

先进树脂基复合材料在航空发动机上的应用及研究进展*

高禹¹,李洋洋¹,王柏臣¹,于祺¹,王绍权²,董尚利²,包建文³

(1. 沈阳航空航天大学航空航天工程学部,沈阳 110136;

2. 哈尔滨工业大学材料科学与工程学院,哈尔滨 150001;

3. 中国航发北京航空材料研究院,北京 100095)

[摘要] 随着先进树脂基复合材料在航空发动机上用量的增加和应用范围的扩大,航空发动机部件对材料本身的性能要求也越来越高。从不同种类树脂基体方面综述了近些年航空发动机各部件上先进树脂基复合材料的应用和耐高温性能的研究进展情况,提出了未来的可能发展趋势。

关键词:树脂基复合材料;航空发动机部件;耐高温性能;减重

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2016.21.016



高禹

教授,工学博士,主要研究方向为空间环境因素作用下先进树脂基复合材料的损伤效应及机理、聚合物基复合材料动态力学行为及损伤机理、聚合物基复合材料低成本制备与应用技术,发表学术论文 40 余篇。

近年来,提高航空发动机性能成为航空领域研究的核心问题。高性能航空发动机具有高推重比、低油耗、长寿命等特点,其在一定程度上是国家综合实力的重要标志之一。推重比是航空发动机推力与重量之比,提高发动机推力、减轻发动机重量是直接提高发动机推重比的有效途径。

提高发动机推力可以通过增加涡轮进气口温度实现,传统材料不能满足发动机工作环境对耐高温性能的要求,对新型碳纤维增强树脂基复合材料近些年在提高耐高温性能方面做了很多努力,取得了很大进步。碳纤维增强树脂基复合材料是以树脂为基体,利用高性能纤维作为增强体的一类材料,具有高比模量、高比强度、耐腐蚀、抗疲劳、可设计性强等特点,可满足先进航空发动机对材料的要求^[1-4],已经在航空发动机一些部件中有较为成熟的应用(图 1)。同时,碳纤维增强树脂基复合材料具

有优异的综合性能,因此习惯上已将其称为先进树脂基复合材料^[5]。目前树脂基体按耐高温性能排列主要包括环氧树脂、双马来酰亚胺树脂和聚酰亚胺树脂。

20 世纪 50 年代,国外在先进树脂基复合材料航空涡扇发动机上开展了研究与应用工作^[6],发展到 21 世纪,多项研究与应用工作均取得了很大的进展。其中,航空发动机生产商美国通用电气(GE)、英国罗尔斯-罗伊斯(R-R)、美国普拉特·惠特尼(P&W)等公司致力于研究先进树脂基复合材料在航空发动机各部件的应用,以改善发动机推重比和耗油量。通过了解航空发动机的历史和未来发展趋势,能给下一步先进树脂基复合材料的研究工作指出明确的发展方向。

碳纤维增强环氧树脂基复合材料

碳纤维增强环氧树脂基复合材

* 基金项目:国家自然科学基金(51373102、51073094 和 51303106)和沈阳市人才专项基金(2012081203019)。

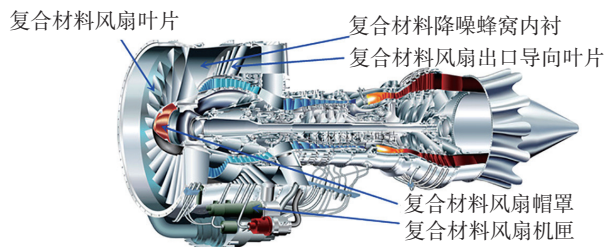


图1 树脂基复合材料在航空发动机上的应用

Fig.1 Application of resin matrix composites in aircraft engine

料工作温度一般不超过 130℃,能满足高性能发动机冷端部件对温度、质量、强度、模量的要求,在风扇机匣及包容环、风扇叶片、风扇帽罩、短舱和反推力装置等部件具有广泛应用^[7-9]。

风扇机匣和包容环的主要功能是防止航空发动机风扇叶片遭异物撞击后脱落造成严重后果,由此风扇机匣及包容环的包容性成为体现航空发动机安全稳定性能的重要指标之一,各国相继发布条款对发动机包容性提出明确要求。风扇机匣和包容环作为航空发动机上最大的防护性结构,它的重量直接影响到航空发动机的推重比。

20世纪70年代,航空涡扇发动机风扇机匣采用全金属材料呈多个环形结构起包容的作用,CFM56发动机风扇机匣采用不锈钢材料,由3个圆环和12根加强肋焊接而成,又在机匣外壁焊接4圈加强肋增强其包容性,其最大的缺点是金属材料的重量问题,相应推重比受到很大影响。为实现减重,逐步使用复合材料替代金属材料,成为风扇机匣及包容环研发的重要目标之一。直到20世

纪90年代,GE公司致力于研究碳纤维增强树脂基复合材料,选用T700碳纤维和PR520环氧树脂进行复合,并成功将全树脂基复合材料应用在GENx航空发动机风扇包容机匣和包容环上,可使发动机减重160kg,材料制备过程采用二维三轴编织技术制造预成型体,RTM技术整体成型。图2为GENx发动机风扇机匣^[10]。刘璐璐^[11]对利用缎纹机织与二维三轴编织不同技术制备的树脂基复合材料分别进行了靶板的冲击试验,分析了冲击后损伤面积的变化规律,研究表明,二维三轴编织复合材料损伤面积更小,有更好的抗裂纹性,采用这种编织的风扇机匣性能更加优异。Zhang等^[12]研究了环氧树脂和三维编织碳纤维/环氧树脂的加速热老化现象,在180℃条件下三维编织碳纤维/环氧树脂试样表面能观察到明显的基体开裂,氧通过裂缝扩散,导致老化速度加快,压缩强度下降。

风扇叶片是航空发动机关键部件之一。文献[13-14]研究发现,纤维增强树脂基复合材料长期处于高

温、热循环、湿热等环境时,会影响材料的各项力学性能、质损率及膨胀系数。马力等^[15]通过试验第1级风扇叶片遭鸟撞后材料损伤情况发现,撞击叶尖和叶中损伤最大,会导致破损、产生裂纹和凸肩搭接等。因此发动机风扇叶片材料的选择尤为重要。航空发动机叶片在工作状态下高速旋转,受到离心力、气动力等载荷作用,叶片本身产生拉伸应力、弯曲应力、扭转应力等。经过试验研究发现,先进树脂基复合材料在满足风扇叶片对各项力学性能要求的同时还能达到减重的目的,是比较理想的风扇叶片材料。

1995年GE90发动机正式投放市场,风扇叶片由IM7中长碳纤维和8551-7环氧树脂复合而成,替代了传统钛合金材料,风扇直径3.12m,转子由22片复合材料叶片组成。由于此材料具有高强度、高抗损伤性能,有“大力神”之称,投产后几十年中遭受多次飞鸟撞击,风扇叶片均没有出现明显损伤。2000年GE公司开始对GE90-115B发动机进行研制,此发动机风扇叶片采用碳纤维增强高韧性环氧树脂基复合材料,风扇直径尺寸3.251m,有效提高了发动机推力。2004年GE90-115B发动机在777-300ER客机上正式应用并成功投入航线运营^[16-17]。GENx作为GE90发动机的衍生品应用在波音787-8的风扇直径2.8m,应用在波音747-8的风扇直径2.7m,叶片数量下降到18片,风扇直径和数量的减小都能达到减重的目的,另外,叶片数量的减少还能有效降低空气阻力,使其在长期工作状态下力学性能更易保持稳定。2007年GENx被安装在波音747-100的2号发动机上进行了第一次飞行^[17]。准备应用于波音777x飞机上的GE9x发动机采用新一代碳纤维环氧树脂基复合材料,制造出比任何在役GE发动机风扇叶片数量更少、厚度更薄的风扇结

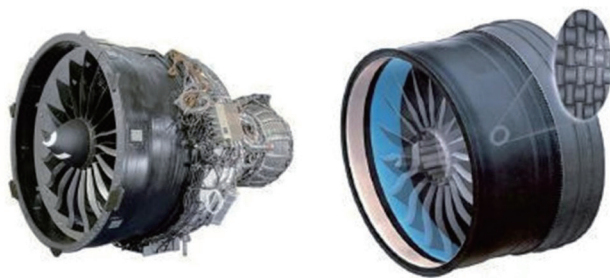


图2 GENx发动机风扇机匣

Fig.2 GENx engine fan casing

构,叶片数量选用16片,因此将有效降低GE9x发动机质量,降低耗油量,使发动机整体性能得到提升。首台发动机在2016年进行测试,2017年将在试飞台上进行飞行测试,计划于2018年取得适航证。

由P&W公司研发生产的4084、4168航空发动机均采用了PR500环氧树脂制造风扇出口导流叶片,较钛合金结构件质量下降了39%,成本降低了38%,PW1000G风扇出口导流叶片以AS7纤维/VRM37环氧树脂为材料,采用RTM成型技术方法制备。由R-R公司生产的TRENT系列发动机也将环氧树脂基复合材料应用于出口导流叶片。V2500发动机采用碳纤维增强环氧树脂基复合材料蒙皮和泡沫蜂窝夹层结构制造短舱进气道,P&W公司生产的4168航空发动机也将复合材料蜂窝夹层结构应用在短舱。R-R公司在RB-211-524发动机上采用树脂基复合材料制造了短舱部件。另外,在航空发动机风扇帽罩、风扇进气导流叶片、风扇轴承支撑结构、轴承封严盖、盖板等结构中碳纤维增强环氧树脂基复合材料都有着不同程度的应用。

碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料

双马来酰亚胺树脂具有较好的热稳定性和抗疲劳性,但模量高、强度较低,用碳纤维增强复合后不仅能保留双马来酰亚胺的优异性能,且强度明显提高。双马复合材料长期工作温度在150~230℃范围内。隋晓东等^[18]研究发现,碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料在150℃温度下加热1000h,力学性能没有出现下降趋势,具有很好的耐热性能。王汝敏等^[19-20]经过试验得出5405双马来酰亚胺树脂浇注体吸湿率很低,T300/5405复合材料在130℃环境下,湿态保持率大多在50%以

上,复合材料具有很好的湿热性能。Hexcel F650树脂可在204.4℃下长期工作,研究发现,Hexcel F650树脂基复合材料具有良好的耐高温性能,应用在航空发动机壳体上将对提高发动机性能产生直接影响^[21]。壳体相对于发动机而言是最大的部件,壳体的重量直接关系到航空发动机整体的重量,且发动机壳体材料的选择直接影响到航空发动机的生产成本,碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料在发动机壳体上的应用展示出了良好的前景。

第21届中国国际复合材料工业技术展览会上,由陕西天策新材料科技有限公司研发生产的低软化点耐高温双马来酰亚胺树脂展示出了很多优异的性能^[22]。普通双马来酰亚胺树脂玻璃化转变温度 T_g 小于180℃,而此种树脂 T_g 大于330℃,力学性能优良,并且大幅度提高了加工工艺性能,用其制备的碳纤维增强复合材料同样具有这些优良特性,有望在航空发动机上得到具体的应用。为实现这一目标,国内外研究人员将碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料放置于不同环境下,测试其各项力学性能。高禹等^[23]对T700/双马来酰亚胺树脂基复合材料进行空气热循环处理,给出了经空气热循环处理后试样低速冲击损伤的演化规律,试验结果表明,同样的冲击能量,空气热循环处理后的试样损伤面积明显大于原始试样。Lü等^[24]将碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料放置于温湿、热氧化、低温多种老化环境下,研究其各项力学性能,试验结果表明湿度和微裂纹在材料内的扩展会对其界面产生不利后果,且经过多种环境处理后,试样的层间剪切强度和弯曲强度皆出现下降趋势,力学性能变差。值得注意的是,一般情况下纤维增强树脂基复合材料中增强纤维与树脂基体的热膨胀系数差异很大,这将导致复合材料在

制备过程中必然要产生残余热应力。特别是对于制备工艺性较差的双马树脂基复合材料来说,固化时产生的残余热应力更容易使材料内部产生缺陷。Kobayashia等^[25]研究表明,碳/双马复合材料在制备时就容易在材料(特别是多向铺层材料)内部产生微裂纹。这样在发动机工作载荷和高温环境作用下制备时产生的微裂纹就会成为裂纹源,进而导致材料受到损伤。因此,环境损伤效应是影响材料力学性能的重要因素之一,研究碳/双马树脂复合材料在不同环境因素作用下的力学性能变化规律对其在发动机上的应用有重要意义。

碳纤维增强聚酰亚胺树脂(PMR)基复合材料

环氧树脂和双马来酰亚胺树脂虽然在复合材料当中占据重要地位,但碳纤维增强环氧树脂基复合材料和碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料的极限耐热温度和长期使用耐热温度均不超过280℃,长期处于高温状态会使复合材料各项力学性能下降,在航空发动机结构中多用来制备使用温度较低的零部件。为了研制出更加耐高温的材料,碳纤维增强聚酰亚胺树脂(PMR)基复合材料进入人们的视野。

早在20世纪70年代,美国NASA研制出可在288~316℃下连续使用1000~10000h的PMR-15聚酰亚胺树脂基复合材料,PMR-15聚酰亚胺树脂成为了第一个高温宇航复合材料树脂^[26-29]。经过一系列对其性能及安全性研究试验,70年代末应用在F100发动机盖板、油箱垫片等部件,有效实现减轻重量和降低费用,且材料力学性能良好。后来由美国P&W和GE公司生产的第4代军用战斗机发动机F119的风扇机匣,由GEAE公司生产的YF120发动机的风扇静子和静子叶片均选

表1 PMR-15复合材料的性能

增强纤维	纤维所占体积分数 /%	玻璃化转变温度 T_g /°C	弯曲强度 /MPa		弯曲模量 /GPa		层间剪切强度 /MPa	
			室温	316°C	室温	316°C	室温	316°C
Celion 6000	60	338	1846	1096	114	91	110	55
Celion 6000 (unsized)	58	340	1758	862	—	—	116	53
Celion 6000 (epoxy sized)	59	330	1724	800	—	—	119	45
G40-700 (unsized)	57.5	340	1510	814	—	—	95	48
G40-700 (epoxy sized)	59.8	33.5	1379	765	—	—	90	44
T40R (unsized)	62	340	1138	807	—	—	61	43
IM6(unsized)	57.5	335	1772	786	—	—	106	43
Celion 6000 (epoxy sized)	53	—	1634	1260	100	88	92	43
Celion 6000 (Aviimid N sized)	61	333	1670	—	—	—	97	—

用了PMR-15基复合材料。第5代军用战斗机发动机在风扇和压气机叶片、支板、进气机匣等部位应用PMR-15聚酰亚胺树脂基复合材料的用量比第4代明显增多,性能更优越。PMR-15复合材料各项性能见表1^[30]。

20世纪70年代中期,中国中科院研制出可在316°C长期使用的KH-304聚酰亚胺树脂基复合材料。与PMR-15相比,具有更好的储存稳定性、出色的高温性能和介电透波性能。中航工业北京航空制造工程研究所将此材料成功应用于航空发动机外涵道,但是在制备过程中使用有致癌作用的MDA(4,4'-二氨基二苯甲烷)树脂流动性差、成型压力要求较高等缺点限制了KH-304树脂的应用。经过试验研究发现,KH-304/碳纤维层压复合材料在高温状态下长时间工作会使结构内部产生微裂纹,为改善这一问题,后续又成功研发出增韧型KH-308树脂,它保持了KH-304树脂的优点,同时提高了耐高温性能,碳纤维/KH-308工作温度可达350°C左右。

美国NASA公司最早研制出了耐371°C高温环境的聚酰亚胺树脂PMR-II,短期使用温度可达400~450°C^[31]。碳纤维/PMR-II与碳纤维/PMR-15复合材料力学性能相当。后来相继研发出来的聚酰亚胺树脂包括PMR-II-50、AFR-700B、V-CAP-75等^[32-35]。碳纤维/PMR-II-50应用在涡轮叶片涂层,碳纤维/AFR-700B应用在涡轮压气机进气道及静子结构等,与碳纤维/PMR-II-50相比,具有更高的热稳定性和工艺性,碳纤维/V-CAP-75应用在PLT-210压气机机匣,各项应用均取得了理想的效果。

随着航空航天技术的发展,对碳纤维增强树脂基复合材料的研究在不断深入,Miller等^[36]研究了石墨片层对碳纤维增强聚酰亚胺树脂基复合材料热氧稳定性的影响,结果表明,石墨片层提供了一层隔离氧气的有效障碍,使材料的热氧稳定性能提升,是一种有效提高材料耐高温性能的方法。Tandon等^[37]研究了PMR-15及其复合材料在高温条件下的热氧老化现象,主要考虑温度、氧浓

度和质量损失3个参数,试验结果表明,一定温度条件下,试验时间小于1000h时,纯树脂PMR比PMR-15基复合材料的热氧老化层更厚,PMR-15基复合材料较纯PMR具有更好的热氧稳定性。Lu等^[38]模拟空间辐照环境对碳纤维增强聚酰亚胺树脂基复合材料的摩擦和磨损性能进行了研究,试验结果表明,材料在辐射环境和启停摩擦条件下显示出优良的耐摩擦性能,有望成为一种在飞行器上应用的耐摩擦材料。高艺航等^[39]研究了碳纤维增强聚酰亚胺树脂基复合材料MT300/KH420不同铺层方式在高温条件下的力学性能,试验结果表明, $[0^\circ]_7$ 铺层方式的单向层合板在500°C条件下具有优异的高温拉伸性能, $[0^\circ]_{14}$ 铺层方式的单向层合板在420°C条件下表现出明显的粘弹效应, $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ]_2$ 铺层方式的多向层合板在高温条件下力学性能较为稳定。

结束语

航空发动机是各类飞机的核心部件,发动机的性能直接影响飞机的

整体性能。先进树脂基复合材料在航空发动机上的应用越来越广泛,所占的比重越来越多。未来,先进树脂基复合材料的研究将致力于耐高温性能的探索和减轻发动机重量两个方向。在耐高温性能方面应着重研发更高温环境下能长期使用,且各项性能均保持稳定的先进树脂基复合材料。在减重方面将选用低密度原材料,改善结构设计,优化生产工艺,制造更轻薄、性能更强的零部件,达到航空发动机整体减重的目的,最终实现提高发动机性能的目的。

参考文献

- [1] 许丽丹,王澜. 碳纤维增强树脂基复合材料的应用研究[J]. 塑料制造, 2007(1):81-85.
- [2] 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.
- [3] ROBERT I M. Advanced composite structures research in Australia[J]. Composite Structures, 2002, 57: 3-10.
- [4] MCDANELS D L, SERAFINI T T, DICARLO J A. Polymer, metal, and ceramic matrix composites for advanced aircraft engine applications[J]. Materials for Energy Systems, 1986,8(1):80-91.
- [5] 陈巍. 先进航空发动机树脂基复合材料技术现状与发展趋势[J]. 航空制造技术, 2016(5):68-72,92.
- [6] 梁春华. 纤维增强树脂基复合材料部件在航空涡扇发动机上的应用[J]. 航空制造技术, 2008(4):32-37.
- [7] ABLIZ D, DUAN Y G, ZHAO X M, et al. Low-energy electron beam cured tape placement for out-of-autoclave fabrication of advanced polymer composites[J]. Composites: Part A, 2014,65:73-82.
- [8] KLOCKE F, SOO S L, KARPUSCHEWSKI B, et al. Abrasive machining of advanced aerospace alloys and composites[J]. Manufacturing Technology, 2015, 64:581-604.
- [9] HUANG Y K, FRINGS P H, HENNES H. Mechanical properties of Zylon/epoxy composite[J]. Composites, 2002,33:109-115.
- [10] 陈光. 用于波音787客机的GENx发动机设计特点[J]. 航空发动机, 2010,36(1):1-6.
- [11] 刘璐璐. 二维三轴编织带缠绕碳纤维复合材料机匣包容性研究[D]. 杭州:浙江大学, 2014.
- [12] ZHANG M, SUN B Z, GU B H, Accelerated thermal ageing of epoxy resin and 3-D carbon fiber/epoxy braided composites[J]. Composites:Part A, 2016, 85:163-171.
- [13] 高禹,王钊,卢少微,等. 影响纤维增强树脂基复合材料层合板疲劳性能的主要因素[J]. 航空制造技术, 2013(15):91-95.
- [14] 高禹,王钊,陆春,等. 高性能树脂基复合材料典型空天环境下动态力学行为研究现状[J]. 材料工程, 2015,43(3):106-112.
- [15] 马力,姜甲玉,薛庆增. 航空发动机第1级风扇叶片鸟撞研究[J]. 航空发动机, 2014,40(2):65-69.
- [16] MARSH G. Aero engines lose weight thanks to composites[J]. Reinforced Plastics, 2012,56(6): 32-35.
- [17] 陈光,邱明星. GE90-115B发动机结构设计特点分析[J]. 航空发动机, 2013,39(3):1-5.
- [18] 隋晓东,梁成利,刘文博,等. 高温老化对碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料力学性能的影响研究[J]. 纤维复合材料, 2011(1):21-23.
- [19] 王汝敏,马蕊然,舒武炳,等. 5405改性双马来酰亚胺树脂基复合材料的湿热老化特性[J]. 高分子材料科学与工程, 1994(4):85-91.
- [20] 王汝敏,舒武炳,宁荣昌,等. 5405双马来酰亚胺树脂基复合材料湿热性能研究[J]. 材料科学与工艺, 1995,3(4):80-85.
- [21] 张晓虎,孟宇,张炜. 碳纤维增强复合材料技术发展现状及趋势[J]. 纤维复合材料, 2004,21(1): 50-53.
- [22] 第21届中国复材展“CCE-JEC创新产品奖”获奖产品介绍[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(9):117-122.
- [23] 高禹,孙运刚,董尚利,等. 空气热循环对T700/双马来酰亚胺复合材料低速冲击性能的影响[J]. 复合材料学报, 2015,32(6):1673-1680.

velocity impact property of T700/bismaleimide composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015,32(6):1673-1680.

[24] LÜ X Y, WANG R G, LIU W B, et al. Surface and interface properties of carbon fiber composites under cyclical aging[J]. *Applied Surface Science*, 2011,257:10459-10464.

[25] KOBAYASHIA S, TAKEDA N. Experimental characterization of microscopic damage behavior in carbon/bismaleimide composite-effects of temperature and laminate configuration[J]. *Composites: Part A*, 2002,33:1529-1538.

[26] PARK S J, LEE H Y, HAN M, et al. Thermal and mechanical interfacial properties of the DGEBA/PMR-15 blend system[J]. *Journal of Colloid and Interface Science*, 2004,270:288-294.

[27] LIAW D J, WANG K L, HUANG Y C. Advanced polyimide materials: Syntheses, physical properties and applications[J]. *Progress in Polymer Science*, 2012,37:907-974.

[28] MCCLUNG A J W, RUGGLES-WRENN M B. The rate (time)-dependent mechanical behavior of the PMR-15 thermoset polymer at elevated temperature[J]. *Polymer Testing*, 2008,27:908-914.

[29] JOHNSON L L, EBY R K, MEADOR M A B. Investigation of oxidation profile in PMR-15 polyimide using atomic force microscope (AFM)[J]. *Polymer*, 2003,44:187-197.

[30] 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.

[31] 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. Advance in high temperature polyimide resin matrix composites for aeroengine[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2012,32(6):1-13.

[32] 杨士勇, 高生强, 胡爱军, 等. 耐高温聚酰亚胺树脂及其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.

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

[34] LIU P, THANG Q T, FAN Z. Formation mechanisms and morphological effects on multi-properties of carbon nanotube fibers and their polyimide aerogel-coated composites[J]. *Composites Science and*

Technology, 2015,117:114-120.

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

[36] MILLER S, PAPADOPOULOS D, HEIMANN P, et al. Graphite sheet coating for improved thermal oxidative stability of carbon fiber reinforced/PMR-15 composites[J]. *Composites Science and Technology*, 2007,66:2183-2190.

[37] TANDON G P, POCHIRAJU K V, SCHOEPPNER G A. Thermo-oxidative behavior of high-temperature PMR-15 resin and composites[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2008,498:150-161.

[38] LÜ M, ZHENG F, WANG Q H, et al. Friction and wear behaviors of carbon and aramid fibers reinforced polyimide composites in simulated space environment[J]. *Tribology International*, 2015,92:246-254.

[39] 高艺航, 石玉红, 王鲲鹏, 等. 碳纤维增强聚酰亚胺树脂基复合材料 MT300/KH420 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 Kumpeng, et al. High-temperature mechanical properties of carbon fiber reinforced polyimide resin matrix composites MT300/KH420(I)—Tensile and interlaminar shear properties[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016,33(6):1206-1213.

Application of Advanced Resin Matrix Composites in Aeroengine and Its Research Progress

GAO Yu¹, LI Yangyang¹, WANG Baichen¹, YU Qi¹, WANG Shaoquan², DONG Shangli²,
BAO Jianwen³

(1. Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

3. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

[ABSTRACT] With advanced resin matrix composites in aeroengine, an increase of coverage and the expansion of application scope, the aeroengine components have required better and better properties in the aspect of materials. This paper describes the aspects of different types of resin matrix aeroengine components on the application of advanced resin matrix composite materials and the research progress of high temperature resistant performance in recent years, and puts forward the possible developing trend of the future.

Keywords: Resin matrix composites; Aeroengine component; High temperature resistance; Loss weight

(责编 大漠)