

复合材料自动铺放工艺技术研究现状

Research Status of Automated Placement Processing Technology of Composites

航天材料及工艺研究所 张建宝 赵文宇 王俊锋 董波 蒋文革

[摘要] 在论述复合材料成型自动化技术的基础上,阐述了自动铺放技术的发展历程及在航空航天领域的应用现状,并着重分别从预浸料体系、成型工艺和固化(固结)技术3个方面论述国内外自动铺放工艺技术的研究现状,分析了国内自动铺放工艺技术的发展趋势。

关键词: 复合材料 自动铺放 固化 固结

[ABSTRACT] Based on the introduction of the advanced composite applications and requirements, the development trend of the composite automated placement technology is expounded in this paper. The research overview of AP technology is discussed in three aspects including prepregs, processing and curing (consolidation) both at home and abroad. The domestic development trending for automated placement is analyzed.

Keywords: Composites Automated placement Curing Consolidation

先进复合材料因其性能优异,在航空航天等领域得以广泛应用。因复合材料构件的结构形式、服役载荷和使用环境皆相当复杂,微小的缺陷经跨层次的蔓延生长可导致构件的失效,故其安全性和可靠性是应用中首要考虑的内容^[1]。为提高复合材料构件质量的可靠性,减少人为因素的影响,复合材料成型自动化是复合材料成型技术发展的必然趋势。

自1985年以来,自动化成型技术在复合材料制造业中的应用范围不断扩大,已逐渐渗透到复合材料设计和制造的各个领域(缠绕成型、自动铺放成型、拉挤、编织、缝合和RTM等),推动了复合材料设计和制造技术发展,降低了构件制造成本。复合材料成型自动化不仅大大提高了复合材料构件的生产效率,降低了生产成本,而且通过对成型工艺参数和技术指标的精确控制,极大提高了复合材料构件质量的可靠性和稳定性。

1 自动铺放技术及应用

自动铺放技术是欧美国家广泛发展和应用的自动化成型技术之一,集预浸带剪裁、定位、铺叠、压实等功于一体,且具有工艺参数控制和质量检测功能的集成

化数控成型技术。它涉及自动铺放装备技术、预浸料切割技术、铺放CAD/CAM技术、自动铺放工艺技术、铺放质量监控、模具技术、成本分析等多个研究方向^[2]。

20世纪60年代中期,复合材料自动化成型技术开始涌现,美国率先在先进复合材料制造领域开发自动铺带技术,并实现人工辅助铺带到全自动铺带的转型^[2-3]。20世纪80年代以后,自动铺带技术开始广泛应用于商业飞机的制造领域^[3]。欧美航空制造商将自动铺带技术广泛应用于多种飞机型号,主要包含F-22(机翼),波音777(全复合材料尾翼、水平和垂直安定面蒙皮)和C-17(水平安定面蒙皮),V-22(旋翼蒙皮),A330/A340(水平安定面蒙皮)和A380(安定面蒙皮、中央翼盒)等^[2-4](图1)。经20世纪90年代的蓬勃发展,自动铺带技术在成型设备、软件开发、铺放工艺和原材料标准化等方面得以深入发展,并在大型飞机(波音787、A400M和A350XWB)得以更加广泛的应用^[3-5]。

自动铺丝技术(纤维铺放技术或自动丝束铺放成型技术)是在纤维缠绕技术和自动铺带技术的基础上发展起来的一种独特的全自动化成型工艺。自动铺丝技术将数根或数十根预浸纱(或窄带)从各自的卷轴上张力退绕,通过预浸纱输送系统输送到铺丝头,铺丝头按铺层设计要求生成铺放轨迹,将预浸纱集束加热软化后,在压实机构作用下铺放在模具表面或上一铺层。它融合了纤维缠绕的预浸纱(窄带)运输技术和自动铺带的压力铺叠、切断和重定位技术。自动铺丝技术在20世纪70~80年代由美国航空制造界提出,且在1985年研制出第一台原理样机^[2]。20世纪80年代末期以后,如美国的Cincinnati Milacron公司和Ingersoll公司、西班牙M-Torres公司、法国Forest-line公司等大型数控设备制造商先后进入自动铺丝设备制造领域,分别形成了各自的自动铺丝设备制造体系(机械构造、数控系统和配套CAD/CAM软件)。自动铺丝技术在多种航空航天构件中得到广泛应用,其中以航空构件如机身和进气道为典型代表(图1^[1,6])。

2 预浸料体系

预浸料是自动铺带成型的中间材料。自动铺带成型以不同宽度的预浸带(75mm、150mm和300mm)为原

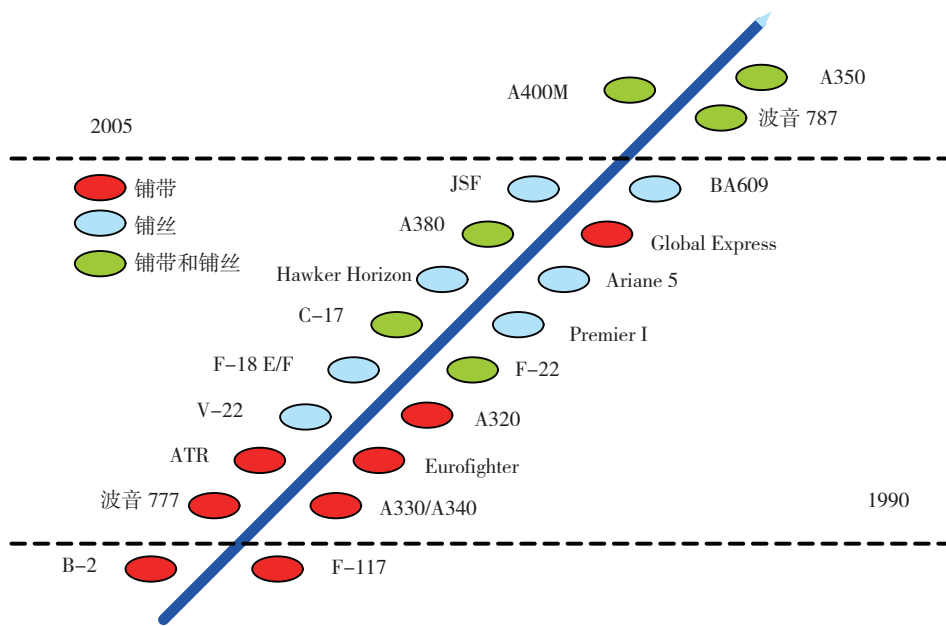


图1 自动铺放技术在航空航天器上的应用

Fig.1 Application of automated placement technology in aerospace

材料,且预浸带可采用热固性或热塑性树脂作为基体材料。表1为国外几种主要的自动铺带成型专用预浸带^[7]。表2为国外自动铺带成型常用的热塑性基体树脂^[2]。

航天材料及工艺研究所以自动铺带成型工程应用为目标,开展了自动铺带用干法预浸料研制工作,并以预浸带粘性为评价标准,采用垂直金属板法定性评价预

表1 国外几种主要的自动铺带成型专用预浸带

材料牌号	公司	适用工艺
CYCOM 977-2-35-12KHTS-268-600	Cytec	ATL+ 热压罐
CYCOM X850 MRZ60-12K 190/35.5 5/97"	Cytec	ATL+ 热压罐
CYCOM X850 TRZ50-24K 190/35.5 5.97"	Cytec	ATL+ 热压罐
MTM44-1/HTS(12K)-134-35%RW	ACG	ATL+ 热压罐
MTM44-1/E-IMS65-24K 194-32%RW	ACG	ATL+ 热压罐
M21/34%/UD268/AS7-12K	Hexcel	ATL+ 热压罐
M21/34%/UD194/IMA-12K	Hexcel	ATL+ 热压罐
AS4/8552/RC34%/AW194	Hexcel	ATL+ 热压罐
AS7/8552/RC34%/AW268	Hexcel	ATL+ 热压罐

表2 热塑性自动铺带成型预浸带基体树脂

树脂	分子排列形态	玻璃化转变温度 /℃	典型成型温度 /℃
PEI	非晶态	217	300
PPS	半晶态	90	325
PEEK	半晶态	143	390
PEKK	半晶态	156	340

浸料的粘性,对预浸带自动铺带成型适宜性进行评价研究,开发了多种高温环氧树脂/碳纤维自动铺带预浸带体系,并形成了批量生产能力,初步满足了现阶段航天领域大型复合材料结构件自动铺带成型的原材料需求。另外,北京航空材料研究院和北京航空制造工程研究所也开展了相关研究。北京航空材料研究院通过对低温环氧LT30和高温环氧5228进行改性,改善了树脂体系粘度,获得了LT03A和5228A,可在室温下自动铺放成型^[8]。

至今,国内进行过自动铺带成型试铺实验的预浸带基体树脂已涵盖低温环氧、中温环氧、高温环氧和双马等热固性树脂,但尚未涉及热塑性树脂,如表3^[8]所示。

表3 国内自动铺带试验应用的预浸带

预浸带材料体系	树脂类型	研究单位
T700/LT03A	低温环氧	北京航空材料研究院、哈尔滨飞机工业集团有限责任公司
T700/3234	中温环氧	北京航空材料研究院
T700/5228	高温环氧	南京航空航天大学、北京航空材料研究院
T700/5228A	高温环氧	北京航空材料研究院、哈尔滨飞机工程集团有限责任公司
T700/5429	高韧性双马	北京航空材料研究院、哈尔滨飞机工程集团有限责任公司
T300/QY8911-I	改性双马	南京航空航天大学、北京航空制造工程研究所
T300/603	高温环氧	航天材料及工艺研究所
JT300/605	高温环氧	航天材料及工艺研究所
CCF300/BA9916- II ^[9]	高温环氧	北京航空制造工程研究所
T700/ 改性 602	改性高温环氧	航天材料及工艺研究所、南京航空航天大学

自动铺丝成型所用的预浸纱宽度一般为3.17mm(1/8in)、6.35mm(1/4in)和12.7mm(1/2in),可采用碳纤维、玻璃纤维等多种增强纤维浸渍热固性或热塑性树脂而成。其中一种预浸纱是直接由纤维束直接浸渍而成,而另外一种丝束则由大量丝束共同浸胶形成预浸带,再按照规定宽度切割成窄丝束,又称切割窄带。自动铺丝用预浸纱对使用环境要求更严格。Hexcel公司的

表4 Hexcel 公司的HexPly M91使用要求

使用指标	数值
传输温度 /°C	14~17
传输湿度 /%	约 40
环境温度 /°C	18~19
预浸料表面温度 /°C	约 28

HexPly M91 使用要求如表 4 所示^[10]。

国内自动铺丝用预浸丝尚未完善,仍在开展自动铺丝用预浸丝制备及工艺试验验证工作。航天材料及工艺研究所针对自动铺丝工艺的特性,开展了自动铺丝用预浸丝的优选试验,并对优选后的预浸丝进行工艺改进,使之更加适应自动铺丝工艺的需要,且 MT300/603AG、T800/603AG 等预浸丝用于了铺丝工艺试验。北京航空材料研究院也在开展自动铺丝用预浸丝的工艺验证工作,并将 CCF300/5228A 预浸丝应用于工艺试验^[11]。

3 成型工艺技术

在自动铺放过程中,预浸带(纱)以特定的速率传输至压辊(压靴)处,压辊(压靴)提供适度的成型压力,使预浸带紧密贴合于模具表面或前一铺层上。在铺叠过程中,通过对铺放速度、铺放温度、铺放压力等因素的协调控制,使预浸带(纱)处于铺叠成型的工艺窗口。

国外目前自动铺放技术在成型工艺方面的研究热点为热塑性铺放成型技术,且研究工作主要集中在热塑性铺放的热传导模型(传热和结晶)理论推导和工艺参数优化 2 个方面。Pitchumani 等^[12]研究了热塑性铺放成型过程,并建立理论模型,可有效描绘成型过程对层间结合和层间空隙的影响。Tumkor 等^[13]研究工艺参数对热塑性层合构件质量的影响,并利用计算机绘出了温度分布图。Heider 等^[14]以热塑性铺放技术为背景,开发在线的神经网络工艺优化系统,可在满足最低加工质量和质量恒定的前提下,尽可能提高铺放速率,降低构件制造成本。Pitchumani 等研究了热塑性铺带成型加热过程中热冲击问题,采用参数分析法分析热传输过程的各种影响因素,并建立了相邻纤维间和层间球粒状微观结构单元生长的动力模型,选定了适宜的工艺窗口和球粒的平均尺寸范围^[15-16]。Costen 等^[17]研究了复合材料变厚度构件原位自动铺带成型技术在铺放区域内部启停时热传导过程的瞬态变化问题。一些学者研究热塑性铺带成型技术,并采用了混合制造成型(纤维缠绕、自动铺带和自动铺丝)的方法完成多种热塑性复合材料筒段构件的制作,并对同类构件进行了质量对比试验研

究^[18-22]。Sonmez 等在热塑性铺带传热过程中引入残余应力和非最优状态操作对成型构件的影响因素,进一步完善了热塑性铺带成型传热的理论模型^[23]。

国内自动铺放成型技术研究较晚,主要是对自动铺放的工艺试验研究,自动铺放成型机理研究工作较少。南京航空航天大学等单位以国产自动铺带工程样机试验系统为平台,探索了 QY8911 双马预浸料和 602 环氧预浸料用于自动铺带的工艺,开展了不同特征构件的铺带工艺试验研究^[24],另外正在开展自动铺丝装备的国产化研制和复合材料翼梁等构件的自动铺丝工艺技术的研究工作^[25];哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 2007 年引进西班牙自动铺带机,应用进口预浸料实现了试验翼面的自动铺带工艺,并用国产预浸料开展了工程应用试验研究^[24];航天材料及工艺研究所大型筒段复合材料结构件为目标开展了自动铺带技术的工程应用研究,突破了高性能干法预浸料制备技术,实现了自动铺带用预浸料的批量生产,并且在国内首次实现了复合材料自动铺带技术的工程化应用,研究成果已推广应用于多种航天产品的研制生产,另外正在开展 6.35mm 宽度预浸丝自动铺丝技术的研究工作;北京航空材料研究院基于国内设备,开展了自动铺带工艺研究和 3.17mm 宽预浸丝束的铺放试验研究^[11,24];北京航空制造工程研究所采用两步法自动铺带技术制造了一种大尺寸壁板蒙皮^[8];天津工业大学和哈尔滨工业大学皆开展了热塑性预浸丝铺放过程中温度场数学模型及其仿真研究工作,获得了复合材料构件在整个铺放过程中温度场分布和温度控制方案^[26-27]。

4 固化(固结)技术

目前,复合材料构件常用的固化技术包括热压罐固化、烘箱固化、高能束一次性固化和逐层电子束固化等,其中热压罐生产工艺经多年经验探索和技术研究,已成为一种构件尺寸控制精度高、性能优良可靠的固化技术。目前热压罐固化(固结)技术仍占有主要地位,是国内外自动铺放成型的大型复合材料构件的固化工艺。

但随着构件尺寸不断增大,热压罐固化的高成本和尺寸限制在大型复合材料构件制造技术发展中的阻碍作用已逐渐显露。高能束一次性固化和烘箱固化因只有真空袋压提供的固化压力,远小于热压罐固化的 0.69~1.38MPa 压力,难以制造高质量的复合材料构件,不能满足高性能复合材料航空航天构件的制造需要;而热固性逐层电子束固化技术和热塑性原位固结技术因能在原位固化(固结)过程中提供足够的压力(3.4MPa),成为大型复合材料构件摆脱热压罐固化技术的主要研究方向,如表 5 所示^[28]。对原位电子束固化在自动铺带

技术中应用的研究指出,此项技术在航空、航天以及运输工具中的复合材料大型构件生产中极具潜力,据工厂实践可降低 10%~60% 成本^[29-30]。热塑性自动铺放技术则以原位固结为主要研究方向,但目前原位固结技术

表5 不同固化(结)技术的压力值

固化(结)技术	固化压力 /MPa
高能束一次性固化	0.1
烘箱固化	0.1
热压罐固化	0.69-1.38
热塑性原位固结	3.4
高能束逐层固化	3.4

尚未成熟,其制造的构件的力学性能略低于热压罐固结的构件。

国内航空材料研究院对高能电子束固化工艺进行了初步研究,并利用高能电子束固化了复合材料中机身壁板口盖^[31]。国内西安交通大学正在开展自动铺放高能束固化技术热塑性自动铺放技术的研究工作,研究了紫外光原位固化技术和 125keV 低能电子束与纤维铺放相结合的复合材料原位固化分层制造方法^[32-33]。

5 结束语

国外自动铺放技术已相当成熟,在航空航天领域得到了广泛应用。国内经多年研究,在复合材料自动铺放工艺技术领域也取得了长足进步,初步实现了自动铺带技术的工程应用,但与国外相比,在原材料体系研制与评价、工艺技术改进与拓展、装备技术改进、CAD/CAM 软件优化等方面仍存在较大的技术差距。

复合材料成型自动化是未来复合材料制造技术发展的必然趋势。自动铺放技术作为复合材料成型自动化技术的典型代表,必将成为国内复合材料领域的研究重点。以复合材料在航空航天构件上的广泛应用为契机,可借鉴国外先进制造技术经验,坚持自主创新,加大技术储备,突破国外技术封锁,形成具有自主知识产权的复合材料自动铺放工艺技术体系,为航天航空型号发展奠定基础。

参考文献

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
 [2] 肖军, 李勇, 李建龙. 自动铺放技术在大型飞机复合材料结构件制造中的应用. 航空制造技术, 2008(1): 50-53.
 [3] Carroll G. Automated tape layer processing for composite components. 5th Annual SPE Automotive Composites Conference, Troy, Michigan, 2005.

[4] Michael N G. Automated tape laying//Miracle D B, Donaldson S.ASM Handbook. ASM International, 2001, 480-485.
 [5] George M. Airbus takes on Boeing with reinforced plastic A350 XWB. Reinforced Plastics, 2007, 51(11): 26-27.
 [6] Evans D. Automated processing of aerospace composite components[2014-07-29]. <http://techcon.ncms.org/Symposium2005/resentations/Track%202/0155%20Evans.pdf>.
 [7] 徐福泉, 高大伟, 杨楠楠. 复合材料自动铺带技术应用及方案示例. 航空制造技术, 2009(22):50-54.
 [8] 蒋诗才, 邢丽英, 陈祥宝. 复合材料预浸料自动铺带成型适宜性研究. 武汉理工大学学报, 2009, 31(12):44-47.
 [9] 周晓芹, 郑广强, 梁宪珠. 采用自动铺带技术制造一种大尺寸壁板蒙皮 // 第 17 届全国复合材料学术会议, 北京, 2012.
 [10] Hexcel Corporation. HexPly M91 product data and user guide. USA: Hexcel Corporation, 2010.
 [11] 张洋. 自动铺丝研究进展与主要影响因素分析研究 // 第 17 届全国复合材料学术会议, 北京, 2012.
 [12] Pitchumani R, Ranganathan S, Don R C, et al. Analysis of transport phenomena governing interfacial bonding and void dynamics during thermoplastic tow-placement. Int J Heat Mass Transfer, 1995, 39(9):1883-1897.
 [13] Tumkor S, Turkmen N, Chassapis C, et al. Modeling of heat transfer in thermoplastic composite tape lay-up manufacturing. Heat Mass Transfar, 2001, 28(1):49-58.
 [14] Heider D, Piovoso M J, John W, et al. Application of a neural network to improve an automated thermoplastic tow-placement process. Journal of Process Control, 2002, 12:101-111.
 [15] Guan X, Pitchumani R. Modeling of spherulitic crystallization in thermoplastic tow-placement process: heat transfer analysis. Composites Science and Technology, 2004, 64:1123-1134.
 [16] Guan X, Pitchumani R. Modeling of spherulitic crystallization in thermoplastic tow-placement process: spherulitic microstructure evolution. Composites Science and Technology, 2004, 64:1363-1374.
 [17] Costen R C, Marchello J M. Tape-drop Transient Model for In-situ Automated Tape Placement of Thermoplastic Composites.[2014-07-29] http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/200400_86996_2004091_315.pdf.
 [18] Lamontia M A, Gruber M B, Jensen B J. Optimal thermoplastic composite material for low cost fabrication of large composite aerospace structure using NASA resins or POSS nanoparticle modifications//27th SAMPE EUROPE, Paris, 2006.
 [19] Lamontia M A, Funck S B, Gruber M B, et al. Manufacturing flat and cylindrical laminates and built up structure using automated thermoplastic tape laying, fiber placement and filament winding. SAMPE Journal, 2003, 39(2): 30-34.
 [20] Lamontia M A, Gruber M B. Design, manufacturing and hydrotesting of thermoplastic, ring-stiffened composites for deepsea pressure hulls. SAMPE Journal, 2005, 41(5):21-32.
 [21] Gruber M B, Lamontia M A, Pratte J F. The fabrication and performance of ringstiffened cylinders manufactured by a combined in situ automated thermoplastic filament winding and tape laying process. 27th SAMPE EUROPE, Paris, France, 2004.

(下转第 94 页)

图7为变角度轨迹设计中在翼梁拐角及附近区域取的系列点及每个点处的偏转角度大小,其中横坐标表示铺丝头运行至所取点 Q_n 的位置,纵坐标表示铺丝头在点 Q_n 时铺丝头相对于所在曲面(W 、 F_1 或 F_2)参考系的侧向偏转角度。图7(a)、(b)分别为翼梁拐角 R_1 、 R_2 区域的取点和角度偏转情况:拐角 R_1 曲率半径 $r_1=20800\text{mm}$ 较小,总偏转角度 $\varphi_\alpha=9.106^\circ$ 较大,因此在拐角 R_1 附近选取25个偏转点,约每隔10mm取一个点;拐角 R_2 曲率半径 $r_2=40000\text{mm}$ 较大,总偏转角度 $\varphi_\beta=2.511^\circ$ 较小,在拐角 R_2 附近选取15个偏转点,约每隔8mm取一个点。通过将总偏转角 φ_α 、 φ_β “均分”到各个偏转点,避免了总偏转角度集中于一个点或某一小区域的情形,从而避免了预浸丝的皱褶和屈曲。从图7也可看出,当偏转总角度一定时,选取偏转点 Q_n 的个数越多,每个点处预浸丝的偏转角度越小。选取时应根据构件结构特点和实际需要做相应的灵活性调整。

参考文献

[1] 肖军,李勇,李建龙. 自动铺放技术在大型飞机复合材料构件制造中的应用. 航空制造技术,2008(1): 50-53.

[2] Griffiths B. Focus on design: composite wing spars carry the western world's biggest turboprop engines. High Performance Composites, 2006, 14(4): 60-62.

[3] Gardiner G. A350 XWB update: smart manufacturing. High Performance Composites, 2011, 19(9): 54-60.

[4] Marsh G. Wing worker for the world. Reinforced Plastics, 2010, 54(3): 24-28.

[5] 孙成. 复合材料翼梁自动铺丝技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[6] Adams D O H, Hyer M W. Analysis of layer waviness in flat compression-loaded thermoplastic composite laminates. Journal of Engineering Materials and Technology, 1996, 118(1): 63-70.

[7] Mariatti M, Nasir M, Ismail H. Effect of prepreg geometry on the prepreg and plain weave composite properties. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2002, 21(8): 711-722.

[8] 熊文磊. 基于网格化曲面的自动铺丝轨迹规划研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

[9] 梅向明,黄敬之. 微分几何. 北京: 高等教育出版社, 2005: 120-126.

[10] 李俊斐. 基于结构设计的开孔曲面自调节铺丝轨迹规划算法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[11] Gutowsky T G. 先进复合材料制造技术. 李宏运译. 北京: 北京化学工业出版社, 2004.

[12] Beakou A, Cano M, Le Cam J B, et al. Modelling slit tape buckling during automated prepreg manufacturing: A local approach. Composite Structures, 2011, 93(10): 2628-2635.

[13] 冯振宇,邹田春. 复合材料飞机结构合格审定. 北京: 航空工业出版社, 2012: 38-43.

[14] 汝少明. 歼强飞机机构造学. 北京: 海潮出版社, 1998: 16-39.

[15] Gürdal Z, Olmedo R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations—variable stiffness concept. AIAA Journal, 1993, 31(4): 751-758.

[16] Olmedo R, Gürdal Z. Buckling response of laminates with spatially varying fiber orientations.//Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 34th structures, structural dynamics, and materials conference. 1993, 1: 2261-2269.

[17] Waldhart C J, Gürdal Z, Ribbens C. Analysis of tow placed, parallel fiber, variable stiffness laminates.//Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials (SDM) conference, Salt Lake City, 1996.

[18] Katz Y, Haftka R T, Altus E. Optimization of fiber directions for increasing the failure load of a plate with a hole.// Proceedings of ASC technical conference, 1989: 62-71.

[19] Hyer M W, Charette R F. Use of curvilinear fiber format in composite structure design. AIAA Journal, 1991, 29(6): 1011-1015.

[20] Hyer M W, Lee H H. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. Composite Structures, 1991, 18(3): 239-261.

[21] 陈汝训. 复合材料壳体缠绕芯轴设计分析. 固体火箭技术, 2007, 30(4): 342-344. (责编 志一)

(上接第83页)

[22] Lamontia M A, Gruber M B. Remaining developments required for commercializing in situ thermoplastic ATP. SAMPE 2007, Baltimore MD, 2007.

[23] Sonmez F O, Akbulut M. Process optimization of tape placement for thermoplastic composites. Composites: Part A, 2007, 38:2013-2023.

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

[25] 孙成. 复合材料翼梁自动铺丝技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[26] 李志猛,杨涛,杜宇. 热塑性预浸丝铺放过程中温度场数学模型及其仿真. 宇航材料工艺, 2012(3):20-23.

[27] 马岩. 热塑性复合材料纤维铺放成型加热和冷却工艺技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.

[28] Lamontia M A, Gruber M B, Waibel B J, et al. Contoured tape laying and fiber placement heads for automated fiber placement of large composite aerospace structure.//34th ISTC, Baltimore, MD, 2002.

[29] Goodman D L, Byme C A, Moulton R, et al. Automated tape placement with in-situ electron beam cure.//The 44th International SAMPE Symposium and Exhibition, 1999.

[30] Vasile C, Kulshreshtha A K. Handbook of polymer blends and composites. Shrewsbury: Rapra Technology Ltd, 2002.

[31] 益小苏. 先进复合材料制造技术. 北京: 国防工业出版社, 2006.

[32] 张小辉,段玉刚,李涤尘,等. 原位光固化复合材料纤维铺放制造工艺. 航空制造技术, 2011(15): 45-48.

[33] 赵新明,段玉刚,刘潇龙,等. 低能电子束原位固化树脂基复合材料纤维铺放制造及性能. 机械工程学报, 2013, 49(11):121-127. (责编 志一)