

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2021.09.029

树脂基复合材料易碎盖设计和优化研究进展

李伟¹, 李照谦², 南博华², 杨鑫宇³, 周翔³

(1. 上海交通大学材料科学与工程学院, 金属基复合材料国家重点实验室, 上海 200240; 2. 上海航天设备制造总厂有限公司, 上海 200245; 3. 上海交通大学航空航天学院, 上海 200240)

摘要:从树脂基复合材料在易碎盖领域应用的优势出发,按照易碎盖在导弹发射过程中的分离方式,从整体穿透式、整体抛出式和多瓣分离式等三个方面介绍了国内外树脂基复合材料易碎盖的设计和优化研究进展,分析了影响树脂基复合材料易碎盖性能的关键因素,综述了树脂基复合材料易碎盖的结构设计特别是薄弱区的设计和优化对易碎盖性能的影响。

关键词:树脂基复合材料; 导弹发射箱易碎盖; 分离方式; 薄弱区结构设计和优化

中图分类号: TQ322.4+1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2021)09-0150-05

Research Progress on Design and Optimization of Resin Matrix Composite Fragile Cover

Li Wei¹, Li Zhaoqian², Nan Bohua², Yang Xinyu³, Zhou Xiang³

(1. The State Key Lab of Metal Matrix Composites, School of Materials Science and Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China; 2. Shanghai Aerospace Equipments Manufacturer Co., Ltd., Shanghai 200245, China; 3. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Based on the advantages of resin matrix composites as fragile cover materials, the research progresses on design and optimization of the resin matrix composite fragile cover were reviewed from three aspects: integral penetration, integral separation and multi-part separation, according to the separation mode in missile launching. The key factors affecting the performance of the fragile cover were analyzed and the structure design of resin matrix composite fragile cover, especially the influence of the structure design and optimization of the weak region on the properties of the fragile cover were introduced.

Keywords: resin matrix composite; fragile cover of missile launch container; separation mode; structure design and optimization of the weak region

导弹发射箱盖是导弹贮存和发射系统的重要组成部分,在贮存和运输时对导弹起保护作用;在发射导弹时需要迅速打开以保证导弹的顺利发射。传统的导弹发射装置一般采用机械式开盖或爆破盖等形式的金属盖,但因其复杂的开盖机构和较高的维护成本逐渐被易碎盖所替代^[1]。复合材料,特别是树脂基复合材料,以其优异的性能优势,逐渐成为导弹发射箱易碎盖的首选。目前,一些发达国家已经采用树脂基复合材料制备成导弹发射装置的易碎盖并开始装配使用,比如美国 MK41 导弹发射系统、英国“海浪”垂直发射系统和俄罗斯 C-300 型导弹垂直发射装置等^[2]。

笔者从树脂基复合材料的性能特点出发,按照易碎盖

在导弹发射时的分离方式,从整体穿透式、整体抛出式和多瓣分离式等三个方面详细综述了国内外树脂基复合材料易碎盖的设计和优化研究进展。

1 树脂基复合材料

树脂基复合材料是以聚合物为基体,纤维作为增强相制备而成的复合材料,已经在航天领域有着广泛的应用,对航天部件的轻量化、小型化和高性能化起到了至关重要的作用^[3-5]。作为导弹发射箱易碎盖材料的首选,树脂基复合材料与传统的金属材料相比,具有如下优势:

(1) 树脂基复合材料具有高的比强度和比模量,在相同承载能力下能够减轻导弹发射箱盖的质量,有助于实现导弹

基金项目: 上海交通大学航天先进技术联合研究中心技术创新项目基金 (USCAST2016-19)

通信作者: 李伟, 博士, 助理研究员, 主要从事树脂基复合材料研究

收稿日期: 2021-07-01

引用格式: 李伟, 李照谦, 南博华, 等. 树脂基复合材料易碎盖的设计和优化研究进展 [J]. 工程塑料应用, 2021, 49(9): 150-154.

Li Wei, Li Zhaoqian, Nan Bohua, et al. Research progress on design and optimization of resin matrix composite fragile cover[J]. Engineering Plastics Application, 2021, 49(9): 150-154.

发射装置的轻量化;

(2) 树脂基复合材料具有良好的耐腐蚀性能,可以适应严酷的作战环境(比如湿热、高温等),同时还可以在海上等环境下使用;

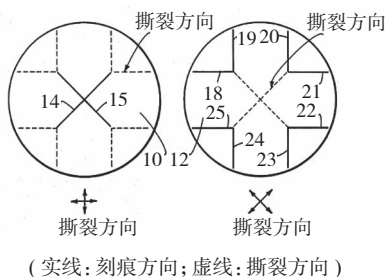
(3) 树脂基复合材料具有可设计性,可以通过纤维和基体的选择、纤维铺层设计,特别是薄弱区域的设计等,使易碎盖在导弹发射过程中按照预先设计的破坏方式和破坏轨迹发生破坏。

2 树脂基复合材料在导弹发射箱易碎盖中的应用

目前,应用于导弹发射箱易碎盖的树脂基复合材料大多以玻璃纤维增强环氧树脂为主,也有少量使用玻璃纤维增强硅橡胶复合材料^[6]和玻璃纤维增强不饱和聚酯树脂复合材料^[7]作为易碎盖材料的数值模拟及应用研究。国内外对树脂基复合材料易碎盖的研究重点在于易碎盖的结构设计,根据易碎盖的破坏方式不同,可分为三种类型:整体穿透式、整体抛出式和多瓣分离式。

2.1 树脂基复合材料整体穿透式易碎盖

该种易碎盖制备时在玻璃纤维布上预先设计刻痕以形成薄弱区,通过设计具有不同刻痕方向的纤维布铺层方式来控制易碎盖的破坏轨迹,在导弹发射时利用弹头将易碎盖整体穿透,并且没有碎片飞出,不会对导弹的发射产生影响。W. J. Doane^[8]在美国专利中公开了一种整体穿透式玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料易碎盖,为该种易碎盖的设计和应用研究奠定了基础。该专利首先将玻璃纤维布上的设计区域沿纤维方向刻痕形成薄弱区,并且将具有不同刻痕方向的纤维布叠加,使得相邻两层的撕裂方向和刻痕方向重合,以实现易碎盖破坏时撕裂方向的控制(如图1所示)。导弹发射时,在弹头的作用下,树脂基复合材料易碎盖可沿预先设计的轨迹整体穿透,无碎片飞出。



(实线:刻痕方向;虚线:撕裂方向)

图1 整体穿透式树脂基复合材料易碎盖相邻两层纤维布刻痕设计图

Wang Huifang等^[9]对整体穿透式的玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料易碎盖进行了结构设计和弹头冲击过程的数值模拟。首先在玻璃纤维平纹布上沿其经/纬方向预制刻痕形成薄弱区,并将多层带刻痕的玻璃纤维布按设计的方向进行铺层(如图2所示)。为了获得最佳的铺层方案,设计了6种铺层结构,并通过数值分析模拟弹头冲击易碎盖的

过程。结果显示,弹头受到的应力随着玻璃纤维布层数的增加而增大,最优化的铺层设计(基本层+4层预制刻痕层)方案可以满足弹头的安全性要求,在弹头冲击过程中复合材料易碎盖沿着原有设计方案被整体穿透,并且没有碎片飞出。

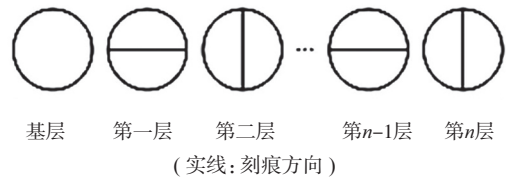


图2 整体穿透式树脂基复合材料易碎盖的纤维布刻痕和铺层设计示意图

周光明等^[10]同样使用在玻璃纤维布上预制刻痕的方法,使用玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料设计并制备了整体穿透式易碎盖。并进一步针对某些型号导弹顶破时与防护盖的接触位置偏于发射箱中心位置的情况,使用玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料设计了一种新型的整体穿透式易碎薄膜盖(如图3所示)^[9],在易碎盖相对于导弹顶部的位置(非易碎盖中心)设置薄弱区,沿玻璃纤维布的纤维方向制作刻痕,并用十字高强丝填满刻痕。上述研究首先通过数值模拟确定了设计方案,并制备了易碎盖进行试验验证,结果表明所设计的树脂基复合材料易碎薄膜盖能承受贮存时气压,在导弹发射时顶破载荷较小且以预定的形式发生破坏。

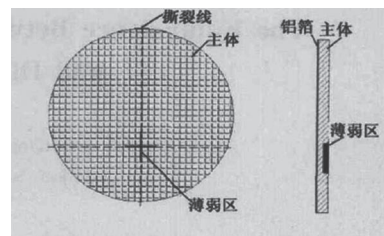


图3 偏心式树脂基复合材料易碎盖的设计示意图

2.2 树脂基复合材料整体抛出式易碎盖

该种易碎盖更适合于燃气开盖模式,利用导弹发射时在发射筒中产生的高压燃气将易碎盖整体抛出后,完成导弹的发射过程。树脂基复合材料整体抛出式易碎盖的设计重点在于易碎盖主体与框架(法兰)结合部位的薄弱区设计,通过胶接、加贴加强层以及在易碎盖上设计凹槽结构等方法来实现对易碎盖失效应力和抛出轨迹的控制。

周光明等^[10]设计和制备了一种圆形树脂基复合材料整体抛出式易碎薄膜盖,其主体和框架使用玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料制成,在预定设计位置将易碎盖主体与框架用环氧树脂胶接作为薄弱区,并且在胶接部位的内外表面铺贴加强纤维布(加贴层)以提高薄弱区的强度。获得的易碎盖在导弹的贮运阶段能够承受一定气压,实现对导弹的保护作用;在导弹发射时在导弹引擎产生的气流冲击下加贴层和

胶层发生破坏,可以整体飞出。

在此基础上,相关学者^[11-14]对玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料整体抛出式易碎盖薄弱区的结构进行了设计和分析,考察了薄弱区结构的位置(薄弱区离底面的距离)、加贴层厚度和搭接长度对易碎盖破坏压力的影响。钱元等^[13]的数值模拟分析结果表明:随着薄弱区离底面距离的增加,易碎盖的破坏压力降低;增加加贴层的厚度有助于提高易碎盖的破坏压力,但增加到一定极限数值以后,继续增加加贴层厚度很难线性地提高易碎盖的强度;加贴层的搭接长度与易碎盖的破坏压力基本呈线性增长关系。曹然等^[14]通过数值模拟发现薄弱区中间的胶层主要承担拉伸载荷作用,加贴层主要承担弯曲载荷作用,加贴层搭接长度主要影响结构的剪切强度,并且在一定范围内搭接长度增量与易碎盖结构强度基本呈线性关系。蔡登安^[15-16]等通过数值模拟和试验验证发现:薄弱区离底面的高度对易碎盖的冲破性能具有显著影响,在一定范围内,易碎盖的失效压力随薄弱区离底面的高度呈先增加后降低的趋势,而加贴层的长度及厚度对易碎盖的冲破性能影响较小。除了圆形的树脂基复合材料易碎盖之外,钱元等^[17]针对某些型号的发射箱受到导弹形状的限制不能保证为圆形、导致易碎盖的薄弱区在受载过程中应力不均一的问题,通过数值模拟结果总结了方形玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料易碎盖的设计关键因素,并提出两种结构优化的方案:(1)提高抛出部分(易碎盖主体)的抗弯刚度;(2)调整薄弱区周围的强度,使各薄弱区域的强度有差异,令各区域薄弱区破坏时间相对一致。为有效提高大尺寸非圆形树脂基复合材料发射箱易碎盖的整体冲破性能提供了参考。

除了上述研究中通过易碎盖主体和框架之间设计胶接+加贴层的方式构建薄弱区之外,徐澧明等^[18]通过在抛出体和法兰之间的预定位置制造凹槽的方法构建薄弱区,设计了一种圆形平面结构的玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料易碎盖(如图4所示)。

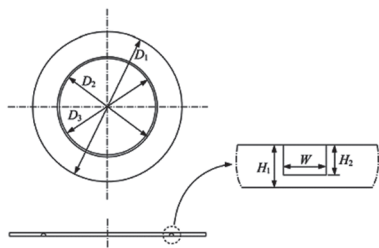


图4 树脂基复合材料整体抛出式易碎盖薄弱区(凹槽)设计示意图

制造好凹槽后,在凹槽中注入环氧树脂并打磨平整,无需对易碎盖完全切割,既可以使易碎盖具有更好的气密性,又可以降低其整体性能的离散型。并通过数值分析研究了

盖体厚度和凹槽宽度对易碎盖承压性能和冲破性能的影响,结果发现,盖体厚度的变化对易碎盖的变形及极限承压值影响较大,而薄弱区凹槽宽度的变化对其影响十分有限。

整体抛出式树脂基复合材料易碎盖不适合在大的发射装置中应用,因为抛出部分的质量较大并且以随机方式飞出,会对周围装置形成潜在的风险。因此研究者进一步地对发射过程中沿特定方向整体抛出的树脂基复合材料易碎盖进行了研究。孙志彬等^[19]采用调整加强贴厚度和保留易碎盖主体与法兰之间“不刻断”的方式来实现对圆形易碎盖薄弱区强度的控制,进而实现对易碎盖抛出方向的控制。沿着主体与法兰接触区域的周向将薄弱区设计成3个部分(分别为加强贴厚度0.5 mm、1.0 mm和不刻断)以控制薄弱区的强度,通过不同强度的薄弱区沿圆周占据的角度比例不同设计了4种薄弱区的结构形式,通过数值模拟计算了薄弱区强度分布对易碎盖定向抛出方式的影响。并通过试验验证了控制薄弱区强度分布来实现圆形树脂基复合材料易碎盖整体定向侧抛的可行性。Zhou Guangming等^[20]同样采用引入非裂纹薄弱区的方法来设计薄弱区强度分布,进而控制树脂基复合材料易碎盖的定向抛出。易碎盖采用“三明治”结构,两侧为玻璃纤维增强环氧树脂复合材料,中间为聚氨酯多孔泡沫。易碎盖主体和框架之间的薄弱区不是完全胶接,而是引入部分非裂纹薄弱区结构,胶接区域为薄弱区的低强度区而非裂纹薄弱区为高强度区。通过设计非裂纹薄弱区和胶接区沿圆周方向的角度分布,设计了6种薄弱区的结构形式(如图5所示)。数值模拟表明:在气流冲击过程中,易碎盖在薄弱区的低强度区域产生初始裂纹,然后逐渐扩展至高强度区,最终使其完全分离,易碎盖沿设计方向定向抛出。试验结果证实:相比于全胶接结构设计的易碎盖在爆破过程中整体向上飞出后会落在发射筒附近(平均距离1.7 m),具有非裂纹薄弱区的防护盖发生定向侧抛后飞的更远(至少6 m),并且无碎片产生,有效降低了因大质量易碎盖整体抛出后造成对周围装置撞击的风险。

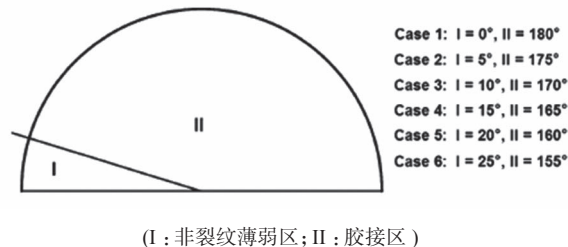


图5 树脂基复合材料整体抛出式易碎盖中非裂纹薄弱区设计示意图

2.3 树脂基复合材料多瓣分离式易碎盖

整体抛出式易碎盖抛出部分质量较大,携带的能量较高,即使采用改进的定向抛出方案,仍然可能对周围的设备和人员造成潜在的威胁。树脂基复合材料多瓣分离式易碎

盖在导弹发射过程呈多瓣式飞出,可以有效减小易碎盖碎片的质量。该种形式的易碎盖将盖体设计成多瓣的形式,各瓣之间胶接在一起;或者在整体易碎盖上通过设计刻痕和应力槽形成薄弱区,在导弹发射时使易碎盖按照预先设计的形式实现多瓣分离飞出。

Wu 和 T. Y. Kam 等^[21-22]设计并制备了一种多瓣分离式易碎盖,其主体由4块玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料层压板组成,层压板之间以及层压板与边框之间采用胶粘剂胶接的方式连接(如图6所示)。

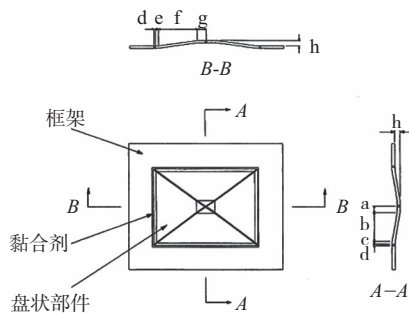


图6 树脂基复合材料多瓣分离式易碎盖设计示意图

复合材料层压板采用2种类型的玻璃纤维布叠加而成,通过数值模拟分析了不同类型纤维布的铺层方式和5种规格的胶粘剂胶接对易碎盖静态爆破强度和抗外部载荷性能的影响。结果表明,胶粘剂的胶接性能对易碎盖静态爆破强度和抗外部载荷失效压力起着决定性的作用,在静态爆破和受外部载荷过程中,易碎盖的胶接处首先开始失效,而铺层厚度的增加导致了胶结强度的提高,进而使易碎盖静态爆破强度和抗外部载荷失效压力提高。在爆破过程中,易碎盖在冲击力的作用下能够按照设计的方式以4瓣向外飞出,易碎盖抗外部载荷的失效压力远大于内部爆破压力,试验验证结果与数值模拟结果吻合,试验和数值模拟结果中得到的失效强度差距基本都在10%之内。

Zeng Wei 等^[23]结合了整体抛出式易碎盖薄弱区的设计方式,设计了具有5个分离部分(4个瓜瓣+1个顶盖)的玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料多瓣分离式易碎盖,各连接区域使用环氧树脂胶接+加贴层的方式连接,数值模拟结果表明:易碎盖在破坏过程中,失效压力随着加贴层长度的增加而增加,易碎盖顶盖首先被顶出,然后4个瓜瓣被破坏。李文龙等^[24]采用类似的连接设计方式,设计了一种玻璃纤维布增强环氧树脂复合材料多瓣分离式易碎盖,将易碎盖分为框架、球面薄弱区、柱面薄弱区和6块完全相同的分离体4个部分(如图7所示)。球面薄弱区和柱面薄弱区均使用胶接+加贴层的方式,通过研究加贴层的搭接长度和厚度对薄弱区承载能力的影响规律,确定了易碎盖薄弱区不同区域的最优化加贴层搭接长度和厚度,数值模拟和试验验证结果

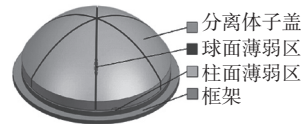


图7 兼具球面薄弱区和柱面薄弱区的多瓣分离式易碎盖设计示意图表明:冲破过程中多瓣易碎盖各薄弱区域基本同时破坏,易碎盖沿预设轨迹呈6瓣飞出,数值模拟和试验中得到的易碎盖冲破压力也非常接近。

除了多瓣部分的胶接连接以外,还可以通过在整体式易碎盖上预制分瓣裂纹(或应力槽)以及利用拓扑互锁原理等非胶接的方式实现易碎盖的多瓣分离飞出。徐文彬^[6]采用预制分瓣裂纹的方式该方法设计了纤维增强硅橡胶复合材料多瓣分离式易碎盖,易碎盖厚度为5 mm,预置分瓣裂纹深度为3 mm(剩余2 mm仍为复合材料),并通过数值模拟分析了易碎盖的瓣数(6瓣、8瓣和12瓣)和裂纹强度对弹体冲击易碎盖过程受到冲击力的影响,结果发现冲击力随着易碎盖瓣数的增加而降低,随裂纹强度的增加而增加。安庆升等^[26]针对弹体轴线与发射箱箱体几何中心线不重合的问题,通过仿真分析和样件试验验证,提出了一种局部玻璃纤维织物增强环氧树脂泡沫复合材料易碎盖,通过预制应力槽的方式实现易碎盖的多瓣分离。魏凤春等^[7]利用拓扑互锁原理和有限元方法设计并制备了一种新型的树脂基复合材料易碎隔水罩,其承载层使用玻璃纤维布增强不饱和聚酯树脂复合材料,采用的子构件是按照一定的规则排列并施加边界约束的,各子构件相互以曲面或者平面接触而没有胶接,每一个子构件都被相邻子构件的接触面所固定。考虑到子构件的制造误差和装配误差以及拓扑互锁结构可能存在的密封问题,又在拓扑互锁层上设计了环氧树脂密封层与每个子构件粘结(如图8所示)。拓扑互锁原理满足隔水罩结构的强度和刚度要求,当反向施加一个较小冲击力时,隔水罩可完成触发碎裂。通过试验验证获得的易碎盖冲击时的最大应力和反向集中力作用发生破碎时的最大压力与有限元结果基本一致。

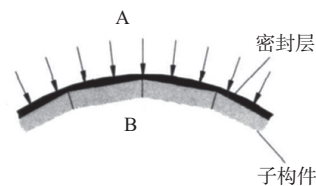


图8 拓扑互锁式树脂基复合材料多瓣分离式易碎盖设计示意图

3 结语

树脂基复合材料以其高的比强度、比模量,良好的耐腐蚀性能和可设计性成为导弹发射箱易碎盖材料的首选,针对易碎盖的形状和分离方式的不同需求,研究人员在树脂基复

合材料的选择、结构设计和优化特别是易碎盖中薄弱区的设计和优化方面开展了大量的数值模拟和试验验证等研究工作,取得了较为丰富的研究成果,为树脂基复合材料易碎盖技术的发展提供了有力支撑。

参考文献

- [1] 张艳,等.理化检验-物理分册,2019,55(3):145-150.
Zhang Yan, et al. PTCA, Part A: Phys. Test., 2019, 55(3), 145-150.
- [2] 王岩,等.纤维复合材料,2019(3):49-52.
Wang Yan, et al. Fiber Composites, 2019(3):49-52.
- [3] 赵云峰,等.宇航材料工艺,2016(4):1-7.
Zhao Yunfeng, et al. Aerospace Materials & Technology, 2016(4):1-7.
- [4] 熊健,等.复合材料学报,2021,38(6):1629-1650.
Xiong Jian, et al. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2021, 38(6): 1629-1650.
- [5] 李斌太,等.航空材料学报,2016,36(3):92-100.
Li Bintai, et al. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(3): 92-100.
- [6] 徐文彬.科学技术创新,2019,17:88-89.
Xu Wenbin. Scientific and Technological Innovation, 2019, 17:88-89.
- [7] 魏凤春,等.工程塑料应用,2008,36(1):41-43.
Wei Fengchun, et al. Engineering Plastics Application, 36(1):41-43.
- [8] Doane W J. Frangible fly through diaphragm for missile launch canister: US Pat.4498368[P].1985.
- [9] Wang Huifang, et al. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1676, 012105.
- [10] 周光明,等.南京航空航天大学学报,2004,36(6):693-696.
Zhou Guangming, et al. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6), 693-696.
- [11] 周光明,等.宇航学报,2006,27(2):276-280.
Zhou Guangming, et al. Journal of Astronautics, 2006, 27(2):276-280.
- [12] 周光明,等.宇航学报,2007,28(3):707-712.
Zhou Guangming, et al. Journal of Astronautics, 2007, 28(3): 707-712.
- [13] 钱元,等.航空学报,2012,33(3):487-493.
Qian Yuan, et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(3), 487-493.
- [14] 曹然,等.固体火箭技术,2015,38(4):549-553.
Cao Ran, et al. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(4): 549-553.
- [15] 蔡登安,等.固体火箭技术,2016,39(6):797-802.
Cai Deng'an, et al. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(6):797-802.
- [16] Cai Deng'an, et al. Journal of Composite Materials, 2017, 51(18): 2607-2617.
- [17] 钱元,等.航空学报,2013,34(4):826-832.
Qian Yuan, et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4), 826-832.
- [18] 徐澧明,等.上海航天,2021,38(1),119-127.
Xu Liming, et al. Aerospace Shanghai, 2021, 38(1), 119-127.
- [19] 孙志彬,等.南京航空航天大学学报,2012,44(6):803-808.
Sun Zhibin, et al. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(6):803-808.
- [20] Zhou Guangming, et al. Appl Compos Mater, 2016, 23: 623-638.
- [21] Wu J H, et al. Proc Inst Mech Eng, 1999, 213, Part G, 187-195.
- [22] Kam T Y, et al. Composite Structures, 1999, 47: 563-569.
- [23] Zeng Wei, et al. Applied Mechanics and Materials, 2013, 395-396: 55-59.
- [24] 李文龙,等.弹箭与制导学报,2019,39(1):21-24.
Li Wenlong, et al. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(1): 21-24.
- [25] 李文龙,等.兵器装备工程学报,2016,37(12):135-139.
Li Wenlong, et al. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016, 37(12):135-139.
- [26] 安庆升,等.复合材料科学与工程,2021(5):73-79.
An Qingsheng, et al. Composites Science and Engineering, 2021(5):73-79.
- [27] 王遂,等.材料科学与工艺,2017,25(1):92-96.
Wang Sui, et al. Materials Science and Technology, 2017, 25(1):92-96.
- [28] Wang Jian, et al. Journal of Thermoplastic Composite Materials, 2018, 31(8):1013-1028.
- [29] Solorza-Nicolas O, et al. Polymer Engineering & Science, 2019, 59(2):1-8.
- [24] Wang Jian, et al. Composites Science and Technology, 2015, 117(5):18-25.
- [25] Mao Qianchao, et al. Composites Science and Technology, 2015, 106:47-54.
- [26] 王建,等.高分子材料科学与工程,2016,32(9):108-112, 118.
Wang Jian, et al. Polymer Materials Science and Engineering, 2016, 32(9):108-112, 118.

(上接第149页)