



固体火箭发动机壳体复合材料研究进展

李莹新 莫纪安 王秀云 郭亚林

(西安航天复合材料研究所, 西安 710025)



摘要: 从增强纤维以及基体树脂两方面介绍了固体火箭发动机壳体复合材料的研究进展情况。增强纤维主要包括玻璃纤维、芳纶纤维和碳纤维; 基体树脂主要包括环氧树脂、氰酸酯树脂、双马树脂和聚三唑树脂的研究情况。

关键词: 壳体; 复合材料; 固体火箭发动机

Progress of Composite for Solid Rocket Motor Case

Li Yingxin Mo Ji'an Wang Xiuyun Guo Yalin

(Xi'an Aerospace Composites Research Institute, Xi'an 710025)

Abstract: The progress of reinforced fibers and matrix resins for composite of solid rocket motor case is introduced in this paper. The reinforced fibers include glass fiber, aramid fiber and carbon fiber; the matrix resins include epoxy resin, cyanate ester resin, bismaleimide resin and polytriazole resin.

Key words: case; composite materials; solid rocket motor(SRM)

1 引言

固体火箭发动机具有结构简单、工作可靠、使用简便、机动性好等优点, 在航天运载、航天器, 特别是现代导弹领域得到广泛应用^[1]。壳体是固体火箭发动机装填固体推进剂的贮箱, 也是推进剂的燃烧场所, 同时还是箭体或弹体的一部分。壳体除承受高温、高压燃气流的内压和载荷的轴压外, 还要承受弹(箭)体其它机械载荷的作用, 这就要求壳体具有优异的强度与刚度。另外, 壳体的结构质量对导弹或火箭而言是消极质量, 要求壳体的结构质量要尽可能小^[2~4]。壳体作为一种高压容器, 通常采用容器特性指数 PV/W 来衡量壳体的性能, 其中, P 为容器的爆破压强, V 为容器的容积, W 为容器的质量。制备高 PV/W 的高性能壳体, 所使用的壳体材料应具有高的比强度、比模量和良好的成型工艺性^[3~4]。

早期的固体火箭发动机壳体主要以满足强度为目

的, 选用强度较高金属材料。例如: 美国“北极星”A1 发动机壳体材料为 M-255 钢, “民兵 I”发动机壳体为 D6AC 钢; 欧洲阿里安 5 运载火箭的捆绑助推发动机 P230 壳体材料为 48CD4-10 钢; 我国长征一号运载火箭第三级发动机壳体也为合金钢壳体^[5~6]。虽然金属材料在设计 and 应用方面都有成功的经验, 但是金属密度较大, 比强度低 (AISI 1045 钢的比强度为 $0.07\text{GPa}\cdot(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})^{-1}$)^[3], 导致金属壳体惰性质量大, 高强度钢壳体的 PV/W 仅为 $5\sim 8\text{km}$, 钛合金壳体的 PV/W 约为 $6.7\sim 11\text{km}$ ^[7], 难以满足高性能火箭、导弹的研制需求。先进复合材料具有高比强度、高比模量、可设计性、耐疲劳、抗冲击、耐腐蚀等优点^[8], 适应了固体发动机壳体高承载能力、低结构质量的技术需求, 已广泛用于研制各类固体火箭发动机壳体。导弹、火箭在大气层中飞行过程中, 发动机壳体表面由于气动热效应会产生较高的温度。当温度超过壳体材料的正常使用温度时, 必须采取防隔热措施, 这会带来壳体惰

作者简介: 李莹新 (1996), 硕士在读, 材料科学与工程专业; 研究方向: 树脂基结构材料及制造。

收稿日期: 2020-07-07

性质量的增加^[9]。采用耐高温的壳体材料是研制高性能先进导弹、火箭的有效途径。本文从增强纤维和基体树脂两方面介绍了用于固体火箭发动机壳体的复合材料技术研究进展情况。

2 增强纤维研究进展

壳体复合材料的比强度和比模量主要来源于增强纤维^[3],高性能增强纤维被开发并应用于固体火箭发动机复合材料壳体^[10]。自二十世纪六十年代至今,在保证使用强度的前提下,以降低壳体的惰性质量(提高壳体的 PV/W)为目的,用于壳体复合材料的增强纤维主要包括玻璃纤维、有机纤维以及碳纤维。

2.1 玻璃纤维

用于固体火箭发动机壳体的玻璃纤维主要为高强玻璃纤维(S 玻璃纤维)^[9],其特点是高强度(拉伸强度 4.58GPa)、低密度(密度 2.5g·cm⁻³)、高比强度(1.8GPa·(g·cm⁻³)⁻¹)、耐高温、阻燃、复合材料纤维强度转化率高^[11-12]。玻璃纤维/环氧树脂复合材料壳体的 PV/W 可达 20~29km,比金属壳体增大了 2~4 倍^[13]。美国 20 世纪 60 年代研制的北极星导弹采用玻璃纤维

复合材料壳体;法国“海神”导弹发动机和 M4 导弹的 402V 发动机为玻璃纤维复合材料壳体^[9]。1990 年我国 SPTM-14 发动机是国内首次通过飞行考核的上面级发动机玻璃纤维复合材料壳体;“开拓者一号”(KT-1)固体小运载火箭第二级和第三级发动机也为玻璃纤维复合材料壳体^[5]。玻璃纤维比强度较高,但是拉伸模量较低(85GPa)。随着对发动机质量比要求的提高,壳体设计的刚度要求亦不断提高,玻璃纤维的应用就受到了限制。

2.2 有机纤维

用于固体火箭发动机壳体的有机纤维主要有两类:聚芳酰胺纤维和聚苯并二噁唑纤维。

聚芳酰胺纤维主要包括美国的 Kevlar 系列、俄罗斯的 Apmoc 和我国的芳纶系列。这类纤维具有高强度(3.45GPa 以上)、高模量(120GPa 以上)、低密度(小于 1.47g·cm⁻³)、高比强度(Kevlar-49 纤维和 Apmoc 纤维的比强度分别达到 2.66GPa·(g·cm⁻³)⁻¹ 和 3.0GPa·(g·cm⁻³)⁻¹ 以上)、耐高温等优点,是较理想的发动机壳体增强材料^[14],Kevlar-49/环氧树脂复合材料壳体的 PV/W 提升到了 26~36km^[7]。常用的聚芳酰胺纤维性能见表 1^[7-11]。

表 1 聚芳酰胺纤维性能

	Kevlar-49	Kevlar-149	Apmoc	芳纶 II
密度/g·cm ⁻³	1.45	1.47	1.45	1.45
拉伸强度/GPa	3.62	3.45	4.40~4.90 4.50~5.20	3.36
拉伸模量/GPa	120	172~180	142~147	121
伸长率/%	2.50	1.80~1.90	3.00~3.50	2.85
比强度/GPa·(g·cm ⁻³) ⁻¹	2.66	1.55~1.70	3.00~3.40	2.12~2.27
比模量/GPa·(g·cm ⁻³) ⁻¹	84	121	98~101	86
生产国家	美国	美国	俄罗斯	中国

美国在七十年代就将 Kevlar-49 纤维复合材料用作三叉戟 I (C4) 导弹的三级发动机、三叉戟 II (D5) 导弹的 III 级发动机、战术导弹“潘兴 II”的两级发动机壳体结构材料;俄罗斯将 APMOC 纤维复合材料用作 SS-24, SS-25 及白杨 M (即 SS-27) 等洲际固体导弹三级发动机壳体结构材料。

聚苯并二噁唑纤维(PBO 纤维)的基本性能见表 2,其优点是具有优异的力学性能(拉伸强度达到 5.8GPa)的同时具有较低的密度(1.56g·cm⁻³),比强度达到 3.7GPa·(g·cm⁻³)⁻¹,美国布伦斯维克(Brunswick)公司使用 5.5GPa 级 PBO 纤维缠绕成型 6 台 Φ250mm 的球型高压容器,并进行了综合实验,测得容器爆破压强为 91MPa,纤维应力为 4.73GPa,纤维强度转化 66

率为 86%,复合材料壳体的 PV/W 高达 65.2km^[3]。PBO 纤维的缺点是与基体树脂界面粘结性能较差,复合材料压缩强度低^[11]。因此,PBO 纤维复合材料在上级固体火箭发动机壳体研制方面有良好的应用前景。

表 2 PBO 纤维性能

	PBO 常规型 (AS)	PBO 高模量型 (HM)
密度/g·cm ⁻³	1.56	1.56
拉伸强度/GPa	5.80	5.80
拉伸模量/GPa	180	280
伸长率/%	3.50	2.50
比强度/GPa·(g·cm ⁻³) ⁻¹	3.70	3.70
比模量/GPa·(g·cm ⁻³) ⁻¹	115	180

有机纤维的主要缺点除了与基体树脂的界面结合性较差、抗压性能低之外，其耐紫外线辐照、耐湿性等也较差。

2.3 碳纤维

用于固体火箭发动机壳体的碳纤维主要为高强中模型碳纤维，几种高性能碳纤维性能如表 3 所示^[15]。其中，IM7 碳纤维的比强度为 $3.27\text{GPa}\cdot(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})^{-1}$ ，比模量为 $152\text{GPa}\cdot(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})^{-1}$ ，T1000 碳纤维比强度能够达到 $4.0\text{GPa}\cdot(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})^{-1}$ ，比模量为 $167\text{GPa}\cdot(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})^{-1}$ 。碳纤维与高强玻璃纤维相比，比模量高 3~5 倍；与 Kevlar49 纤维相比，碳纤维的比模量高 1.5~4 倍。碳纤维/环氧树脂复合材料压力容器的 PV/W 达到 41~50km^[7]，因此，碳纤维在先进武器固体火箭发动机壳体上得到广泛应用^[15~20]。

表 3 碳纤维性能

	密度/ $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	拉伸强度/ GPa	弹性模量/ GPa	延伸率/ %	生产国家
IM7	1.78	5.53	276	2.00	美国
IM8	1.79	5.58	304	1.80	美国
M30S	1.73	5.49	295	1.90	日本
T700	1.80	4.90	230	2.10	日本
T800	1.81	5.49	294	1.90	日本
T1000G	1.80	6.37	295	2.20	日本

日本的 M-5 火箭发动机壳体使用了 IM-7 碳纤维。H-2A 火箭助推器使用 T1000 碳纤维；美国三叉戟 II（D5）导弹的 I、II 级发动机壳体使用了 IM7 碳纤维。STARS 箭靶第三级发动机（Orbus1 发动机）使用了 T800 碳纤维，纤维强度转变率为 87.4%，壳体的 PV/W 为 49km，与相同尺寸的 Kevlar 纤维壳体相比轻 37.5%，与钛合金壳体相比轻 83%。美国陆军研发的小型动能导弹（CKEM）的壳体使用了 T1000/环氧树脂复合材料；

法国 M51 导弹发动机壳体使用了 IM7 碳纤维复合材料；欧空局研制的织女星火箭，I 级发动机 P80 壳体使用了 IM7 碳纤维，II 级发动机 Zefiro23 以及 III 级发动机 Zefiro9 的壳体使用的是 T1000G 纤维/UF3325 树脂复合材料^[21~22]。我国 T700 级碳纤维已经完成工程化研究并开始进行应用研究， $\Phi 150\text{mm}$ 压力容器的 PV/W 为 37.5km；T800 级碳纤维处于工程化研究阶段，并取得技术性突破；T1000 级碳纤维开展相关的基础研究工作^[23~25]。

T1000 等高性能碳纤维是固体火箭发动机复合材料壳体性能优异的增强材料。

3 复合材料基体树脂的研究进展

固体火箭发动机壳体复合材料作为结构材料，从以承载为主要功能向承载与耐热兼顾的结构功能一体化方向发展，以适应新型先进导弹、火箭技术的发展需求。基体树脂的性能对复合材料的成型工艺性、耐热性、耐老化性及耐化学腐蚀性等性能有决定性的影响^[3]。提高壳体复合材料的耐热性目前主要通过提高基体树脂的耐热性来实现。基于复合材料壳体缠绕成型工艺的特点，用于固体火箭发动机壳体复合材料研究与应用的基体树脂主要有环氧树脂、氰酸酯树脂、双马来酰亚胺树脂和聚三唑树脂。

3.1 环氧树脂

环氧树脂固化物具有优异的力学性能、良好的成型工艺性、配方设计的灵活性及多样性等优点^[19]，是固体火箭发动机壳体复合材料的主要基体树脂。表 4 是美国开发的一些固体火箭发动机壳体复合材料所用湿法缠绕环氧树脂配方的组成、基本性能及其应用情况^[3~26]。

表 4 典型环氧树脂体系及其浇注体性能

组分	双酚 A 环氧 Epon828 纳狄克甲基酸酐 NMA 苄基二甲胺 BDMA	双酚 A 环氧 Epon826 1,4 丁二醇二甘油缩水醛 RD-2 40%间苯二胺+60%二氨基二苯基甲 烷: Tonox60-40	ERLA2256（63%双酚 A 环氧 ERL2774+37%二氧化 双环戊基醚 ERLA0400） Tonox60-40	双酚 A 环氧 Epon828 二氧化-四乙烯环己烯 ERLA4206 4,4-二氨基二苯基甲烷 MDA
固化规范	120℃，3h 150℃，24h	60℃，3h 120℃，2h		
拉伸强度/MPa	72.4	75~90	102~108	104
拉伸模量/GPa	3.45	2.50~2.70	3.40~3.50	7.30
断裂应变/%	2.70	7.60~7.80	7.10~7.30	4.60
热扭变温度/℃	128	121	133	140.5
型号应用情况	北极星 A3 民兵 II	三叉戟 IC4 I、III 级	海神 I、II 级	惯性顶级 IUS

环氧树脂还广泛用于美国民兵3导弹Ⅲ级、MX导弹、侏儒导弹发动机壳体,俄罗斯布拉瓦导弹壳体,法国M51导弹壳体,欧洲织女星火箭Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ级发动机壳体(UF3325环氧树脂)以及我国的各类固体火箭发动机复合材料壳体等。

环氧树脂的主要缺点是耐热性较低,空间环境适应性差,尺寸稳定性不好,力学性能随环境温度升高出现较大程度的衰减等^[27~29]。

3.2 氰酸酯树脂

氰酸酯树脂具有良好的力学性能、较高的耐热性(固化物的玻璃化温度在240~290℃)、优良的尺寸稳定性、优异的介电性能、与环氧树脂相近的成型工艺等优点^[3],在耐高温结构复合材料基体树脂的应用方面潜力很大^[30],可应用于航空航天领域^[31~35]。美国陆军飞航导弹研究开发工程中心(AMRDEC)为了改进纤维缠绕导弹壳体结构的热性能以适应导弹制造计划,研制了粘度适中、适于室温湿法缠绕技术的高温氰酸酯树脂配方,制备了T1000GB/氰酸酯 $\Phi 762\text{mm}$ 复合材料压力容器,最高固化温度为260℃。复合材料容器的水压爆破压强分别为33.3MPa和36.7MPa,T1000GB碳纤维环向发挥强度分别为4900MPa和5500MPa,强度转化率分别为78%和86%,破坏部位都在筒身段。国内赵凯等^[36]开发的氰酸酯树脂配方可在室温下湿法缠绕成型。按照双酚A型氰酸酯树脂(CY-1):双酚E型氰酸酯(CY-9)=50:50配比制得的氰酸酯树脂,在25℃下的粘度为800cps,且有较长的试用期,适合湿法缠绕工艺。利用该配方湿法工艺缠绕制备出的T700复合材料NOL环的拉伸强度为2220MPa,单向板的玻璃化转变温度为267.8℃,200℃高温下的强度保留率达到60.4%。

氰酸酯树脂的主要缺点是易结晶,树脂单体熔融温度(80~120℃)较高。这对复合材料的制备带来困难,需进行改性研究以提升氰酸酯树脂的适用性。

3.3 双马来酰亚胺树脂

双马来酰亚胺(BMI)树脂具有耐高温、耐湿热等优点,已广泛应用于制备耐高温复合材料主承力结构^[37]。美国雷锡恩导弹系统公司(RASC)选用BMI树脂研制超声速巡航导弹,就是利用BMI树脂的加工性,优于聚酰亚胺树脂的可重复性,相对较低的成本,在湿环境下连续使用温度超过204℃,最大承受温度超过427℃等优点,可满足超音速AIM导弹短期、瞬间温度高于316℃的使用要求。采用RTM和纤维缠绕工艺制成了CF/BMI复合材料弹体。国内惠雪梅等^[38]通

过改性双马树脂得到一种液态、无溶剂型双马树脂体系,适用于纤维湿法缠绕工艺。利用该改性双马树脂体系湿法缠绕工艺制备出的T700碳纤维复合材料层压板的纵向拉伸强度为1668MPa,纵向弯曲强度为1590MPa,层间剪切强度为73.3MPa。该研究为双马树脂作为固体火箭发动机壳体复合材料的基体材料提供了新的研究方向。

双马来酰亚胺树脂的主要缺点是低沸点溶剂中溶解性差,甚至不溶解,导致制备的预浸料流动性、铺敷性和黏性较差,改善双马树脂的溶解性是目前国内外研究的一个重点。此外,双马来酰亚胺树脂固化成型时需施加一定的压力和较高的温度,这限制了该树脂作为壳体复合材料的应用。

3.4 聚三唑树脂

聚三唑树脂是华东理工大学近年开发的一种可缠绕成型的,在较低温度固化,具有较高耐热性的树脂^[39]。例如牌号为PTA2的聚三唑树脂具有良好的溶解性,80℃就开始固化,玻璃化转变温度为250℃,热分解温度为350℃。T700碳纤维增强PTA2树脂单向复合材料的弯曲强度和弯曲模量分别为1690MPa和136GPa。180℃的弯曲强度和模量保留率分别为64.6%和90.4%,表现出良好的耐热性。T700碳纤维增强PTA2树脂复合材料 $\Phi 150\text{mm}$ 容器的爆破压强达到37.9MPa, PV/W 为41.7km。 $\Phi 480\text{mm}$ 容器的爆破压强达到20.0MPa, PV/W 为38.5km^[40]。可见,聚三唑树脂有望用作耐高温的航天结构复合材料构件,如高速飞行器的壳体及耐高温发射筒等^[41~45]。

4 结束语

壳体是固体火箭发动机的重要组成部分,采用高比强度、高比模量、可缠绕成型的复合材料研制高性能壳体,是提高固体发动机性能的有效途径。新型轻质高强纤维的开发与应用研究和高力学性能、高耐热性、良好成型工艺性的结构功能一体化基体树脂的研究与应用是固体火箭发动机壳体复合材料的一个重要发展方向。

参考文献

- 1 《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999
- 2 杨月成. 火箭发动机理论基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010
- 3 崔红, 王晓洁, 闫连生. 固体火箭发动机复合材料与工艺[M]. 西安: 西

- 北工业大学出版社, 2016
- 4 丘哲明. 固体火箭发动机材料与工艺[M]. 北京: 宇航出版社, 1995
- 5 高巨龙, 于锦生. 复合材料发动机壳体在航天运载中的应用[J]. 纤维复合材料, 2005, 22(3): 53~54, 60
- 6 Mazumdar S K. Composites manufacturing: materials, product, and process engineering [M]. New York: CRC Press, 2002
- 7 王克秀. 固体火箭发动机复合材料基础[M]. 北京: 宇航出版社, 1994
- 8 赵英民, 刘瑾. 高效隔热隔热涂层应用研究[J]. 宇航材料工艺, 2001, 31(3): 42~44
- 9 陈刚, 赵珂, 肖志红. 固体火箭发动机壳体复合材料发展研究[J]. 航天制造技术, 2004(3): 18~22
- 10 陆明, 银美秀, 黄家骥. 浅谈固体火箭发动机壳体材料选择问题[J]. 品牌(下半月), 2015(12): 108
- 11 李成功, 傅恒志, 于翹, 等. 航空航天材料[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 123~185
- 12 李正义, 陈刚. 玻璃纤维缠绕壳体在固体火箭发动机一二级上的应用研究[J]. 航天制造技术, 2011(1): 49~52
- 13 Gupta G S, Kumar N K, Kumar K A. Micro Stress Evaluation and Analysis in FRP Composites for Rocket Motor Casing[J]. Materials Today : Proceedings, 2018, 5(2): 5737~5742
- 14 张雄斌, 贺辛亥, 程稼稷. 芳纶纤维表面改性及其增强树脂基复合材料制备的研究进展[J]. 工程塑料应用, 2018, 46(8): 149~153
- 15 张德刚, 陈纲. 碳纤维树脂基复合材料在防空导弹上的应用[J]. 现代防御技术, 2018, 46(2): 24~31
- 16 Wegner P M, Higgins J E, Van West B P. Application of advanced grid-stiffened structures technology to the minotaur payload fairing[R]. AIAA 2002-1336
- 17 Biskner A, Higgins J. Design and evaluation of a reinforced advanced-grid stiffened composite structure[R]. AIAA 2005-2153
- 18 Zhu Mingming, Li Min, Wu Qing, et al. Effect of processing temperature on the micro- and macro-interfacial properties of carbon fiber/epoxy composites[J]. Taylor & Francis, 2014, 21(5): 443~453
- 19 孙曼灵. 环氧树脂应用原理及技术[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002
- 20 Zhang Jing, He Delong, Wagner H D, et al. Interfacial studies of carbon fiber/epoxy composites using single fiber fragmentation test[J]. Routledge, 2013, 20(6): 421~429
- 21 Stefano B, Michel B, Alessandro T, et al. Vega launch vehicle propulsion systems-an overview of the 2004 development status[R]. AIAA 2004-4212
- 22 Biagioni M, Cutroni M. P80 FW SRM-New technologies for solid motor-status of development[R]. AIAA 2004-4220
- 23 向小波, 蒋永凡, 程勇. 聚丙烯腈基碳纤维及其在固体火箭发动机壳体上的应用[J]. 纤维复合材料, 2015, 32(3): 23~28
- 24 卢天豪, 陆文晴, 童元建. 聚丙烯腈基碳纤维高温石墨化综述[J]. 高科技纤维与应用, 2013, 38(3): 46~53, 74
- 25 孟祥武, 郑志才, 孙士祥, 等. 国产 T700S 碳纤维增强复合材料压力容器
- 的成型工艺[J]. 工程塑料应用, 2018, 46(3): 62~68
- 26 舒碧光, 秦凤平, 王纪霞, 等. 碳纤维复合壳体用基体环氧树脂研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(3): 8~11
- 27 陈平, 李健丰, 蹇锡高, 等. 碳纤维复合材料发动机壳体用高性能树脂基体的研制[J]. 化工进展, 2003(6): 626~629
- 28 陈平, 韩冰, 张春华, 等. 固体火箭发动机壳体用环氧树脂基体的研究进展[J]. 纤维复合材料, 2000, 17(1): 54~56, 45
- 29 魏虹, 刘义华, 张志斌, 等. 耐 160℃ 环氧树脂及其在缠绕壳体上的应用技术研究[J]. 航天制造技术, 2014(5): 22~25
- 30 魏海旭. 碳纤维/氰酸酯树脂复合材料缠绕工艺与性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015
- 31 王晓洁, 梁国正, 张炜, 等. 氰酸酯树脂在航空航天领域应用研究进展[J]. 材料导报, 2005, 19(5): 70~72
- 32 姜宝兴, 王家梁, 张丹枫. 氰酸酯树脂的结构与性能[J]. 绝缘材料, 2005, 38(6): 53~57
- 33 Hamerton I. Recent technological developments in cyanate ester resins[J]. SAGE Publications, 1998, 10(2): 163~174
- 34 Suman J N, Kathi J, Tammishetti S. Thermoplastic modification of monomeric and partially polymerized Bisphenol A dicyanate ester[J]. Elsevier Ltd, 2005, 41(12): 2963~2972
- 35 Zhang Zengping, Liang Guozheng, Wang Xiaolei. Epoxy-functionalized polyhedral oligomeric silsesquioxane/cyanate ester resin organic-inorganic hybrids with enhanced mechanical and thermal properties[J]. Polymer International, 2014, 63(3): 552~559
- 36 赵凯, 高伟, 陈书华. 湿法缠绕成型 T700 碳纤维/氰酸酯树脂复合材料力学性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2019, (2): 91~95
- 37 李健芳, 郭鸿俊, 高杨, 等. MT300/802 双马树脂基复合材料固化工艺及高温力学性能[J]. 宇航材料工艺, 2019, 49(4): 34~40
- 38 惠雪梅, 尤丽虹, 田建团. 新型无溶剂耐高温双马树脂及其碳纤维复合材料[J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(1): 54~57
- 39 江松达, 万里强, 周晓辉, 等. 二炔丙基乙炔基苯胺衍生的聚三唑树脂的合成与性能[J]. 高分子材料科学与工程, 2018, 34(3): 17~21, 29
- 40 杜磊, 黄发荣, 万里强. 新型低温固化高性能聚三唑树脂及其复合材料[J]. 航天动力材料, 2012, 3(2): 1~5
- 41 沈镇, 曾金芳, 王秀云. 聚三唑树脂的耐热性研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(9): 93~98
- 42 倪礼忠. 我国基体材料的发展历程[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(9): 12~18
- 43 刘锋, 周恒, 赵彤. 高性能树脂基体的最新研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(4): 1~6
- 44 Xue Lian, Wan Liqiang, Hu Yanhong, et al. Thermal stability of a novel polytriazole resin[J]. Elsevier B.V., 2006, 448(2): 147~153
- 45 Ye Lvyuan, Wan Liqiang, Huang Farong. A new high performance novolac-based polytriazole resin[J]. SAGE Publications, 2018, 30(1): 109~115