DOI: 10.3901/JME.2013.11.121

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*

赵新明^{1,2} 段玉岗¹ 刘潇龙¹ 张小辉¹ 李涤尘¹

(1. 西安交通大学机械制造系统国家重点实验室 西安 710049;

2. 装甲兵技术学院机械工程系 长春 130117)

摘要: 针对树脂基复合材料热压罐固化能耗高、工艺周期长以及高能电子束固化辐射大,设备笨重等问题,研究125 keV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及复合材料性能。试验结果表明,125 keV低能电子束穿透能力较差,在辐照固化过程中电子能量衰减很大,不能穿透0.125 mm单层预浸带,双面辐照能够穿透复合材料预浸带且辐照剂量分布均匀。由于低能电子束固化过程温度低,即使辐照剂量达到250 kGy,固化度及玻璃化转变温度仍然只有60.7%和48.3℃。但经加热后固化处理后,复合材料的固化度及玻璃化转变温度得到了大幅度提高,50 kGy双面辐照复合材料层压板经180℃加热30 min后固化处理,其固化度从16.7%上升到97.4%,玻璃化转变温度从-3.2℃提高到167.3℃,同时试验结果表明经50 kGy双面辐照及热后固化复合材料的层间抗剪强度达到59.62 MPa,接近高能电子束固化复合材料层间抗剪强度。

关键词: 复合材料 低能电子束 纤维铺放 分层制造 层间抗剪强度

中图分类号: TB332

Fabrication and Properties of Polymer Matrix Composites by Low-energy Electron Beam In-situ Cured Fiber Placement Process

ZHAO Xinming^{1,2} DUAN Yugang¹ LIU Xiaolong¹ ZHANG Xiaohui¹ LI Dichen¹

(1. State Key Lab for Manufacturing Systems Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049;

2. Department of Mechanical Engineering, Armored Institute of Technology, Changchun 130117)

Abstract: The stepwise fabrication method combines 125 keV low energy electron beam and fiber placement for polymer matrix composites is investigated to reduce the high energy consumption and curing time of the auto-clave process and to overcome the high shield investment of the high energy electron beam process, the properties of the composites is also evaluated. The experimental results show that the 125 keV electron beam can not penetrate the single layer prepreg with the thickness of 0.125 mm due to its low energy. But the consistent irradiation can be gotten in the prepreg by both-side irradiation. Because of the very low temperature of the prepreg during the irradiation process, the degree of curing and the glass transition temperature of the composites at the 250 kGy irradiation does level are only 60.71% and 48.34℃, respectively. But after heat postcure, the degree of curing and the glass transition temperature of the composites increase significantly. After being treated at 180℃ for 30 min, the degree of curing of the composites laminate irradiates both-side with 50 kGy does increased from 16.7% to 97.4%, and the glass transition temperature increases from -3.2℃ to 167.3℃, respectively. The test results exhibit that the interlaminar shear strength of the laminate is cured by low energy electron beam and heat treatment reaches 59.62 MPa, which is close to that of the composite laminate cured by high energy electron beam.

Key words: Composites Low-energy electron beam Fiber placement Stepwise fabrication Interlaminar shear strength

0 前言

树脂基复合材料以其高比强度、高比模量以及

力学性能可设计等优点,在航空航天、军事装备、交通运输、能源等领域应用越来越广泛^[1-5]。树脂基复合材料构件制造分为两个阶段,即预成形阶段和固化阶段。树脂基复合材料预成型技术包括手工铺放、纤维缠绕、树脂传递模塑和自动铺放成型等,其中自动铺放成型技术效率高、操作灵活,能够实

* 国家高技术研究发展计划(863 计划, 2012AA040209)和国家自然科学基金(51275393)资助项目。20130105 收到初稿, 20130420 收到修改稿

现大型复杂复合材料构件的制造,已广泛应用于航空航天领域^[6],如波音 787 飞机利用自动铺带技术来提高复合材料性能及降低机身和机翼的制造成本。目前先进树脂基复合材料预成型后主要采用热固化成型(如热压罐、热压机等)。由于热固化能耗高、工艺周期长、成本高以及在热固化过程中伴有毒性气体逸出,对工作人员及环境造成的危害比较大^[7-9],限制了复合材料的进一步推广应用。

电子束固化技术具有潜在的发展应用前景,与热固化工艺相比,具有许多独特的优点。电子束固化工艺节能,可以实现低温快速固化,固化周期短,制件的尺寸稳定性好以及制造成本低,可以实现复合材料绿色制造等^[10-15],近年来越来越受到复合材料制造领域关注。目前国外高能电子束固化技术研究比较深入,固化工艺也比较成熟,如法国宇航局利用 10 MeV 高能电子束成功的制备出了纤维缠绕固体火箭发动机壳体,固化时间由原来一周缩短到 8 h^[16]。加拿大航空公司利用高能电子束修复了空客 A320 飞机整流罩,飞行试验表明获得了比热固化更好的修复性能,并且节约了成本^[17-18]。美国军方利用高能电子束制备出了光纤制导远程导弹壳体、小型战术火箭发动机壳体、F/A-18E/F 战斗机后机身、装甲车侧裙板以及全复合材料概念车等,缩短了固化时间,大幅度降低了制造成本^[19-21]。国内航空材料研究院包建文等^[1]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下壁板口盖。虽然高能电子束固化技术在航空航天、军事装备及汽车领域获得了成功的应用,并显著降低了复合材料制造成本,但高能电子束屏蔽依然需要很大笔投资^[22]。

低能电子束体积小,不需要厚重的混凝土屏蔽墙,它可以自屏蔽或者用薄铅板屏蔽,投资低,辐射极小,操作灵活性好。在 20 世纪 90 年代初意大利 PROEL 等^[23-24]首次提出了“原位”低能电子束固化的概念,并利用 500 keV 低能电子束固化了纤维缠绕压力容器。随后美国科学研究实验室与美国宇航局合作对原位电子束固化技术进行了较为深入的研究,BYKANOV 等^[25-26]将 300 keV 低能电子束设备安装到自动铺带机的铺放头上,在铺层的同时进行固化,并制造出了典型样件宇航飞机火箭助推器检修门。

这些已有的研究结果证明了低能电子束固化复合材料具有较好的可行性,但关于 300 keV 以下的低能电子束固化尚未见到文献报道。为进一步降低制造成本和提高操作的便捷性,本文研究了 125 keV 低能电子束固化与纤维铺放相结合的“电子束

原位分层固化”复合材料构件成型制造工艺,探索了低能电子束原位固化过程及工艺可行性,并对低能电子束原位分层固化复合材料层间剪切性能进行了测试,结果表明 125 keV 低能电子束固化复合材料层间抗剪强度接近高能电子束固化复合材料,达到 59.62 MPa。

1 试验材料及方法

1.1 原材料

电子束固化碳纤维(T700)环氧树脂基复合材料预浸带由北京航空材料研究院提供。复合材料预浸带厚度为 0.125 mm,树脂质量分数为 35%±3%。碳纤维 T700,日本东丽公司,电子束固化树脂为双酚 A 环氧树脂,北京航空材料研究院制。

1.2 低能电子束辐照设备

低能电子加速器 eWeb250-2DSF-150(2-Emitter Web Curing System),美国 AEB(Advanced Electron Beam)公司,电压 0~150 keV,束流 0~25 mA。

1.3 纤维铺放成型设备

西安交通大学纤维铺放实验室自主研发的 FANUC 机器人纤维铺放机,可同时铺放 16 束纤维窄带,纤维窄带宽度为 6.35 mm,铺放速度范围为 0~500 mm/s,压辊压紧力范围为 0~1 200 N,张力控制范围为 5~10 N,纤维铺放系统见图 1。

图 1 纤维铺放系统

1.4 低能电子束原位分层固化复合材料样件制备

样件制备过程中采用双面辐照固化,使电子束能够辐照穿透复合材料预浸带。利用纤维铺放系统进行铺层,样件制备过程见图 2。双面辐照剂量分别为 50 kGy、65 kGy 和 80 kGy,预浸带铺放速度为 5 m/min。

1.5 固化度及玻璃化转变温度测试

利用瑞士 Mettler-Toleduo 差示扫描量热仪 DSC1 测试复合材料的固化度,测试温度范围为

图2 低能电子束分层制造工艺示意图

-50~350 ℃, 升温速率为 20 K/min。采用调制的方法测量玻璃化转变温度, 升温速率为 1 K/min。

1.6 复合材料电子束辐照过程温度测试

采用优利德 UT305A 红外测温仪测试电子束辐照复合材料表面温度。

1.7 层间剪切强度测试

根据 ASTM D2344 测试标准制备的复合材料层压板样件尺寸为 150 mm×100 mm×3 mm(长×宽×厚)。短梁剪切试验设备为 Instron4467, 加载速率为 1 mm/min。

1.8 微观组织形貌表征

采用日本 Hitachi 扫描电子显微镜 S-3000N 对复合材料层压板层间剪切破坏形貌进行观察。

1.9 低能电子束辐照复合材料后固化

将电子束固化复合材料样件, 在温度可控烘箱中于 180 ℃ 恒温 30 min 进行后固化处理。

2 结果与讨论

2.1 低能电子束固化特性

图 3 为低能电子束在预浸带中的穿透深度。由图 3 可以看出低能电子束在辐照固化预浸带过程中能量衰减很快, 这是因为低能电子束本身能量相对较低, 在辐照固化过程中又伴随着能量衰减, 同时由于碳纤维与树脂界面增大了电子的散射作用, 导致电子能量沿预浸带厚度方向衰减较大, 无法穿透 0.125 mm 单层预浸带。为使低能电子束能够穿透复合材料预浸带并固化均匀, 论文采用双面辐照固化复合材料预浸带, 图 4 为不同能量电子束双面辐照剂量叠加曲线。由图 4 可以看出, 即使采用双面辐照, 80 keV 和 100 keV 电子束仍然不能穿透 0.125 mm 单层复合材料预浸带; 150 keV 电子束双面辐照复合材料预浸带, 电子束剂量叠加曲线呈抛物线状, 即沿预浸带厚度方向辐照剂量分布不均匀; 而 125 keV 电子束双面辐照复合材料预浸带时, 电子束剂量叠加曲线趋于直线, 表明预浸带内辐照剂量分布比较均匀。因此后续试验均采用 125 keV 电子束进行双面辐照固化。

图3 低能电子束在预浸带中的穿透深度

(a) 80 keV

(b) 100 keV

(c) 125 keV

(d) 150 keV

图4 不同能量电子束双面辐照剂量分布曲线

图5是复合材料差示扫描量热法(Differential scanning calorimetry, DSC)曲线。图6是根据DSC曲线放热峰面积测试结果获得的125 keV电子束双面辐照剂量与固化度及玻璃化转变温度的关系曲线。由图6可以看出低能电子束双面辐照复合材料的固化度及玻璃化转变温度较低,即使辐照剂量增加至250 kGy,复合材料的固化度只有60.7%,玻璃化转变温度为48.34℃。这主要是因为低能电子束在辐照固化过程中,复合材料表面固化温度较低所致,这可以从图7得到证实。图7为不同剂量电子束辐照过程中复合材料表面温度与辐照时间的关系曲线,由图7可见,即使辐照剂量增加到250 kGy,复合材料的表面温度最高仅为41.3℃。但是已有文献研究表明高能电子束辐照固化过程中,为避免固化反应放热引起辐射系统温度过高,一般采用小剂量多次辐照,但复合材料的表面温度至少还会提高近90℃^[27],12 MeV高能电子束在辐照过程中,150 kGy采用14 kGy/min多次辐照,复合材料表面的温度最高可达到250℃,并在随后辐照过程中一直保持在120℃^[28],即使是1.5 MeV高能电子束,采用25 kGy小剂量多次辐照,复合材料表面温度仍达到了110℃以上^[29]。这说明高能电子束在辐照固化过程中是辐照固化和热效应同时作用的结果,所以复合材料可以获得较高的固化度及玻璃化转变温度。但对于低能电子束,由于固化过程中复合材料温度较低,树脂交联固化造成的笼闭效应抑制了活性中心扩散进一步发生交联固化^[30-32],导致复合材料的固化度和玻璃化转变温度较低。

图5 复合材料 DSC 曲线

2.2 热后固化对固化度及玻璃化转变温度的影响

由于低能电子束在辐射固化过程中,复合材料表面温度较低,导致复合材料的固化度及玻璃化转变温度相应也较低,为此论文对低能电子束固化复合材料进行了加热后固化处理。下表显示了低能电

图6 辐照剂量与固化度及玻璃化转变温度之间的关系

图7 复合材料表面温度与辐照时间的关系曲线

子束辐照复合材料在不同温度加热后固化处理后的固化度及玻璃化转变温度。由下表可以看出,50 kGy、65 kGy及80 kGy辐照复合材料经过160℃、180℃和200℃三种不同温度加热后固化,均获得了很高的固化度和玻璃化转变温度。

表 不同温度后固化复合材料的固化度及玻璃化转变温度

后固化 时间/min	辐照剂 量/kGy	后固化 温度/℃	固化度(%)	玻璃化转变 温度/℃
30	50	25	17.6	-3.2
		160	87.3	156.8
		180	97.4	167.3
		200	100.0	167.6
30	65	25	24.0	-0.4
		160	95.7	166.3
		180	98.7	175.1
		200	100.0	168.6
30	80	25	42.1	37.9
		160	97.4	167.6
		180	100.0	173.2
		200	100.0	167.9

50 kGy辐照复合材料在180℃加热后固化30 min,其固化度由16.7%增加到97.4%,玻璃化转变温度由-3.2℃提高到167.3℃。65 kGy及80 kGy双面辐照复合材料层压板也表现出相同的效果。但未经加热后固化(室温25℃)复合材料其固化度及

玻璃化转变温度却较低, 这表明加热后固化对低能电子束辐照复合材料的固化度和玻璃化转变温度有非常显著的影响。由上表还发现, 对于不同的辐照剂量, 当后固化温度达到 180 ℃ 以后, 复合材料中树脂已经基本完全固化, 玻璃化转变温度已经达到了最大值, 这与材料本身的理论玻璃化转变温度值非常接近。

2.3 辐照剂量对复合材料层间抗剪强度的影响

图 8 为经 50 kGy、65 kGy、80 kGy 双面辐照及 180 ℃ 加热 30 min 后固化处理的复合材料层压板层间抗剪强度。由图 8 可见, 50 kGy 辐照的复合材料层压板, 其层间抗剪强度值达到 59.62 MPa, 接近高能电子束固化复合材料的层间抗剪强度^[33]。图 9 为复合材料层间破坏扫描电镜(Scanning electron microscopy, SEM)照片, 由图 9 可见辐照剂量为 50 kGy 时, 其层间具有鱼鳞状的韧性破坏特征, 说明树脂与纤维具有良好的界面黏接效果, 所以层间抗剪强度较高, 与图 7 测试数据一致。辐照剂量为 65 kGy 时, 树脂与纤维发生剥离破坏, 说明树脂与纤维没有形成良好的界面结合, 所以层间剪切强度较小。而当辐照剂量为 80 kGy 时, 复合材料层间基本上是树脂间的基体破坏, 说明树脂间缺少化学键合, 没有形成高密度的交联固化网络结构, 导致层间抗剪强度更低。

图 8 双面辐照复合材料层压板层间抗剪强度示意图

50 kGy 和 80 kGy 辐照复合材料层压板同样是树脂间的基体破坏, 但层间抗剪强度却相差很大, 这可以从 50 kGy、65 kGy、80 kGy 电子束双面辐照后与固化度之间的关系曲线(图 10)得到解释。50 kGy 辐照复合材料的固化度只有 16.7%, 未固化树脂比例较大, 加热后固化过程中层间活性基体分子的数量较多, 这部分树脂分子在预浸带与预浸带粘接固化时以化学键结合, 所以层间黏接强度大。而辐照剂量为 80 kGy 时, 复合材料固化度达到了 52.4%, 未固化树脂比例相对减少, 层间活性树脂

分子的数量比较少, 树脂间形成的化学键合数量也相对较少, 所以层间抗剪强度低。

(a) 50 kGy

(b) 65 kGy

(c) 80 kGy

图 9 复合材料层间破坏 SEM 照片(放大 1 000 倍)

图 10 辐照剂量与固化度及玻璃化转变温度之间的关系

由图 8 可见, 电子束辐照剂量越低, 复合材料层间抗剪强度越大, 为此本文对 50 kGy 以下辐照固化进行了试验研究, 发现 50 kGy 以下辐照剂量固化复合材料层压板, 在进行加热后固化过程中, 复合材料表面出现了严重的流胶现象, 见图 11, 树脂分布很不均匀, 形成较多的孔隙缺陷, 而 50 kGy 辐照剂量以上复合材料并没有产生流胶, 因此 50 kGy 是获得良好质量复合材料层合板的临界电子束辐照剂量。

(a) 30 kGy

(b) 50 kGy

图 11 复合材料表面固化形貌

3 结论

电子束辐射固化与热固化相比具有许多独特的优点,其具有很大的发展前景。高能电子束固化工艺虽然比较成熟,与纤维缠绕、树脂传递模塑、自动铺放等相结合获得了一些成功的应用,但高能电子束辐射大,投资成本高。低能电子束固化可进一步降低成本,提高操作灵活性。论文通过对 125 keV 低能电子束与纤维铺放相结合的复合材料原位分层固化制造方法及复合材料层间剪切性能研究,获得以下结论。

(1) 125 keV 低能电子束在复合材料预浸带中能量衰减很快,不能穿透 0.125 mm 单层预浸带,双面辐照可使电子束穿透预浸带获得均匀的辐照剂量。

(2) 低能电子束双面辐照过程中,复合材料表面温度较低,最高为 41.3 °C 左右,导致复合材料的固化度和玻璃化转变温度较低,经过加热后固化处理后,复合材料中树脂几乎完全固化,玻璃化转变温度最高达到 175.1 °C。

(3) 采用 50 kGy、65 kGy 及 80 kGy 对复合材料进行双面辐照固化,并在 180 °C 加热后固化处理,50 kGy 辐照复合材料的层间抗剪强度为最大,达到 59.62 MPa,接近高能电子束固化复合材料的层间剪切强度。

(4) 研究结果表明 125 keV 低能电子束与纤维铺放相结合固化复合材料工艺是可行的。

参 考 文 献

- [1] YI Xiaosu. Technology and developments of advanced composites[M]. Beijing: Publishing Company of National Defense Industry, 2006.
- [2] HAY J, GARA P. Recent developments in thermoset curing method [J]. Aerospace Engineering, 2006, 220: 187-194.
- [3] FERABOLI P, MASINI A. Development of carbon/epoxy structural components for a high performance vehicle[J]. Composites(Part B), 2004, 35: 323-330.
- [4] CHEN Saojie. Composites and large civil aircraft[J]. New Material Industry, 2008(1): 31-35.
- [5] DEO D B, STARNES D H, HOLZWARTH J C. Low-cost composite materials and structures for aircraft applications[C/CD]//The RTO AVT Specialists Meeting on Low Cost Composite Structures, Norway, May 7-11, 2001.
- [6] GRIFFITHS B. Boeing sets pace for composite usage in large civil aircraft[J]. High-performance Composites, 2005(5): 13-20.
- [7] SANDS J M, FINK B K, MCKNIGHT S H, et al. Environmental issues for polymer matrix composites and structural adhesives[J]. Clean Products and Processes 2001(2): 228-235.
- [8] JANKE C J. Properties of electron beam cured vs. autoclave cured composites and adhesives[C/CD]//Proceedings of the second Electron Beam Curing of Composites Work-shop, September 10-11, Oak Ridge, Tennessee, 1997.
- [9] LOPATA V J, SAUNDERS C B, SINGH A. Electron-beam-curable epoxy resins for the manufacture of high-performance composites[J]. Radiation Physics and Chemistry, 1999(56): 405-415.
- [10] SAUNDERS C B, LOPATA V J, KREMERS W M, et al. Electron curing of fiber-reinforced composites: recent developments[C]//Proceedings of the 38th SAMPE Conference, Anaheim, California, May 10-13, 1993: 1681.
- [11] Raghavan J. Evolution of cure, mechanical properties and residual stress during electron beam curing of a polymer composite[J]. Composites(Part A), 2009, 40: 300-308.
- [12] EBERLE C C, JANKE C J, SANDS J A, et al. Interfacial properties of electron beam cured composites[R]. Cooperative Research and Development Agreement Final

- Report for Cooperative Research and Development Agreement Number ORNL99-0544, 2005.
- [13] SAUNDERS C B, SINGH A. The advantages electron-beam curing of fibre-reinforced composites[R]. Atomic Energy of Canada Limited Report, RC-264 Available from Scientific Document Distribution Office(SDDO), Atomic Energy of Canada Limited, Chalk River, Ontario K0J 1J0, 1989.
- [14] JANKE C J. Electron beam curing of polymer matrix composites[R]. U.S. Dept. of Energy CRADA, Y-1293-0233, ORNL/M6115, 1997.
- [15] NORRIS R E, JANKE C J, EBERLE C, et al. Electron beam curing of composites overview[R]. Copyright© Society of Automotive Engineers, Inc., 2000.
- [16] BEZIER D, CAPDEPUY B. Electron beam curing of composites[C]// Proceedings of the 35th International SAMPE Symposium and Exhibition, 1990: 35.
- [17] LOPATA V J, SIDWELL D R, FIDGEON E, et al. Preliminary test results for a type-trial repair on air Canada airbus aircraft fleet[C/CD]//The 43rd International SAMPE Conference, 1998.
- [18] LOPATA V J, FIDGEON E. EB processing for repair of commercial aircraft: A status report[C/CD]//Proceedings of the 46th International SAMPE Symposium and Exhibition, 2001.
- [19] GOODMAN D L, PALMESE G R. Handbook of polymer blends and composites[M]. Shropshire, UK: Rapra Technology Ltd., 2002.
- [20] BEREJKAA A J, EBERLE C. Electron beam curing of composites in North America[J]. Radiation Physics and Chemistry, 2002, 63: 551-556.
- [21] COYNER J. Flywheel energy storage fabrication[C/CD]// Proceedings of the 2nd Electron Beam Curing of Composites, Oak Ridge, Tennessee: Workshop, 1997.
- [22] SINGH A, SAUNDER C B S, JOHN W, et al. Electron Processing Of Fibre-Reinforced Advanced Composites[J]. Radiat. Phys. Chem., 1996, 48(2): 153-170.
- [23] PROEL TECNOLOGIE S P A. Method for the production of extraction grids for ion generation and grids produced according to said method: US, US5272412[P]. 1993-12-21.
- [24] GUASTI F, ROSI E. Low energy electron beam curing for thick composite production[J]. Composites: Part A 1997, 28: 965-969.
- [25] BYKANOV A N, GOODMAN D L. Automation tape placement with in-situ electron beam cure: process parameters optimization[C/CD]//45th International SAMPE Symposium May, 2002.
- [26] GOODMAN D L, BYRNE C A, YEN A, et al. Automated tape placement with in-situ electron beam cure[J]. SAMPE Journal, 2000, 36(2): 11-17.
- [27] CRIVELLO J V, WALTON T C, MALINK R. Fabrication of epoxy matrix composites by electron beam induced cationic polymerization[J]. Chem. Mater., 1997, 9: 1273-1284.
- [28] ALESSI S, CALDERARO E, PARLATO A, et al. Ionizing radiation induced curing of epoxy resin for advanced composites matrices[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B, 2005(236): 55-60.
- [29] NISHITSUJI D A, MARINUCCI G I, EVORA M C, et al. Cationic concentration effects on electron beam cured of carbon-epoxy composites[J]. Radiation Physics and Chemistry, 2010(79): 306-309.
- [30] GLAUSER T. Electron-beam curing of thermoset resins for composites[D]. Stockholm, Sweden: The Royal Institute of Technology, 1999.
- [31] SHENG Ye, CRAMER N B, BOWMAN C N. Relationship between glass transition temperature and polymerization temperature for cross-linked photopolymers[J]. Macromolecules, 2011, 44: 490-494.
- [32] BOEY F Y C, LANG W Q. Glass-transition temperature-conversion relationship for an epoxy-hexahydro-4-methylphthalic anhydride system[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2000, 78: 511-516.
- [33] SAUNDERS C, LOPATA V, KREMERS W. Electron curing of composite structures for space applications. Executive summary [R]. Phillips Laboratory, Submitted by AECL Technologies Inc. Suite 410-92210 Corporate BLVD 20850, 1997.

作者简介: 赵新明, 女, 1965 年出生, 副教授。主要研究方向复合材料制造工艺及复合材料界面。

E-mail: zhaoxinming6537@126.com

段玉岗(通信作者), 男, 1971 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为复合材料制造工艺与装备, 增材制造技术。

E-mail: ygduan@mail.xjtu.edu.cn