

航空发动机用聚酰亚胺复合材料 研究与应用

王 婧, 廉一龙, 韩秀峰

(中国航发商用航空发动机有限责任公司设计研发中心, 上海 201108)

[摘要] 综述了聚酰亚胺复合材料的研究进展和在航空发动机领域的应用现状。重点介绍了 PMR 型聚酰亚胺树脂基复合材料的性能特点及其在成熟发动机型上的应用情况, 论述了聚酰亚胺复合材料衬套的制备技术、典型产品和研究进展, 指出降低成本、提高耐热性、改善工艺稳定性、建立材料数据库是未来航空发动机聚酰亚胺复合材料产品的发展方向。

关键词: 发动机; 聚酰亚胺; 复合材料; 衬套

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.15.085



王 婧

博士、工程师, 毕业于上海交通大学, 现任中国航发商用航空发动机有限责任公司设计师, 主要从事航空发动机复合材料和非金属材料方面的研究工作。

随着高性能航空发动机技术的迅速发展, 高推重比、低油耗、长寿命和高可靠性成为大涵道比民用航空发动机发展的主要目标。在航空发动机上采用树脂基复合材料取代金属材料, 以达到轻量化的目的, 是优化航空发动机性能, 提高其推重比的有效途径, 也是未来航空发动机材料体系发展的重要趋势^[1-4]。树脂基复合材料的应用水平已成为航空发动机先进性的重要标志。国外先进航空发动机制造公司 GE、P&W、R·R、SNECMA 等研制的系列机型的冷端部件(如转子、静子叶片、风扇包容机匣、外涵机匣、短舱和反推装置等)上树脂基复合材料已经得到较为成熟的应用^[5-6]。

聚酰亚胺树脂具有优异的耐热性能和力学性能, 一直是航空发动机耐高温复合材料研究的重点。环氧树脂长期工作温度不高于 130℃, 双马来酰亚胺树脂为 150~230℃, 而聚酰亚胺树脂可在 280~450℃范

围内使用, 能够用于制造温度更高的冷端部件。聚酰亚胺基复合材料具有良好的机械性能和电性能、高比强度和比刚度、优异的热稳定性和化学稳定性、热膨胀系数小、耐溶剂性强、尺寸稳定性高、易于成型形状复杂的制件, 是目前航空发动机使用较广泛的结构用树脂基复合材料之一^[7-8]。本文将主要介绍 PMR (Polymerization of Monomer Reactants) 型聚酰亚胺树脂基复合材料和聚酰亚胺衬套在航空发动机上的应用情况及其制造技术发展历程。

PMR 型聚酰亚胺树脂基 复合材料

聚酰亚胺树脂的合成是将含有反应性端基的线性聚酰亚胺聚合物经过交联固化生成热固性树脂, 反应性基团的种类包括降冰片烯、乙炔基、苯乙炔基、氰基、马来酰胺、苯乙烯等, 形成不同结构和性能的

聚酰亚胺树脂。经过 40 年的发展, PMR 型聚酰亚胺复合材料形成了耐高温能力涵盖 280~450℃ 的复合材料体系。第一代 PMR 型聚酰亚胺树脂使用温度约为 280~316℃, 代表性产品有 PMR-15、Larc-RP46、KH-304、LP15 等; 第二代耐高温能力提高到 316~450℃, 以 PMR-II-50、V-CAP-75、AFB-700B、KH305、MPI 等产品为代表。

1 第一代 PMR 型聚酰亚胺树脂基复合材料

美国 NASA Lewis 研究中心在 20 世纪 70 年代开发了 PMR 技术, 用于改善聚酰亚胺的成型工艺, 解决了以往芳杂环耐热树脂不熔不溶、难以加工的难题, 成为制备热固性聚酰亚胺复合材料的重要方法之一^[9]。PMR-15 是第一代 PMR 型聚酰亚胺树脂中最成功的产品, 也是第一个得到广泛应用的耐高温复合材料基体树脂^[10-11]。PMR-15 聚酰亚胺树脂基复合材料在 288℃ 以下具有优良的加工工艺性能和热氧化稳定性, 可在 288~316℃ 范围内连续使用 100~1000h, 典型材料的基本性能见表 1^[12]。

在试验发动机 QCSEE (Quiet Clean Short-aul Experimental Engine) 计划中, GE 公司利用热压罐成型技术制备了 PMR-15/T300 复合材料发动机内帽, 其主体为蜂窝夹层结构, 夹芯材料选用 Hexcel 的 HRH327 聚酰亚胺/玻璃纤维蜂窝, 用聚酰亚胺胶粘剂粘接在预成型的蒙皮结构内壁^[13]。内帽能够

经受的最高温度为 260℃, 装配在 QSCEE 发动机上经地面 300h 装机运行, 没有发现明显的性能损失, 这就为 PMR 型聚酰亚胺复合材料在发动机产品的静力结构中的应用提供了可能性。

20 世纪 80 年代, 在 NASA Lewis 和 Navy 的联合资助下, GE 公司采用 T300 碳纤维编织的石墨纤维布增强 PMR-15 聚酰亚胺树脂, 设计、制造和验证了 F404 发动机复合材料外涵机匣, 用以代替原钛合金机匣^[14-15]。复合材料机匣壳体由复合材料层压板构成, 两端分别与钛合金法兰边铆接。在钢制圆筒模具外表面逐层铺设 PMR-15/石墨编织布预浸料, 根据零件的结构、强度和刚度要求设计铺层预浸料的方向、尺寸和厚度, 并确保成型零件流道表面形状与模具一致。再利用真空热压袋技术使预浸料固化成层压板筒状壳体, 切成上下两个半圆筒, 前后与钛合金法兰边铆接, 纵向与复合材料安装边和其他零件装配。经考核验证, 复合材料外涵机匣强度和寿命满足设计要求, 且阻燃性能优异, 代替原钛合金机匣能够使 F404 发动机质量减轻 15%~20%, 费用降低 30%~35%。

在 F404 发动机上取得成功, 复合材料外涵机匣又进一步推广到 F414、F110-GE-132 和 F136 等小涵道比涡扇发动机和 GE90-115B、GENx、BR710、M88-2 等大涵道比涡扇发动机上^[16]。CF6 发动机芯帽、F119 导流叶片、M88 喷口调节

片、PW4000 高压压气机可动叶片、GE90 发动机高压冷却管、YF-120 风扇叶片、F100 增压涵道和尾喷管外调节片和盖板、RB211-524 涡轮机匣等结构也都采用了 PMR-15 聚酰亚胺树脂基复合材料^[17]。

中科院化学所在 20 世纪 70 年代中期开发的 KH-304, 是国内较早研制成功的 PMR 型聚酰亚胺树脂, 类似于 PMR-15, 航空工业北京航空制造工程研究所将 KH-304/HT3 应用于发动机外涵道的制造^[18]。但该类树脂流动性差, 成型压力较高, 制备过程会产生有致癌作用的二氨基二苯甲烷 (MDA)。北京航空材料研究院用低毒性的 2,2'-双(4-氨基苯氧基苯基)丙烷 (BAPP) 替代 MDA 研制了 LP 系列聚酰亚胺树脂, 复合材料可在 280℃ 以下长期工作 2000h 以上。某型号发动机分流环采用 LP-15/G827 单向碳布整体固化的复合材料制备, 其外形尺寸、静力试验和柔度试验均符合设计要求, 经过 20h 装机试用未出现任何异常现象, 和钛合金分流环相比, 复合材料分流环的减重效果达到 40% 以上^[7,19]。

航天材料及工艺研究所采用 KH-308/MT300 聚酰亚胺预浸料制备了航空发动机复合材料喷管外调节片。KH-308 的成型工艺性好, 具有良好的高温保持率和耐热性能, 用复合材料调节片代替钛合金调节片可有效减重 52%, 各项功能指标均满足设计要求, 且已通过装机试验考核^[20]。

表1 PMR-15聚酰亚胺树脂基复合材料性能

纤维增强体	纤维体积分数 /%	玻璃化转变温度 $T_g/℃$	弯曲强度 /MPa		层间剪切强度 /MPa	
			室温	316℃	室温	316℃
Celion 6000 (未上浆)	58.0	340	1758	862	116	53
Celion 6000 (环氧树脂上浆)	59.0	330	1724	800	119	45
G40-700 (未上浆)	57.5	340	1510	814	95	48
G40-700 (环氧树脂上浆)	59.8	335	1379	765	90	44
T-40R (未上浆)	62.0	340	1138	807	61	43
IM6 (未上浆)	57.5	335	1772	786	106	43

2 第二代PMR型聚酰亚胺树脂基复合材料

虽然PMR-15已经获得广泛应用,但是航空发动机技术的不断发展对树脂基复合材料的耐热性能提出了更高的要求,于是研究人员开发了能耐更高温度的第二代PMR型聚酰亚胺树脂,代表性产品有美国的PMR-II-50、V-CAP-75、AFR-700B和国内的KH-305、MPI、TMS-1等^[21-23]。

第二代树脂主要是分子中含氟的聚酰亚胺材料,主链由六氟酐(6FDA)与对苯二胺(p-PDA)反应生成,与第一代产品相比,6FDA化学稳定性更高,形成的主链柔顺性更好,可用于合成工艺的预聚物分子量提高,封端剂含量降低,从而提高树脂的热氧化稳定性。PMR-II-50是美国NASA最早研制的耐高温环境的第二代PMR型聚酰亚胺树脂,长期使用温度为371℃,封端剂仍采用合成PMR-15的降冰片烯酸酐(NA)^[24-26]。美国空军材料实验室研制的AFR-700B树脂采用NA单封端,另一端是含有反应基团的活性胺,有利于促进交联反应的进行程度,增加交联点,提高交联密度,也优化和改善了成型工艺^[27-28]。V-CAP-75树脂也具有相同的主链结构,采用对氨基苯乙烯(PAS)封端,流动性和成型工艺性能更好^[29]。这些聚酰亚胺树脂复合材料的主要力学性能见表2,室温下和PMR-15/碳纤维复合材料力学性能相当。

据报道,PMR-II-50复合材料已用于制造发动机导向叶片衬套和涡轮叶片涂层。GEF-110-IPE AEE

发动机整流环和PLT-210压气机机匣均为V-CAP-75/碳纤维复合材料,分别采用热压罐成型和纤维缠绕成型,已通过300次发动机加速试验^[30]。AFR-700B/碳纤维也应用在涡轮压气机进气道及静子结构中。PW公司采用AFB-700B聚酰亚胺复合材料制造发动机多用途喷管、F119发动机推力矢量喷管和IHPTET计划JTDE验证发动机的球形收敛调节片等,比PMR-II-50具有更高的热稳定性和工艺性。

RTM370是美国NASA开发的适用于RTM成型工艺的聚酰亚胺树脂,由2,3,3',4'-联苯二酐(α -BPDA)和3,4'-二氨基二苯醚(3,4'-ODA)构成主链,以4-苯乙炔基苯酐(PEPA)封端。RTM370工艺性能好,在280℃时粘度仅为1~3Pa·s,工艺窗口期有1~2h,固化的 T_g 为370℃。通过RTM工艺与T650-35碳纤维编织体成型的复合材料在327℃以下力学性能优异,288℃时冲击吸收能量高于室温,1000h后湿热条件下性能保持率良好^[31]。进一步采用真空辅助(VARTM)工艺(外压1.38MPa)制造成型了RTM370聚酰亚胺树脂复合材料,孔隙率6.5%高于RTM工艺的1%,因此力学性能略低^[32]。采用树脂膜熔渗工艺(RFI)评价了RTM370复合材料的性能,考察了室温~288℃温度范围内材料的压缩强度和开口压缩强度,54~232℃和-54~288℃条件下1200个热循环的试验结果表明,复合材料的抗微裂纹的性能良好^[33]。

国内对于第二代PMR型聚酰亚

胺树脂的研制工作始于1980年,航天材料及工艺研究所与中科院化学研究所合作,开发了KH系列聚酰亚胺树脂,如KH305、KH-320B、KH-330、KH-370、KH420等,其中KH305-50的性能与PMR-II-50相当^[34]。KH420/MT300复合材料的高温力学性能优异,层合板在500℃时拉伸强度和模量保持率分别为65%和83%^[35],420℃时弯曲强度保持率达51%^[36]。 α -BPDA聚酰亚胺复合材料在450℃弯曲强度和模量保持率分别大于42%和55%,400℃空气热老化50h后弯曲强度和模量保持率分别大于66%和95%^[37]。北京航空材料研究院也进行了第二代聚酰亚胺树脂产品的研究和开发,采用4-氰基苯二甲酸酐为封端剂制备了TMS-1, T_g 在400℃以上,初始分解温度可达598℃,制备的碳纤维增强复合材料单向力学性能与PMR-II相当。随后开发的MPI树脂具有良好的耐热性能, MPI/AS4碳纤维增强的复合材料用于制造航空发动机尾喷管鱼鳞片^[38-39]。BMP350也属于第二代PMR型聚酰亚胺树脂,其复合材料能在350℃范围内长期工作,短期耐温能力可达400℃,已用于压气机机匣缩比件的制备,性能研究正在开展中。BMP420是新型有机-无机纳米杂化结构的聚酰亚胺材料,进一步提高了聚酰亚胺材料的耐温性能。通过对BMP420聚酰亚胺树脂的化学反应特性、流变性能分析及加压时间和压力等成型工艺参数对复合材料性能影响的研究,确定了最优化的成型工艺^[40]。BMP420聚酰亚胺复合材料能在400~420℃范围内长期工作,短期可达450℃,高温力学性能优异^[41]。

聚酰亚胺树脂基复合材料衬套

发动机可调叶片衬套是装配在高压压气机可调叶片上起减磨作用的关键部件,用以保护叶片轴,磨

表2 国外第二代聚酰亚胺树脂基复合材料性能

材料	弯曲强度 /MPa		层间剪切强度 /MPa	
	室温	371℃	室温	371℃
PMR-II-50/T650	1434	666	77.5	32.0
V-CAP-75/T650	1278	462	68.6	27.9
AFR-700B/ 石英纤维	848	420	59.0	51.7

损到一定程度后需要拆卸更换。发动机衬套所选材料必须能够耐高温(260~400℃)、自润滑、耐磨损和长寿命,而且不能磨损叶片转轴与机匣装配孔^[42-44]。采用耐高温聚酰亚胺材料代替金属材料,衬套的减磨效果和耐久性能要更好;同时由于单台发动机的衬套用量多达上百件,也能够达到减重的效果^[45]。国外针对航空发动机用聚酰亚胺复合材料衬套的研究始于20世纪60年代末^[46],主要为石墨填充聚酰亚胺复合材料,经过40多年的研究与发展已形成了成熟的产品体系,在航空发动机产品上得到了广泛应用。近年来,还出现了纤维编织复合材料、短切纤维复合材料等新的衬套类型^[47-48]。

1 石墨填充线性聚酰亚胺复合材料衬套

石墨填充线性聚酰亚胺是最早应用于航空发动机衬套的复合材料体系,始于20世纪60年代末,以PMDA(均苯四甲酸酐)-ODA(4,4'-二氨基二苯醚)型聚酰亚胺为树脂基体,添加具有自润滑功能的填料石墨,以实现耐热、耐磨、自润滑性能。

国外最早开展石墨填充聚酰亚

型的衬套^[49-51]。表3列出了DuPont Vespel系列材料的主要物理与力学性能。

美国Maverick公司是复合材料衬套的主要生产商之一,产品牌号为Maverick Superimide® T-115,长期使用温度为316℃,具有良好的热稳定性、自润滑性和低摩擦因子,符合ASTM D 6456和GE A50 TF146 B类标准,多用于发动机静子叶片衬套。

20世纪90年代,上海市合成树脂研究所开始进行聚酰亚胺复合材料衬套的研究,突破了国外同类聚酰亚胺树脂化学合成和模压成型等关键技术,开发了RATEM®(雷泰)系列产品,长期使用温度为180~280℃,短期可达450℃。产品形式有管材、棒材、和烧结零件等。主要物理与力学性能见表4。采用YS10-021制造的发动机衬套已经通过考核验证,批量应用于多个型号的国产航空发动机。黎明航空发动机公司为保证聚酰亚胺衬套膨胀和收缩程度在可控范围内,研究了3种聚酰亚胺塑料热膨胀系数,结果表明在300℃以下时,聚酰亚胺的热膨胀系数随温度变化较小,300~500℃时增加速度较快,3种材

料都能够满足型号发动机对耐热性的要求^[52]。

2 纤维增强聚酰亚胺树脂基复合材料衬套

为满足航空发动机对衬套材料耐热性、持久性和可靠性要求的逐步提高,DuPont公司进一步开发了碳纤维管状编织体增强的聚酰亚胺复合材料衬套,将使用温度提高到360~370℃。除了低摩擦因子和低线膨胀系数的特性之外,纤维编织增强聚酰亚胺材料尺寸稳定性比石墨填充材料体系显著提高^[53-54]。DuPont公司这种结构形式的产品主要为Vespel CP系列,包括Vespel CP-8000、Vespel CP-8001和Vespel CP-8002等牌号。Maverick公司生产的纤维编织增强的衬套商品牌号为MVK-19,耐温能力达到371℃。目前,编织纤维增强聚酰亚胺复合材料衬套已在GE、P&W、R·R、SNECMA公司的机型上得到应用,其中GE公司是采用纤维编织增强结构的复合材料制备静子叶片衬套最大的厂商,R·R公司的BR710发动机高压压气机静止叶片衬套也采用了DuPont Vespel CP-8000材料。

为了解决上述两种聚酰亚胺复

表3 DuPont Vespel系列衬套材料的主要性能

材料	石墨添加量 /%	密度 / (g·cm ⁻³)	氧指数 /%	热膨胀系数 / (10 ⁻⁶ ·℃ ⁻¹)	摩擦因子	磨损速率 / (10 ⁻¹⁰ ·m·s ⁻¹)	拉伸强度 / MPa		断裂伸长率 /%		弯曲强度 / MPa		弯曲模量 / MPa		压缩模量	缺口冲击强度 / (J·m ⁻¹)
							23℃	260℃	23℃	260℃	23℃	260℃	23℃	260℃		
SP-21	15.0	1.5	49.0	49.0	0.2	6.3	65.5	37.9	4.5	3.0	110.3	62	3792	2551	2895	42.7
SP-22	40.0	1.7	—	38.0	0.3	4.2	51.7	23.4	3.0	2.0	89.6	44.8	4826	2758	3275	

胺复合材料的是美国DuPont公司,代表性产品为Vespel SP系列,采用热等静压和挤出成型技术,通过在PMDA-ODA型聚酰亚胺树脂中添加不同的功能填料形成。据报道,Vespel SP长期使用温度为260℃,短期最高可达450℃以上^[11]。其中SP-21、SP-22已成功用于制造CFM56、GE-90、GP-7000等发动机

表4 RATEM系列产品的性能

牌号	组成	密度 / (g·cm ⁻³)	热膨胀系数 / (10 ⁻⁶ ·℃ ⁻¹)	摩擦因子	冲击强度 / (MJ·m ⁻²)
YS10-021	YS10,15% 石墨	1.50	50	0.15	25
YS20-023	YS20,10% 石墨	—	—	0.10-0.30	100
YS-280	酰亚胺共聚物,15% 石墨	1.49~1.51	38	0.29	15
YS-330-1	酰亚胺共聚物,15% 石墨	1.49~1.51	34	0.30	19.6
YS-330-2	酰亚胺共聚物,40% 石墨	1.64~1.68	—	0.19	7
YS-380-1	酰亚胺共聚物,5% 石墨	1.44~1.47	—	—	15

合材料制造工艺复杂和成本高的问题,美国 NASA 又进一步开发了短切纤维增强聚酰亚胺复合材料衬套,以短切纤维为增强体与热固性聚酰亚胺为基体的预浸料通过模压成型制备而成^[55-56]。一方面使用低成本的聚酰亚胺树脂作为基体,另一方面优化工艺实现连续化的生产制造过程,大大降低了聚酰亚胺复合材料衬套的制造成本。美国 Maverick 与 U.S.Composites 公司合作采用 AMB-17XLD 树脂制得短切纤维预浸料,再由 NHBB 公司在 300℃ 固化成型制造发动机衬套。该衬套表面质量好,孔隙率低,具有较高的 T_g 和与 PMR-15 衬套相近的热失重^[57]。美国 Foundry Service & Supplies 公司也开发了短切纤维增强、石墨粉料填充的聚酰亚胺复合材料产品 Fibercomp,长期使用温度 316℃,短期使用温度达到 454℃,加工形式多样,可以制成棒材、管材或直接加工成零件。

结论

综上所述,耐高温聚酰亚胺复合材料的应用给航空发动机带来明显的减重效果,提高了发动机性能和效率。但我国聚酰亚胺复合材料在航空发动机上的应用程度和整体技术水平,仍远远落后于国际先进水平。一方面,聚酰亚胺复合材料在国内航空发动机上仍处于小规模试用阶段,并未得到大面积的推广;另一方面,其制备技术和成型工艺复杂,与国外成熟的生产线相比,存在着较大的差距。未来我国航空发动机用聚酰亚胺复合材料的发展建议集中在 4 个方面:

(1) 进一步开发聚酰亚胺及其复合材料产品体系,发展耐高温能力更高的聚酰亚胺材料;

(2) 优化聚酰亚胺成型工艺,提高工艺稳定性,并降低复合材料制造成本;

(3) 建立完备的聚酰亚胺复合材料数据库,为设计提供可靠的许用值和材料性能数据;

(4) 注重聚酰亚胺复合材料在航空发动机部件上的成果转化和应用。

参考文献

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12.
- [2] MAIR R I. Advanced composite structures research in australia[J]. Composite Structures, 2002, 57(1): 3-10.
- [3] 郭桐兴, 王晓青. 航空人的大飞机之梦—曹春晓院士访谈录[J]. 高科技与产业化, 2010, 6(4): 32-34.
GUO Tongxing, WANG Xiaoqing. The dream of aircraft—interview with academician CAO Chunxiao[J]. High-Technology and Industrialization, 2010, 6(4): 32-34.
- [4] 邢丽英, 包建文, 礼嵩明, 等. 先进树脂基复合材料发展现状和面临的挑战[J]. 复合材料学报, 2016, 33(7): 1327-1338.
XING Liying, BAO Jianwen, LI Songming, et al. Development status and facing challenge of advanced polymer matrix composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(7): 1327-1338.
- [5] 梁春华. 纤维增强树脂基复合材料部件在航空涡扇发动机的应用[J]. 航空制造技术, 2008(4): 32-37.
LIANG Chunhua. Application of fiber reinforced polymer matrix composite component on turbofan aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(4): 32-37.
- [6] 高禹, 李洋洋, 王柏臣, 等. 先进树脂基复合材料在航空发动机上的应用及研究进展[J]. 航空制造技术, 2016(21): 16-21.
GAO Yu, LI Yangyang, WANG Baichen, et al. Application of advanced resin matrix composites in aeroengine and its research progress[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016(21): 16-21.
- [7] 陈祥宝. 高性能树脂基体[M]. 北京: 化学工业出版社, 1999.
CHEN Xiangbao. High performance polymer matrix[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 1999.
- [8] MEADOR M A. Recent advances in the development of processable high-temperature polymers[J]. Annual Review of Materials Science, 1998, 28(1): 599-630.
- [9] SERAFINI T T, DELVIGS P, LIGHTSEY G R. Thermally stable polyimides from solutions of monomeric reactants[J]. Journal of Applied Polymer Science, 1971, 16(4): 905-915.
- [10] WILSON D. PMR-15 processing, properties and problems—a review[J]. British Polymer Journal, 1988, 20(5): 405-416.
- [11] LIAW D J, WANG K L, HUANG Y C, et al. Advanced polyimide materials: syntheses, physical properties and applications[J]. Progress in Polymer Science, 2012, 37(7): 907-974.
- [12] SCOLA D A, VONTELL J H. Mechanical properties and mechanism of the degradation process of 316 °C isothermally aged graphite fiber / PMR-15 composites[J]. Polymer Engineering & Science, 1991, 31(1): 6-13.
- [13] STOTTLER C L. Quiet, poworod—lift: propulsion, NASA CP-2077[R]. NASA, 1979: 83-109.
- [14] MCDANELS D L, SERAFINI T T, DICARLO J A. Polymer, metal, and ceramic matrix composites for advanced aircraft engine applications[J]. Journal of Materials for Energy Systems, 1986, 8(1): 80-91.
- [15] PRATT R D, WILSON A J. Fabrication process of a high temperature polymer matrix engine duct[R]. 1985: N86-11290.
- [16] 包建文, 陈祥宝. 发动机用耐高温聚酰亚胺树脂基复合材料的研究进展[J]. 航空材料学报, 2012, 32(6): 1-13.
BAO Jianwen, CHEN Xiangbao. Advanced in high temperature polyimide resin matrix composites for aeroengine[J]. Journal of Aeronautical Materials. 2012, 32(6): 1-13.
- [17] POSTLEWAITE J, PORTER K, MCLAREN D. Application of Gr/PMR-15 to commercial aircraft [R]. 1985: N86-11260 02-24.
- [18] 杨士勇, 高生强, 胡爱军, 等. 耐高温聚酰亚胺树脂基复合材料的研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2000, 30(1): 1-6.
YANG Shiyong, GAO Shengqiang, HU Aijun, et al. Progress in high temperature polyimide matrix resins and carbon fiber reinforced composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2000, 30(1): 1-6.
- [19] 谭必恩, 益小苏. 航空发动机用 PMR 聚酰亚胺树脂基复合材料[J]. 航空材料学报, 2001, 21(1): 55-62.
TAN Bien, YI Xiaosu. High-temperature polyimide composites and its application in aeronautical engine [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2001, 21(1): 55-62.
- [20] 崔超, 易凯, 赵伟栋, 等. 聚酰亚

胺复合材料发动机调节片的研制[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(3): 65-67.

[20] CUI Chao, YI Kai, ZHAO Weidong, et al. Polyimide composite adjustment sheet for aeroengine[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(3): 65-67.

[21] XIE J F, YAO L, XU F J, et al. Fabrication and characterization of three-dimensional PMR polyimide composites reinforced with woven basalt fabric[J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 66(11): 268-275.

[22] LIU P, TRAN T Q, FAN Z, et al. Formation mechanisms and morphological effects on multiproperties of carbon nanotube fibers and their polyimide aerogelcoated composites[J]. Composites Science and Technology, 2015, 117(9): 114-120.

[23] THEILER G, GRADT T. Tribological characteristics of polyimide composites in hydrogen environment[J]. Tribology International, 2015, 92(12): 162-171.

[24] VANNUCCI R D. PMR polyimide compositions for improved performance at 371°C: NASA-TM-88942[C]// Proceedings of the 32nd International SAMPE Symposium and Exhibition, 1987.

[25] VANNUCCI R D, CIFANI D. 700° F properties of autoclave cured pmrii composite[C]// Proceedings of the 20th International SAMPE Technical Conference. Minneapolis: SAMPE, 1988: 562-575.

[26] XIAO Y M, SCOLA D. Microwave cure of graphite fiber/polyimide composites[C]// American Chemical Society (ACS) National Meeting, Washington DC: American Chemical Society, 1995: 344-345.

[27] LEE A. Kinetics of network re-formation in hydrolytic degraded AFR-700B polyimide resin[J]. High Performance Polymers, 1996, 8(4): 475-489.

[28] MORGAN R J, HIN E E, LINCOLN J, et al. Overview of polymer matrix composites performance and materials development for aerospace applications[J]. SAMPE Journal, 2001, 37(2): 102-107.

[29] CHUANG K C, VANNUCCI R D, MOORE B W. Effects of a noncoplanar biphenyldiamine on the processing and properties of addition polyimides[C]//203rd National Meeting of the American Chemical Society "Symposium on Advances in Polymer Matrix Composites", San Francisco: American Chemical Society, 1992.

[30] MEADOR M A, CAMPBELL S G, CHUANG K C, et al. High temperature polymeric

materials for space transportation propulsion applications[C]//Society for the Advancement of Material and Process Engineering, 1995, 268-276.

[31] CHUANG K C, REVILOCK D M, PEREIRA J M, et al. High temperature RTM370 polyimide composites fabricated by RTM: characterization and impact testing[J]. SAMPE Journal, 2013, 49(5): 48-57.

[32] CHUANG K C, CRISS J M, MINTZ E A, et al. Composite properties of RTM370 polyimide fabricated by vacuum assisted resin transfer molding (VARTM)[EB/OL]. https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120000732.pdf.

[33] CHUANG K C, YIP T A. Evaluation of RTM370 polyimide composites by resin film infusion (RFI)[C]//SAMPE Technical Conference. Seattle, WA: SAMPE, 2014.

[34] 赵伟栋, 耿东兵, 敖明. 耐 371°C PMR-II 型聚酰亚胺树脂化学反应特性的研究[J]. 宇航材料工艺, 2001, 31(5): 44-48.

ZHAO Weidong, GENG Dongbing, AO Ming. Study on chemical characteristics of high temperature (371°C) resistant PMR-II polyimide resin[J]. Aerospace Materials & Technology, 2001, 31(5): 44-48.

[35] 高艺航, 石玉红, 王鲲鹏, 等. 聚酰亚胺树脂基 MT300/KH420 复合材料高温力学性能(I)——拉伸和层间剪切性能[J]. 复合材料学报, 2016, 33(6): 1206-1213.

GAO Yihang, SHI Yuhong, WANG Kunpeng, et al. High-temperature mechanical properties of polyimide resin matrix MT300/KH420 composites (I) — tensile and interlaminar shear properties[J]. Acta Materiae Compositae Sinica. 2016, 33(6): 1206-1213.

[36] 高艺航, 石玉红, 王鲲鹏, 等. 聚酰亚胺树脂基 MT300/KH420 复合材料高温力学性能(II)——弯曲性能[J]. 复合材料学报, 2016, 33(12): 2699-2705.

GAO Yihang, SHI Yuhong, WANG Kunpeng, et al. High-temperature mechanical properties of polyimide resin matrix MT300/KH420 composites (II) — flexural properties[J]. Acta Materiae Compositae Sinica. 2016, 33(12): 2699-2705.

[37] 赵伟栋, 王磊, 潘玲英. 纤维增强基于 α -BPDA 聚酰亚胺复合材料性能[J]. 宇航材料工艺, 2012, 42(4): 71-74.

ZHAO Weidong, WANG Lei, PAN Lingying. Properties of fiber reinforced polyimide composite based on α -BPDA[J]. Aerospace Materials & Technology, 2012, 42(4): 71-74.

[38] MOCHIZUKI A, GLAUSER M, SAKAMOTO M, et al. Onepot synthesis of

aromatic polycarbodiimide by in situ activation of diamine[J]. High Performance Polymers, 1998, 10(1): 51-59.

[39] MILLER L M, NEOGI S, GULINO D A. HITEMP review 1992: advanced high temperature engine materials technology program, NASA CP-10082[R]. Washington: NASA, 1991.

[40] 潘玲英, 赵伟栋, 刘含洋, 等. 耐 420°C 聚酰亚胺复合材料成型工艺[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(4): 52-55.

PAN Lingying, ZHAO Weidong, LIU Hanyang, et al. Processing method of polyimide matrix composites for 420°C application[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(4): 52-55.

[41] 王新庆, 周洪飞, 蒋蔚, 等. 耐温 400°C 的 BMP420 聚酰亚胺树脂基复合材料性能研究[C]//第 17 届全国复合材料学术会论文集. 北京: 中国航空学会, 2012: 407-409.

WANG Xinqing, ZHOU Hongfei, JIANG Wei, et al. Study on properties of high temperature BMP420[C]//Proceedings of 17th National Conference on Composite Materials. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2012: 407-409.

[42] TAMAI S, KUROKI T, SHIBUYA A, et al. Synthesis and characterization of thermally stable semicrystalline polyimide based on 3,4'-oxydianiline and 3,3',4,4'-biphenyltetracarboxylic dianhydride[J]. Polymer, 2001, 42(6): 2372-2378.

[43] ABADIE M J M, VOYTEKUNAS V Y, RUSANOV A L. State of the art organic matrices for high performance composites: a review[J]. Iranian Polymer Journal, 2006, 15(1): 65-77.

[44] 赵伟栋, 王磊, 潘玲英, 等. 聚酰亚胺复合材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(4): 14-19.

ZHAO Weidong, WANG Lei, PAN Lingying, et al. Recent advances in polyimides matrix structural composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2013, 43(4): 14-19.

[45] DEXTER H B, DAVIS J G J. Graphite/polyimide composites[J]. British Journal of Psychiatry: the Journal of Mental Science, 1979, 143(8): 301-303.

[46] YOKOTA R. Recent trends and space applications of polyimides[J]. Journal of Photopolymer Science & Technology, 2006, 12(2): 209-216.

[47] DANLY J C. Composite and self-lubricating bushing: US5094548[P]. 1992-03-10.

[48] DINGWELL W T, O'REILLY D P, MESING T C. Variable stator vane bushing:

US6474941[P]. 2002-11-05.

[49] BRUCE R W. Variable stator van bushings and washers: US7207770 [P]. 2007-04-24.

[50] BIERMANN-WEAVER J M, JAIN V K, LAMPORT R A, et al. Resin mixture for friction materials: US5753018[P]. 1998-05-19.

[51] JONES R J, CHANG G E C. Fiber reinforced thermoplastic resin matrix composites: US4880584[P]. 1989-11-14.

[52] 张丽娜, 闫秀芬, 郑立春, 等. 三种聚酰亚胺塑料热膨胀系数测试研究 [J]. 中国新技术新产品, 2014(9): 92.

ZHANG Lina, YAN Xiufen, ZHENG Lichun, et al. Measurement of thermal expansion coefficient of three types of polyimide plastics[J]. China New Technologies and Products, 2014(9): 92.

[53] SLINEY H E, JOHNSON R L. Graphite-fiber polyimide composites for spherical bearings to 340 °C (650 °F): NASA-TN-D-7078 [R]. Washington: NASA, 1972.

[54] FRIEDRICH K, SUE H J, LIU P, et al. Scratch resistance of high performance polymers[J]. Tribology International, 2011, 44(9): 1032-1046.

[55] HUA X, WU F, HE F. New

technology for glass fiber reinforced polyimide moulding compound[J]. China Plastics Industry. 2000, 28(6): 19-20.

[56] YUDIN V E, GOYKHMANN M Y, BALIK K, et al. Carbonization behavior of some polyimide resins reinforced with carbon fibers[J]. Carbon, 2000, 38(1): 5-12.

[57] GRAY R A. Low-cost production of composite bushings for jet engine applications: NASA/CR-1998-208515[R]. Washington: NASA, 1998.

通讯作者: 王婧, E-mail: wangj09@126.com。

Research and Application of Polyimide Composites for Aeroengine

WANG Jing, LIAN Yilong, HAN Xiufeng

(Design and Research Center, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 201108, China)

[ABSTRACT] Research progress and application of polyimide based composites in aeroengine were reviewed. The performance of PMR polyimide composites and its application in aeroengine were introduced, and the preparation process, characteristic products and research advance of polyimide composite bushing were discussed. It is pointed out that the trends of polyimide composites for aeroengine in the future are of lower cost, higher heat-resistance, improved processing stability, and the establishment of polyimide database.

Keywords: Aeroengine; Polyimide; Composite; Bushing

(责编 铃兰)

(上接第84页)

structural materials on aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(4): 51-56.

[57] 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.

ZHANG Litong, CHENG Laifei, XU Yongdong. Progress in research work of new

CMC-SiC[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2003(1): 24-32.

通讯作者: 邹豪, E-mail: topzh17@163.com。

Development Situation and Application of SiC/SiC Ceramic Matrix Composites in Aeroengine

ZOU Hao, WANG Yu, LIU Gang, ZHAO Long, BAO Jianwen

(AVIC Composite Corporation LTD., Beijing 101300, China)

[ABSTRACT] SiC/SiC ceramic matrix composites (CMC) have great potential to be utilized as structure material in gas turbines, due to their excellent properties such as low density, high strength and toughness, superior temperature oxidation and creep resistances, high thermal shock and corrosion resistances, low thermal expansion coefficient. In the present paper, development situation of the domestic and foreign SiC/SiC CMC is systematically reviewed from the fields of silicon carbide fibers, preparation, interphase and coating. Moreover, the application of CMC on hot-structural parts of gas turbines, such as combustor liner, mixer, turbine shroud/wane/blade and nozzle flap, are introduced based on its property characteristic.

Keywords: Silicon carbide fiber; Ceramic matrix composites; Interphase; Coating; Aeroengine

(责编 铃兰)