at friedrichshafen production centre

基于 C/SiC复合材料推力室在多种空间发动机上的成功应用, EADS ST于近年开始研制 500 N远地点发动机(EAM) C/SiC复合材料推力室<sup>[8-9]</sup>(图 9),拟解决 C/SiC复合材料推力室长寿命工作问题和与非金属的连接问题,其中金属与复合材料连接采用 CVD沉积铌的方法。该发动机设计以甲基肼和四氧化二氮为推进剂,燃烧室压力为 1.0 MPa,设计比冲为 325 s,发动机工作为 10.5 h,服役为 15年。该 C/SiC复合材料发动机计划将于 2008年研制成功。

宇航材料工艺 2007年 第 4期



(a) C/SiC复合材料推力室 (b) 热试车情况

图 9 EADS ST EAM 500 N C/SiC  
复合材料推力室及热试车情况

Fig 9 EADS ST 500 N European Apogee Motor  
(EAM) and its C/SiC thruster

### 1.3 日本

日本政府 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”,主要目的是为航天航空、能源等领域开发耐 1000~2000 以上的高温轻质结构材料。Yamaguchi Hirohide和 Murata Hiroshige 分别在美国申请专利,介绍了陶瓷基复合材料推力室的研制进展<sup>[10]</sup>。他们采用 PIP工艺,经 10周期浸渍裂解使材料致密化。以该工艺制备的推力室进行火箭发动机燃烧试验,推进剂为 NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>,冷却比例分别为 26%和 9%,经四个循环热试车,时间为 22 s,推力室的壁温最高为 1424。

### 2 国内复合材料推力室研究进展

由于复合材料推力室的优异性能,国内也较早开展了复合材料在液体火箭发动机上的研制,其中主要以上海空间推进研究所(SISP)为代表。SISP从“九五”开始研制采用复合材料推力室的液体火箭发动机,但由于复合材料制备工艺的不成熟,导致复合材料推力室应用缓慢,特别是在高室压液体火箭发动机上。近年来,由于 PIP工艺的突破性发展,解决了 C/SiC复合材料的在脆性、抗氧化、致密性、工艺稳定性及制备周期等问题,极大提高了 C/SiC复合材料推力室性能,实现了 C/SiC复合材料在液体火箭发动机的应用,进而推动了液体火箭发动机的研制发展。

#### 2.1 1140 N高室压发动机

SISP从“九五”开始研制该发动机,工作压力 3.0 MPa,推力 1140 N,采用复合材料推力室。该发动机复合材料推力室曾采用 C/C、C/SiC(CVD),但推力室性能和质量不高,最终由国防科技大学采用 PIP工艺制备出 C/SiC复合材料推力室,实现了高室压复合材料推力室研制工作的重大突破。2004年 2月, C/SiC复合材料推力室在燃烧室压力 3MPa工况下,首次突破 120 s稳态和 20 s脉冲的考核程序,累计试车 165 s。同年 6月地面热试车考核中,累计试车时间 283 s。目前 C/SiC复合材料推力室地面热试车累计工作时间超过 510 s,单次长程稳态时间达到 200 s,推力

室抗烧蚀性优异,实测烧蚀率小于  $0.5 \mu\text{m/s}$ 。C/SiC 复合材料推力室及热试车情况见图 10。

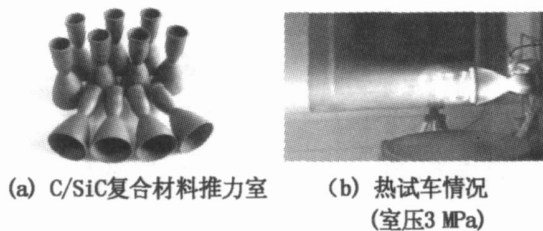


图 10 1 140 N C/SiC 复合材料推力室及热试车情况  
Fig 10 1 140 N C/SiC composites thruster during hot-firing test

### 2.2 490 N 高压压发动机

该发动机由 SISP 研制,其燃烧室压力  $3.5 \text{ MPa}$ ,推力  $490 \text{ N}$ ,C/SiC 推力室采用 PIP 工艺制备,壁厚小于  $1.5 \text{ mm}$ ,质量小于  $28 \text{ g}$ 。该发动机经过了多次地面点火,完成  $120 \text{ s}$  稳态考核要求。推力室和地面点火试验见图 11。

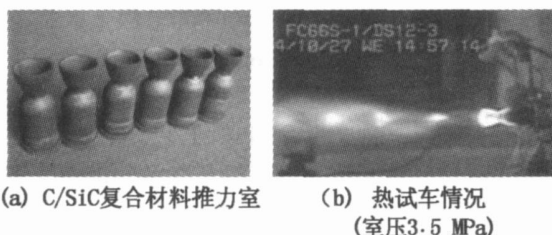
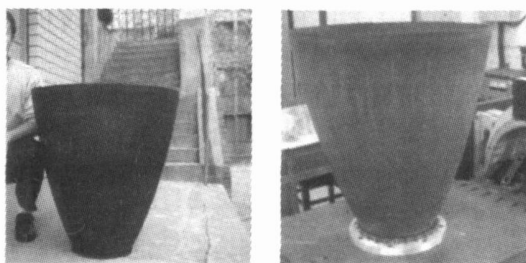


图 11 490 N C/SiC 复合材料推力室及热试车情况  
Fig 11 C/SiC composites thruster during hot-firing test

### 2.3 10 kN C/SiC 复合材料喷管扩散段

由于 C/SiC 复合材料密度较低,制备大尺寸喷管能够明显降低产品质量。SISP 为  $10 \text{ kN}$  液体火箭发动机研制了 C/SiC 复合材料喷管扩散段,仅重  $5.8 \text{ kg}$ ,极大地降低了结构质量,目前已经成功通过了振动试验。具体见图 12。



(a) C/SiC 复合材料扩散段 (b) 振动试验

图 12 10 kN 发动机推力室 C/SiC 复合材料扩散段及振动试验

Fig 12 10 kN C/SiC nozzle and during vibration testing

## 3 待解决问题

在 SISP 和国防科技大学 CFC 重点试验室共同努力下,国内复合材料推力室的研制得到了快速发展。然而随着 C/SiC 复合材料推力室应用范围的扩大,高温高压、大尺寸、长寿命、高精度、高可靠性、低成本、可检测性等要求提出的日趋迫切,亟需解决

的问题主要包括以下 4 各方面。

### 3.1 高温抗氧化涂层

为进一步提高发动机比冲,需提高燃烧室温度,如第三代卫星远地点发动机燃烧室温度大于  $1700$ ,这将对燃烧室产生较大的烧蚀和氧化,而 C/SiC 复合材料已很难满足其长寿命要求。因此迫切需要研制高性能高温抗氧化涂层,这是 EADS ST 500 N 远地点发动机推力室研制过程中需要解决的问题。

### 3.2 复合材料推力室身部与金属头部的连接问题

复合材料推力室和金属头部间的连接方式通常有两种:一是直接焊接,二是利用法兰机械连接。机械连接方式一方面增加了发动机的结构质量,限制了 C/SiC 复合材料喷管减重优势的充分发挥;另一方面机械连接用的柔性石墨密封垫圈容易在发动机长期工作中失效。

美国 ARC 公司和 Ultramet 公司以及俄罗斯的某些科研机构已经实现了 C/SiC 复合材料推力室身部与金属头部的焊接连接<sup>[11]</sup>,如 EADS ST 500 N 远地点发动机采用 CVD 铌涂层与发动机头部焊接。随着 C/SiC 复合材料的发展,复合材料推力室与金属头部的焊接连接将成为影响其应用的关键问题。

目前国内在 C/SiC 复合材料与金属之间的焊接技术还不成熟,SISP 较早开展了复合材料推力室与发动机头部的焊接研究,并采用扩散钎焊钛合金和 CVD 沉积铌两种连接方式进行了复合材料推力室与发动机头部焊接,通过了  $120 \text{ s}$  点火试验,结果表明这两种方案均具有可行性,其中沉积铌焊接效果更好。为了最大地发挥焊接技术的优势,并能够实际应用,焊接连接技术还需进行深一步研究。

### 3.3 复合材料推力室尺寸精度问题

复合材料推力室不同于传统金属推力室,后者可以精确加工到设计尺寸,而复合材料推力室由于基体高硬度以及纤维高耐磨性,使得对其加工非常困难,同时由于其结构特性,过多的机械加工将破坏增强纤维的整体性,导致力学性能下降。目前复合材料推力室的内型面均不加工,由芯模、碳纤维预制品以及复合工艺保证,但尺寸精度达不到设计要求。为了满足高精度要求,须从机械加工、编织工艺、C/SiC 复合材料制备工艺等方面考虑解决这些问题。

### 3.4 无损检测问题

随着 C/SiC 复合材料推力室的应用,对其缺陷的无损检测技术也迫切需要解决。红外热波无损检测技术<sup>[6,12-13]</sup>和工业 CT 无损检测技术<sup>[6,14]</sup>在该方面具有较大优势,其中红外热波无损检测技术不受推力室尺寸和形状限制,对于薄壁复合材料推力室具有较好的检测效果。而工业 CT 具有更好的分辨效果,但是由于其受推力室尺寸限制,并且只能对某一截面进行检测,检测费用也较高。C/SiC 复合材料无损检测

(下转第 11 页)

计算,以下考虑两种情况。

(1)取半径为 3 mm 半球,要保证球面上特征尺度大于 3.09 mm,可取球心角为 80 的弧长,此时  $s = 4.191$  mm,根据 Lees 公式,80 处的热流,  $q_x/q_0 = 0.1$ 。这样公式右边为

$$\iint q_x dS = (q_0 s + 2q_{0s})A/3 = \frac{1-2}{3} q_{0s}A \quad (5)$$

式中,  $A$  为球心角 80 的球面面积。

(5)式表明加于驻点区域的平均热流仅相当于  $0.4q_0$  (即 0.4 倍驻点热流)。

(2)取半径为 50 mm 半球,取 10 球心角,则 10° 圆弧的弧长:

$$s = 8.725 \text{ mm} \quad (6)$$

$s > 3.09$  mm,按 Lees 理论,此时球面上热流  $q_{10} = 0.95q_0$ ,这样

$$\iint q_x dS = \frac{2-9}{3} q_0 s = 0.96q_0 A \quad (7)$$

式 (7) 表面驻点区域的平均热流为  $0.96q_0$ ,接近驻点热流,三维对驻点表面温度影响不大。

## 6 结论

(1)尖化前缘存在着稀薄气体效应,过渡区与自由分子流区的前缘热流虽然沿轴向变化很大,但它仅在 2~3 个自由程内有激烈的变化。尖化前缘热流密度在 2~3 个自由程内有 3 倍的下降,而表面温度仅

有 10% 的下降。这表明激烈变化的热流对结构体实际的内部温度分布不会带来明显的影响。

(2)驻点热流的三维影响,尖化前缘曲率半径小于 5 mm,驻点温度的三维效应十分明显,此时进入驻点的实际热流为驻点热流的 0.4 倍,而对大于 50 mm 的大端头,则进入的实际热流为驻点热流的 0.96。

(3)高热导率的防热材料可降低前缘的最高表面温度,对非烧蚀热防护十分有利,它还可提高后部的表面温度,增加辐射散热的力度,这是非烧蚀热防护的重要机制。

## 参考文献

- 1 Kolodziej P, Bowles J V, Roberts C. Optimizing hypersonic sharp body concepts from a thermal protection system perspective. AIAA98 - 1610
- 2 Kolodziej P et al. Sharp-L1 technology demonstrator development: an aerothermodynamic perspective. AIAA2000 - 2681
- 3 Glass C E, Moss J N. Aerothermodynamic characteristics in the hypersonic continuum-rarefield transitional. AIAA 2001 - 2962
- 4 Santos W F N. Aerothermodynamic characteristics of flat-nose power law bodies in low density hypersonic flow. AIAA 2004 - 5381
- 5 姜贵庆,刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护. 北京: 国防工业出版社, 2003: 36 ~ 38

(编辑 李洪泉)

(上接第 4 页)

技术需要从设备、技术和基础性研究结合起来进行,目前该方面的研究比较薄弱。

## 4 结语

C/SiC 复合材料由于其优异的高温性能和低密度的优势,能够明显提升火箭发动机性能,在火箭姿轨控推进系统发动机等部位有着非常广阔的发展空间。

## 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. 固体火箭技术, 2000; 23: 2
- 2 Baker C. A high temperature, light weight, nozzle materials. AIAA 94 - 2892
- 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
- 4 [http://www.htcomposites.com/ceramic\\_matrixcomposite\\_capabilities.htm](http://www.htcomposites.com/ceramic_matrixcomposite_capabilities.htm)
- 5 Martin M inthom. Advanced carbon fiber reinforced silicon carbide technology for SM3 divert and attitude control systems. FiberMaterial Inc. Final Report, Topic: N96 - 284, 2002
- 6 Schmidt S, Beyer S, Knabe H etc. Advanced ceramic matrix composites materials for current and future propulsion technology applications. Germany: AC - 03 - S 3. 03, 2003

- 7 Papenburg U, Beyer S, Laube H et al. Advanced ceramic matrix composites (CMC's) for space propulsion systems. AIAA97 - 3391
- 8 Beyer S, Immich H, Cahuzac H et al. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion system applications. AIAA2004 - 4019
- 9 <http://telecom.esa.int/telecom/www/object/index.cfm?fobjectid=13349>
- 10 Yamaguchi, Hirohide, Nakamura et al. Method for fabricating ceramic matrix composite. US 6,723,3
- 11 Tuffias R H, Williams B E, Kapan R B. Lightweight inexpensive radiation-cooled advanced composite combustion chambers. AIAA 95 - 2400
- 12 Shepard S M. Advanced in Pulsed Thermography for NDT. 美国 TWT (Thermal Wave Imaging, inc) 公司总裁来华演讲报告提要, 2004
- 13 王迅,金万平,张存林等. 红外热波无损检测技术及其进展. 无损检测, 2004; 26(10): 497 ~ 501
- 14 Ekenhorst D, Goebels J, Riesemeier H et al. Characterization of the micro structure of advanced composites materials by cone beam tomography. In: 44th Congress of The International Astronautical Federation, Graz, Austria, IAF - 93 - I 3. 229, October 16 - 22, 1993

(编辑 任涛)