

航天先进树脂基复合材料制造技术及其应用

赵云峰^{1,2} 孙宏杰^{1,2} 李仲平^{1,2}

(1 航天材料及工艺研究所,北京 100076)

(2 中国航天科技集团公司复合材料成形与加工工艺技术中心,北京 100076)

文 摘 主要介绍了我国航天工业领域先进树脂基复合材料的原材料(增强材料和基体树脂)、成型工艺技术(热压罐工艺、RTM 工艺、缠绕成型工艺、自动铺放技术)和复合材料制品的加工装配工艺技术和应用等方面的最新进展,并讨论了我国航天先进树脂基复合材料制造技术的发展趋势。

关键词 航天,树脂基复合材料,制造,加工,装配,工艺

中图分类号:V45,V46

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.04.001

Manufacturing Technology and Its Application of Aerospace Advanced Polymer Matrix Composites

ZHAO Yunfeng^{1,2} SUN Hongjie^{1,2} LI Zhongping^{1,2}

(1 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

(2 Manufacturing Technology Center of Advanced Composite of China Aerospace Science & Technology Corporation, Beijing 100076)

Abstract The manufacturing technology of aerospace advanced polymer matrix composites in China and their main raw materials have made great progress during past 30 years. The advanced polymer matrix composites have been widely applied in aerospace industry. It is comprehensively summarized in this paper that the recent progress of the main raw materials(matrix resin and reinforced fibers) and the main aspects of the manufacturing technology for aerospace advanced polymer matrix composites in China, including composite forming technique(autoclave, resin transfer molding process, filament winding, automated fiber placement techniques) and machining processing and assembly process technique. The future development trends of aerospace advanced polymer matrix composites in China are discussed.

Key words Aerospace, Polymer matrix composite, Manufacture, Machining, Assembly, Processing

0 引言

先进树脂基复合材料因其比强度和比模量高、可设计性强等优点,在航空航天领域的应用范围和用量不断扩大,其用量也成为衡量武器装备先进性的重要标志。经过 40 多年的发展,先进树脂基复合材料已形成了适合航天飞行器不同结构类型、满足不同使用要求的材料体系及制造技术,对航天产品的轻量化、小型化和高性能化起到了至关重要的作用。目前,先进树脂基复合材料已逐渐取代铝合金等材料,广泛应用于制造导弹、运载火箭以及卫星等产品的结构部件^[1-9]。本文主要介绍航天先进树脂基复合材料制造技术及其应用情况。

1 航天先进树脂基复合材料体系

1.1 主要增强材料

航天先进树脂基复合材料主要的增强材料包括碳纤维和芳纶纤维等高性能纤维,而目前用得最多和最重要的仍是碳纤维。1980 年以来,国外碳纤维的品种和性能有了较大发展,高强碳纤维从 T300、IM7、IM8,发展到 T700、T800、T1000,并已开始工程应用;高模碳纤维也从 M40 发展到 M55J、M60J,品种逐渐丰富,多种品级的碳纤维满足了不同的需求,为航天先进复合材料的广泛应用奠定了坚实的基础。目前对碳纤维的研究主要集中于提高模量和强度、降低制造成本。美国建成微波碳化试验线,使碳纤维的生产

成本降低约 20%^[8]。

近些年来,我国的碳纤维用量已占全球总量的 20%以上,有些牌号已经可以批量生产。目前 T300 级国产碳纤维已应用于主承力部件。大量应用研究表明,国产 T300 级碳纤维的单丝拔脱性能、弯曲及层间剪切性能均达到了 T300 水平,破坏后界面的微观形貌相近,界面粘接强度较高,能够满足层合板及结构件成型工艺要求,工艺稳定性较好^[10];采用相同树脂体系及成型工艺制造的典型结构件外观及内部质量良好,制品承载能力亦与 T300 相当,能够满足结构使用要求。国产高模碳纤维改性氰酸酯复合材料的力学性能达到国外同类纤维复合材料的水平,其耐高温性能、耐空间环境性能等满足使用要求^[11]。

文献[12]对国产 MT700C 碳纤维和东丽 T700SC 碳纤维的研究结果表明,MT700C 碳纤维表面 O/C 比和活性碳原子含量比 T700SC 碳纤维高,并且表面具有明显的沟槽,因此 MT700C 与树脂的浸润性好于 T700SC 碳纤维,可以与 603 树脂形成具有良好界面粘结的复合材料。MT700C/603 复合材料在室温干态条件下的层剪强度大于 T700SC/603 的。但是在湿热老化环境中,T700SC/603 复合材料的剪切强度保留率大于 MT700C/603 的。航天材料及工艺研究所对 MT700、UT500 及 T700S 碳纤维及其复合材料的性能进行了系统的对比研究,结果表明,MT700 碳纤维拉伸性能达到同级别进口碳纤维水平且具有高模量特征。MT700 碳纤维表面均布沟槽的特点使其复合材料表现出良好的界面性能和拉伸压缩匹配性,MT700 碳纤维适合制备航天产品复合材料复杂承力结构件。

文献[13]对国产的两种高强中模型碳纤维与日本 T800H 碳纤维的研究结果表明,2 种国产的高强中模型碳纤维 GT800A 和 GT800B 都采用湿法纺丝工艺制备,表面沟槽较浅,表面形貌优于日本 T800H,但在断面形貌、石墨微晶结构和微孔结构等微观结构上仍有一定差距,需从工艺上进行改进。国产化的 T800 及 T700 级碳纤维的单丝性能与进口纤维接近,但其单向复合材料的性能与进口纤维仍有一定差距^[14]。

1.2 主要树脂基体

1.2.1 环氧树脂

环氧树脂基体具有工艺性能良好、综合力学性能好、成本低等优点,是目前应用最广的结构复合材料基体^[15]。自 20 世纪 70 年代发展至今,树脂体系也由最早的脆性较大的基础环氧体系发展至高韧性的环氧体系,复合材料的抗冲击性能大幅提高,由 200 MPa 以下提高到 300 MPa 以上。

目前,国外环氧预浸料的生产厂商主要有日本东丽、CYTEC 公司、ACG 公司以及 HEXCEL 公司等,其

预浸料已大规模应用在航天构件中,并逐渐从次承力件向主承力件拓展,典型应用如三叉戟 2 潜基战略导弹一、二级,“侏儒”导弹的一、二、三级发动机壳体,“阿里安 5”运载火箭整流罩、级间段,DELTA 系列火箭级间段、整流罩,国际空间站的支承桁架系统,卫星的承力筒壳体、太阳能电池阵结构能源系统等关键主承力构件。与铝合金构件相比,可实现 30%以上的结构减重,有效提高了武器的战技性能。

国内已经初步形成了与 T300、T700、T800 级碳纤维匹配、满足不同使用需求的环氧树脂基体,先后开发了韧性、高韧性、低介电、始加压等系列化的环氧树脂基体,其复合材料也已在运载火箭、卫星上得到广泛应用。此外,针对低温贮箱和压力容器等特殊应用领域,国内外开始了低温环氧树脂体系的研制。目前,国外耐低温环氧复合材料已在 X-33、X-34 低温贮箱中进行了系列试验验证,国内低温环氧复合材料已应用于低温连接杆的研制。针对在低温环境使用的结构复合材料,研制了 RTM 用环氧树脂 R605,并对其工艺操作窗口,浇注体和复合材料的常温低温力学性能进行了测试。结果表明:35℃时树脂成型工艺窗口不低于 4 h,250 min 内树脂黏度 ≤ 800 mPa·s,适用于 RTM 工艺操作。浇注体-100℃下的弯曲强度和模量、拉伸强度和模量较常温分别提高 61.5%、71.2%、38.8%和 48.0%,但断裂延伸率有明显降低;同样,R605/SW280 玻璃布和 R605/T300 碳布复合材料在-50℃和-100℃下的弯曲和剪切性能较常温亦有所提高,且前者的以上性能相对后者提高明显。

1.2.2 双马来酰亚胺树脂(BMI)

双马来酰亚胺树脂具有良好的耐湿热、耐高温、吸湿率低和线胀系数小等优点,克服了环氧树脂耐热性相对较低的缺点,且具有较好的工艺性,因此得到了迅速发展和广泛应用^[16]。国内外对该类树脂及其复合材料的成型工艺开展了大量研究工作,包括热压罐成型工艺、RTM、RFI、模压成型、缠绕成型及电子束固化工艺等均有报道。国外已经开发出多种商品化的共聚改性双马树脂,如美国 Narmco 公司研制开发的 5250 树脂,其复合材料具有优良的耐湿热、耐高温的性能。其中 IM7/5250-4 双马树脂复合材料已在 X-37B 空天飞行器机身蒙皮和梁、X-33 空天飞行器翼面板蒙皮和箱间段等高温部件中成功应用。美国 Cytec 公司并购 Narmco 公司以后,又开发出 5260 树脂,其复合材料 CAI 值为 345 MPa,最高使用温度达 177℃,Cytec 公司最新开发的 5270 双马树脂复合材料连续工作温度达 250℃。此外,美国 Hexcel 公司的 F178、Polymeric 公司的 V378 和 V391、Ciba-Geigy 公司的 R6451 和 XU292,法国 Rhone-Poulenc 公司的 Kerimid 系列等 BMI 树脂都得到了应用。德国 Boots Technochem 公司开发了 Compimide 系列无溶剂环

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 4 期

境友好型 BMI 树脂。

航天材料及工艺研究所研制的 GW-300、803 双马树脂体系,最高耐温等级达到 300℃,已在多个耐高温部件上成功应用。研制的高韧性双马复合材料满足空间环境可重复使用的应用需求。表 1 为部分典型双马树脂基复合材料性能。适于 RTM 工艺用的 R801 双马来酰亚胺树脂,黏度随温度变化曲线表明 R801 在 70~110℃ 黏度 < 800 mPa·s,具有不少于 7 h 的适用期;R801/MT300 碳布复合材料在 200、250、

300℃ 时,其力学性能保持率分别 > 84.7%、68.5%、62.9%^[17]。

北京航空制造工程技术研究所研发了 QY8911、QY9511 BMI 树脂,适于湿法制备预浸料,固化物具有较好的耐热性能。西北工业大学研发了 4501 系列 BMI 树脂,具有较好的黏性和铺覆性。北京航空材料研究院开发了 5405、5428、5429 等 BMI 树脂,适于制备热熔法预浸料,成型工艺性好,其复合材料具有较好的韧性。

表 1 典型双马树脂基复合材料性能

Tab.1 Typical properties of Bismaleimide resin/carbon fiber composite

牌号	拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /GPa	短梁剪切强度 /MPa	CAI /MPa	T_g /℃	生产 厂家
IM-7/5250-4	2618	162	139	208	300	Cytec
IM-7/5260	2690	165	159	352	177	
T300/803	1500	131	110	130	320	航天材料及工艺 研究所
T700/803	2010	132	71	120	320	
T800/韧性双马	2660	173	109	210	280	

1.2.3 氰酸酯树脂

氰酸酯树脂具有耐热性好、低吸水率、低介电常数和介电损耗、成型收缩率低、尺寸稳定性好等优点,主要应用于电子及航空航天领域。目前国外 Hexcel、Tencate、ACG、Cytec 等均形成了氰酸酯及其预浸料的系列化、规模化生产。氰酸酯复合材料已全面替代空间环境用环氧树脂复合材料,应用于卫星结构材料,目前已应用的型号有 GPS、LM700、A2100 等。此外,美国海军实验室采用 EX1515 氰酸酯复合材料体系制造了全复合材料可见光空间望远镜,并进行了光学和结构等方面的相关试验工作。

国内在氰酸酯树脂方面的研究始于 20 世纪 90 年代,经过近 20 余年的发展已经取得了一定的研究成果,北京卫星制造厂已将双酚 A 型氰酸酯树脂应用于多个卫星的承力板、结构筒、天线、太阳翼基板等构件^[18]。航天材料及工艺研究所研制的改性氰酸酯树脂体系适合热熔法制备预浸料,力学及介电性能优良,适于高性能透波材料等使用,已经得到应用^[19];研制的二烯丙基双酚 A 和二苯甲烷型双马来酰亚胺改性的氰酸酯树脂固化起始温度降低了约 60℃, T_g 约 270℃,在 7~15 GHz,其介电常数 < 3,介电损耗 0.008~0.01,显示了在高频下良好的介电性能,该树脂可作为高温透波复合材料树脂基体使用^[20]。

1.2.4 聚酰亚胺树脂

耐高温聚酰亚胺树脂作为目前耐热等级最高的树脂基体,一直被西方工业国家作为航天航空的关键性基础材料给予持续的重点资助和支持。NASA 先后研发第一代耐 320℃、第二代耐 370℃ 和第三代耐宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 4 期

420℃ 等三个耐热等级的聚酰亚胺树脂。一代和二代的聚酰亚胺复合材料已在导弹的弹体、进气道、整流罩等结构上成功应用。国内先后研制成功了第一代耐 320℃、第二代耐 370℃ 和第三代耐 420℃ 聚酰亚胺树脂,且一代和二代复合材料也已得到成功应用^[21-22]。航天材料及工艺研究所对 KH420/MT300 复合材料的成型工艺和性能进行了系统的研究,确定了最优的成型工艺,分段阶梯加压可有效控制复合材料的树脂含量和孔隙率。选用 5 MHz 探头、15 dB 增益的超声水穿透检测参数可有效评判 2~3 mm 厚复合材料的内部质量。

1.2.5 其他高性能树脂

文献[23]采用热熔法制备 SW280 玻璃布/苯并噁嗪预浸料,研究表明:苯并噁嗪树脂的软化点为 42℃ 左右,最低黏度 > 1 Pa·s,满足热熔法预浸料制备的工艺需求;氮气氛围下起始分解温度 280℃ 左右,800℃ 时残碳率可达 61.3%。SW280 玻璃布/苯并噁嗪复合材料力学性能优异,界面粘接良好, T_g 为 200℃,高温力学性能较好,阻燃性能优异,无焰和有焰模式下最大烟密度均为 0,氧指数 > 58%,燃烧等级为 V-1。

2 航天先进树脂基复合材料制造技术

2.1 热压罐成型技术

目前航天产品主承力结构用复合材料制件基本上都采用热压罐成型工艺制备,但该工艺存在能耗较大、设备成本高等问题^[15]。在航天领域,为了大量减少零件、紧固件数目,实现结构减重、降低成本,大力推广整体成型技术,取得了显著效果。如日本 H-2A

火箭级间段采用泡沫夹层结构树脂基复合材料,整体共固化成型,减重约 1/3;美国 MX 导弹复合材料发射筒后段长约 14 m,内径为 2.49 m,壁厚 41.9 mm,复合材料产品质量达 7 257.6 kg,采用整体缠绕成型,相比金属减重明显,大幅提高了战略导弹发射的机动性和生存能力。我国运载火箭卫星支架、井字梁,卫星承力筒及天线面板,固体火箭发动机壳体等均已实现整体共固化成型。

热压罐成型技术从最初的手工铺贴、裁剪逐渐向自动下料、激光辅助定位铺层等数字化制造方向发展,这些先进工艺的采用提高了复合材料预浸料铺贴裁剪精度,提高了构件的制造效率和质量。目前数字化制造技术已经在我国航天复合材料制品生产中实现了不同程度的应用。

2.2 RTM 成型技术

复合材料 RTM 工艺适用于多种树脂和增强材料,其产品毛坯具有很强的可设计性,且制品的孔隙率低、力学性能较高、尺寸稳定性好、精度较高,生产率较高,制品的性价比高。经过多年发展,RTM 已经派生出了很多成型工艺,见表 2。

表 2 RTM 成型工艺

Tab.2 RTM processing technology for composite materials

名称	工艺简介
真空辅助 RTM (VARTM)	利用真空吸入树脂,制品空隙小,纤维含量高
压缩 RTM (CRTM)	先完成树脂对纤维的浸渍,再合模到位固化成型
树脂液体浸渍工艺 (RLI)	采用预型坯,从下模注入树脂,用液压釜压力成型
反应注射模塑 (RIM)	AB 组份物料高压高速注入模内,交汇后高速催化固化

RTM 技术在大型风力发电叶片、飞机机舱罩及飞机副翼等领域得到广泛应用。某波音客机的“J”形机骨架以及某 Douglas 飞机的机翼和机身蒙皮是 RTM 成型的由织物纤维增强的复合材料,替代了原有的预浸带铺放、裱糊成型的工艺方法,不仅提高了生产效率,而且明显提高了材料的抗冲击强度和剪切强度。美国洛克希德·马丁公司应用真空辅助树脂转移模塑新工艺制造出巨大而复杂的 UGM-133A 三叉戟-2 弹道导弹的结构,使原来的 61 个部件减少到了 1 个部件,并大大降低了制造成本;Hercules 公司使用碳纤维及玻璃纤维与碳纤维混编的预制体制造导弹机翼等部件,其成本仅为连续纤维缠绕的 30% 左右。航天材料及工艺研究所研发了用于 RTM 成型的环氧树脂、双马树脂及聚酰亚胺树脂体系,并突破了 RTM 成型工艺技术,已应用于帽形件、筒体、电缆罩和天线罩等部件。采用主体阳模 VARTM 工艺制

备了满足要求的大型复合材料贮运发射箱^[24]。系统研究了采用不同韧性等级的 RTM 环氧树脂和不同种类的碳纤维织物制备可用于低温环境的复合材料的成型工艺、性能及其影响因素。但 RTM 工艺也存在一些问题,特别是对原材料和模具的要求较高,对气泡难以排尽、纤维浸润性差、树脂流动出现死角等问题尚未能找到彻底的解决办法。

2.3 缠绕成型技术

国外已将自动缠绕成型工艺应用于导弹发动机壳体、网格舱段结构以及压力容器等结构复合材料构件的成型。美国运用纤维缠绕技术,设计、制造了碳纤维复合材料网格整流罩,质量仅 37 kg,相比同类型铝合金整流罩减重 40% 左右,成本降低 20%。并以此为基础,与波音公司合作研制出直径 1.55 m、长 4.45 m 的复合材料网格整流罩,解决了大型运载器有效载荷安装空间的问题。

航天材料及工艺研究所和西安航天复合材料研究所较早开展了自动缠绕工艺研究和工程应用,初步实现了柱形舱段矩形和三角形网格的自动化缠绕,目前该技术已成功应用于多个产品,具备了环形、球形、柱形及各种异型结构件的自动化缠绕成型能力,可以实现螺旋向、纵向、环线以及角度过渡缠绕,已形成系列化产品。

气瓶是大型运载火箭必不可少的关键部件之一,主要用于结构贮箱的增压以及为动力系统供气。目前国外在运载火箭、导弹、军用飞机等方面已广泛应用了金属内衬复合材料容器,应用于喷射系统、紧急动力系统和发动机重新启动应用系统以及航天试验室、卫星系统等,如休斯公司的 HS2601 卫星系统,配置了 2 个带铝内衬的石墨纤维增强环氧树脂圆柱形气瓶,气瓶体积 43.43 L。国际通信卫星 7 号和 7A 均应用了复合材料气瓶。Delta III 和 Delta IV 运载火箭上面级使用了复合材料气瓶,规格 $\Phi 419 \text{ mm} \times 889 \text{ mm}$,工作压力 31.3 MPa。国内运载火箭上仍然主要使用金属气瓶,卫星上应用了少量的复合材料气瓶。航天材料及工艺研究所研制了 10、25、40、56、130 L 系列复合材料气瓶,容器特征系数达到了 40 km 左右,取得了显著的减重效果,将应用于运载火箭的增压输送系统、卫星姿控系统。研究表明^[25-27],采用网格理论计算的薄壁金属内衬复合材料气瓶筒身段的强度与实际爆破强度较为吻合,封头部位应该采用逐级扩孔的缠绕方法,并使纤维堆积均匀。采用声发射的定位方法可以预测复合材料气瓶的薄弱环节,声发射技术对复合材料气瓶受内压过程中的损伤机理、爆破压强的预测及强度薄弱部位的判定具有重要的指导意义。薄壁金属内衬的外压强度较小,缠绕张力对复合气瓶的疲劳及爆破性能影响较大,采用声发射信号和气瓶性能试验研究可以指导制定最优化的缠

绕张力制度。

2.4 自动铺放成型技术^[28-31]

预浸料自动铺带技术适于铺放形状简单的制品,具有铺放效率高、纤维取向偏差小、铺层间隙控制精度高以及材料利用率高等优点。纤维自动铺放技术适于铺放形状复杂的结构制品。

美国于1960年代中期率先开发成功自动铺带技术,1980年代以后已经开始广泛应用于飞机制造,如F-22、Boeing 777、C-17、V-22、A330/A340和A380等。1990年代以来,由于在成型设备、软件开发、铺放工艺和原材料标准化等方面的大幅度发展,自动铺放技术在Boeing 787、A400M和A350XWB等大型飞机上得到应用。借助于自动铺放技术美国ATK公司研制出复合材料仪器舱段及导弹发射筒。此外,美国还采用自动铺丝成型工艺中的自动铺丝技术成型出Minotaur火箭整流罩、航天飞机的低温贮箱和Atlas5型运载火箭发动机短舱、防护罩等。

国内自动铺丝技术研究较晚,技术水平明显落后于欧美发达国家。南京航空航天大学 and 北京航空制造工程研究所先后研制成功自动铺带装备。国内结构复合材料研究的一些主要机构,如哈尔滨飞机工业公司、航天材料及工艺研究所等单位均对自动铺放技术进行了研究。西安交通大学以通用机器人为平台,研究基于紫外光快速原位成形铺丝技术,并对热固性预浸料铺放压力和铺放温度对复合材料层合板的性能进行了探索研究;哈尔滨工业大学在6轴缠绕机平台基础上开展自动铺丝机研究,完成小型自动铺丝样机研制。

北京航空制造工程研究所与Frorest-line公司合作,通过采购Frorest-line铺丝头集成研制大型自动铺丝机。

航天材料及工艺研究所研制成功2500×5500中型工业用自动铺带机,实现了大型碳纤维复合材料筒段的自动铺带成型,提高了产品质量和生产效率,使成型周期缩短近50%^[28]。十二五期间,开展了自动铺丝技术的研究,实现曲面结构的自动铺丝成型工艺技术,实现了异形曲面复合材料构件自动铺丝成型,进一步提高复合材料制品的自动化成型水平。后续将针对铺丝试验中存在的软硬件配套不完善、工艺匹配及控制以及铺层质量检测控制等不足,继续完善国内铺丝技术体系,推动国内自动铺丝技术在型号研制生产中的应用。

3 树脂基结构复合材料制品加工装配技术

从1970年代开始,国外就对复合材料构件的加工工艺进行了广泛的研究,并取得了许多成功经验。美国将高压水切割、激光切割、超声加工等高效数字化加工技术均已应用于复合材料加工。另外还采用CAD/CAM数字化技术加工任意复杂形状的构件,以宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第4期

提高加工精度和加工效率。目前国外发达国家军工企业依托先进的数控设备,大力开展数字化加工技术的应用研究,数控设备的普及率达到80%以上,数控设备利用率达到60%~80%。

国外数字化装配技术的研究最早起源于上世纪60至70年代,在80年代中期开始应用于面对称结构的飞机装配协调中,在生产实践中取得了很好的效果。如今,国外在复合材料部件装配上使用了激光辅助定位、自动化钻铆系统以及机器人化的装配单元等数字化加工装配设备,减少了操作人员数目,提高钻孔质量,减少结构应力,大大提高了复合材料结构抗疲劳性能,延长了复合材料结构的使用寿命。随着航天技术的发展,采用高升力气动外形的新型航天器日益得到重视(如美国正在研制的X-37B、HTV-2),此类飞行器多采用面对称结构形式,数字化装配技术是将是实现对称结构部段高效、高精度装配的关键工艺技术。

为了满足装备发展的需要,提高复合材料的加工装配效率,保证加工装配质量,提高复合材料加工装配的数字化及集成化程度,国内在快速加工装配技术、高精度定位技术以及虚拟装配等自动化、数字化技术方面开展了相关研究工作。在航天产品的回转体构件装配技术方面,主要开展了舱段等弹体部段三维可视化装配技术、大型复合材料发射筒筒体的高质量对接装配技术等研究。

大尺寸复合材料筒段具有外形尺寸大(直径大于1 m,长度大于10 m)、壁厚大(局部最大厚度90 mm)的结构特点,开展了数控下料/分切技术、自动铺带/宽带缠绕技术、数控加工及装配技术等工作。上述多项先进制造技术的应用,有效提高了大尺寸复合材料筒段的成型效率、成型质量以及尺寸精度,显著提高了大尺寸复合材料筒段制造的自动化水平。大尺寸复合材料筒体结构件装配对接已经成为航空航天领域产品制造的关键技术。由于结构尺寸大、质量大、结构变形大,产品在对接装配时需要结合产品自身的材料、结构等特点,解决影响装配对接质量的因素,通过工艺试验制定出合适的工艺方案和工艺参数。

碳纤维复合材料切削加工时在切削力的作用下容易产生分层、撕裂等缺陷,钻孔时最为严重,T300/AG80复合材料的低损伤钻削加工技术研究表明,高转速低进给的加工方式可以降低待加工材料受到的切削力,在碳纤维复合材料上钻孔时,纤维层受到的轴向切削力小于纤维层之间的层间力,从而可实现复合材料无垫板钻孔,减小孔壁和孔出口处发生分层的机率,保证加工质量^[32]。

国外对复合材料加工工艺的研究主要集中于加工刀具与加工方式上,采用基于金刚石涂层硬质合金

钻和烧结金刚石刀具。国外提出的高速制孔工艺是通过提高钻头旋转速度,以减少轴向力,防止钻孔过程中产生分层和劈裂。国内已开展复合材料制品的钻孔与端面及外圆加工。开展了复合材料方孔加工研究,研究了磨削力、工件加工质量、刀具磨损、加工效率等因素的影响,优化加工工艺。应该从不同复合材料产品的特性出发,合理选择优化刀具材料、结构形式和几何参数^[33-34]。文献[35]提出了碳纤维复合材料铣削刀具材料和几何结构形式的选用原则,归纳出对复合材料加工质量的影响因素和规律,确定了不同刀具加工时的最佳工艺参数。文献[36]利用热像仪对碳/环氧复合材料高速钻孔时的钻削温度及温度场分布进行了系统的试验研究。结果表明,钻削热主要是由刀具后刀面与已加工表面之间的摩擦产生的。转速越高,钻削温度越高;进给量越大,钻削温度越低,但钻削温度一般不会超过环氧树脂的玻璃化转变温度。

数字化制造技术应用于航天复合材料产品的生产中,实现了复合材料产品从三维设计模型到车间制造的无缝集成,在缩短研制周期、降低成本、提高产品质量方面都有不同程度的提高,相对传统的制造方法,具有明显的优势^[37-38]。航天材料及工艺研究所已经在复合材料数字化工艺设计与仿真、复合材料数字化制造及数字化管理技术等方面有了较大的突破,建立了多个数字化制造单元或生产线,构建了以ERP和MES为核心的科研生产管控平台,初步探索出适合航天产品需要的复合材料三维数字化制造及管理模式。目前已经成功地将这些技术应用于某些航天产品复杂结构复合材料部段的研制,取得了良好的应用效果。但与国内外先进的复合材料数字化技术相比还有较大的差距,复合材料设计/制造一体化建设刚刚开始,还需突破新材料、新装备、新工艺等方面的关键和共性技术,深入开展数字化、智能化车间建设工作,进一步提升航天复合材料数字化、智能化和低成本制造技术。

虚拟装配技术是虚拟现实技术在设计和制造方面的重要应用,已经引起工业界和研究机构广泛的重视。它是利用计算机工具,通过设计预测制品模型,对其进行数据描述和可视化处理,可以检验评价制件的装配性能,形成经济实用的装配方案。这就可以在设计阶段模拟出制件的1:1模型及性能和制造过程,可以进一步优化设计和制造工艺,以期实现其开发周期和成本的最小化,在产品生产过程中提高装配质量和效率,提高装配操作人员的培训速度,从而形成企业的市场竞争优势。在复合材料部段装配中,应用虚拟装配技术可以提高产品的设计性和工艺性,缩短生产周期,降低生产成本,满足产品的小批量生产需求,并且可以实现实际产品的自动化快速装配。

4 航天先进树脂基复合材料制造技术发展趋势

航天先进树脂基结构复合材料将以航天产业需求和发展为牵引,重点突破航天技术发展中的关键共性材料技术和瓶颈技术,全面实现基础材料系列化、标准化,成型工艺低成本、自动化、数字化及智能化,复合材料构件高可靠、功能化、整体化。

(1)完善高性能纤维及树脂基体等关键基础材料体系

发达国家已经完成了纤维、树脂、预浸料和织物等材料体系的建设,其发展方向是进一步优化性能、降低成本。而我国仍存在不足,必须大力开展高性能纤维、树脂、预浸料和织物等制备技术研究。

(2)大力开展工艺模拟及仿真技术研究

建立复合材料树脂流动与浸渍、抑制孔隙产生、热传递及固化动力学模型,建立树脂压力监测系统,指导和优化固化工艺,有效防止产品缺陷的形成,控制尺寸精度,提高产品质量。同时加强复合材料缺陷对性能的影响研究,为设计制定合理的验收条件提供依据,从而提高产品合格率。

(3)实现复合材料制品的低成本、数字化及智能化制造

在复合材料成本组成中,制造成本占绝大部分,为进一步降低复合材料成本,必须深入开展高效低成本制造技术研究,如液体成型技术、树脂膜渗透工艺、真空辅助树脂转移法、预制体整体制备技术、自动铺带技术、自动纤维铺放技术等研究,并应用于生产实际。

参考文献

- [1] 黄晓燕,刘波.先进树脂基复合材料在巡航导弹与战机上的应用[J].飞航导弹,2011(8):87-92.
- [2] RAJU I S, ELLIOT K B, HAMPTON R W, et al. Comparison of requirements for composite structures for aircraft and space applications[R]. NASA/TM-2010-216869.
- [3] TENNEY D R, DAVIS J G, JOHNSTON N J, et al. Structural framework for flight: NASA's role in development of advanced composite materials for aircraft and space structures [R]. NASA/CR-2011-217076.
- [4] ROSS M. Evaluation of advanced composite structures technologies for application to NASA's vision for space exploration[R]. NASA/CR-2008-215120.
- [5] 章令晖,陈萍.先进树脂基复合材料在卫星天线系统中的应用[J].宇航材料工艺,2011,41(4):1-5.
- [6] TANG Jianmao, STEPHEN K L L. Recent progress of applications of advanced composite materials in aerospace industry [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010(5):552-557.
- [7] 程功,肖军,李建军.树脂基复合材料在机载导弹领域的应用[J].航空制造技术,2010,17:86-88.
- [8] 赵云峰.先进纤维增强树脂基复合材料在航空航天工业中的应用[J].军民两用技术与产品,2010(1):4-6.
- [9] 陈祥宝.先进树脂基复合材料发展与应用[J].航空宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第4期

[10] 李健芳,张娅婷,孙宏杰.国产高性能碳纤维复合材料界面性能研究[J].玻璃钢/复合材料,2013(5):28-31.

[11] 陈维强,赵臻璐,刘洪新,等.国产高模量碳纤维/改性氰酸酯复合材料性能研究[C]//李仲平.第十八届全国复合材料学术会议论文集(下册),北京:电子工业出版社,2014:298-302

[12] 郝华,李鹏,凌辉,等.两种 T700 碳纤维表面特性及其复合材料界面性能[J].玻璃钢/复合材料,2013(1):30-34.

[13] 井敏,谭婷婷,王成国,等.3种高强中模型 PAN 基碳纤维的微观结构比较[J].功能材料,2014,45(8):28-32.

[14] 潘月秀,于雅琳,朱世鹏,等.基于三维载荷传递机制的单向复合材料纵向拉伸的多尺度模型[J].玻璃钢/复合材料,2015(6):5-11.

[15] 陈祥宝,张宝艳,邢丽英.先进树脂基复合材料技术发展与应用现状[J].中国材料进展,2009(6):2-12.

[16] 益小苏,杜善义,张立同.复合材料手册[M].北京:化学工业出版社,2009.

[17] 孙宝岗,邓火英,林治峰,等.RTM 用 R801 树脂工艺及性能[J].宇航材料工艺,2012,42(4):78-80.

[18] 赵磊,梁国正,秦华宇等.氰酸酯树脂在宇航复合材料中的应用[J].宇航材料工艺,2000,40(2):17-21.

[19] 王磊,林娜,潘玲英,等.新型改性氰酸酯树脂及其复合材料性能[J].宇航材料工艺,2012,42(4):45-46,50.

[20] 郭颖,刘锋,陈聪慧,等.二烯丙基双酚 A 共聚双马来酰亚胺改性氰酸酯树脂的性能[J].宇航材料工艺,2015,45(6):45-48.

[21] 刘金刚,沈登雄,杨士勇.国外耐高温聚合物基复合材料基体树脂研究与应用[J].宇航材料工艺,2013,43(4):8-13.

[22] 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.

[23] 史汉桥,丁常方,孙宝岗,等. SW280 玻璃布/苯并噁嗪热熔法预浸料的性能研究[J].玻璃钢/复合材料,2015(2):51-55.

[24] 崔敏,程泽林,陈英,等.基于 VARTM 工艺的大型

闭合截面复合材料箱体的研制[J].宇航材料工艺,2012,42(4):26-30.

[25] 张建设,林松,王俊峰,等.卫星用复合材料气瓶性能[J].宇航材料工艺,2013,43(4):67-69.

[26] 林松,罗明,王俊峰,等.复合材料气瓶铝内衬缺陷对疲劳及爆破性能的影响[J].宇航材料工艺,2013,43(4):70-74.

[27] 林松,王俊峰,穆哈,等.缠绕张力对薄壁金属内衬复合材料气瓶性能影响[J].玻璃钢/复合材料,2015(10):26-30.

[28] 肖军,李勇,文立伟,等.树脂基复合材料自动铺放技术进展[J].中国材料进展,2009,28(6):28-32.

[29] 邢丽英,蒋诗才,周正刚.先进树脂基复合材料制造技术进展[J].复合材料学报,2013,30(2):1-9.

[30] 张建设,赵文宇,王俊峰,等.复合材料自动铺放工艺技术研究现状[J].航空制造技术,2014(16):80-83,94.

[31] 张蕾,王俊峰,刘伟,等.大型复合材料筒形结构自动铺带研究[J].宇航材料工艺,2011,41(3):31-33,37.

[32] 张鹏,张晨,李兰柱,等.碳纤维复合材料制孔技术[C]//李仲平.第十八届全国复合材料学术会议论文集(下册),北京:电子工业出版社,2014:288-292.

[33] 刘汉良,张加波,王震,等.碳纤维和芳纶纤维复合材料机械加工刀具选用[J].宇航材料工艺,2013,43(4):95-98.

[34] 耿琼,凌丽,姚文昊,等.复合材料切削加工技术研究进展[C]//李仲平.第十八届全国复合材料学术会议论文集(下册),北京:电子工业出版社,2014:214-220.

[35] 宁志鹏,杨晶,刘汉良,等.M40/4211 复合材料层合板铣削加工试验[J].宇航材料工艺,2015,45(2):80-84.

[36] 赵建设.碳纤维复合材料钻削温度测试与分析[J].宇航材料工艺,2000,30(5):49-52.

[37] 梅立,郭鸿俊,尹亮,等.机身上壁板复合材料蒙皮数字化成型工艺[J].宇航材料工艺,2012,42(4):42-44.

[38] 梅立,郭鸿俊,林琳,等.航天复合材料三维数字化制造工艺解决方案[C]//李仲平.第十八届全国复合材料学术会议论文集(下册),北京:电子工业出版社,2014:88-94.