

无人机结构件低成本聚合物材料替代技术研究

李杰, 史锦涛, 李永珂, 刘岩, 李冰桐, 姜荣欣, 张冰*, 杨静*

(北京化工大学机电工程学院, 北京 100029)

摘要: 针对两栖无人机结构件成本控制与力学性能兼顾的需求, 本文开展了低成本聚合物材料替代及力学性能验证研究。通过聚焦机臂基节等核心受力部件, 选取碳纤维短纤材料 (ZOLTEK PX35) 与低成本 PC 材料作为替代候选材料, 结合有限元分析与弯曲强度校核系统验证在极限工况下的适用性。有限元仿真结果表明: 飞行系统所受的最大应力为 22.71 MPa, 行走系统三足站立极限状态下最大应力为 194.2 MPa。弯曲强度校核显示: 碳纤维短纤材料 (ZOLTEK PX35) 抗拉强度为 290 MPa, 均能覆盖实际受力需求, PC 材料抗拉强度为 65~70 MPa, 其强度储备能满足飞行系统实际受力需求, 且 PC 材料成本显著低于传统航空材料。研究实现了两栖无人机结构件低成本材料替代的可行性验证, 为同类产品的成本优化与性能保障提供了技术参考。

关键词: 两栖无人机; 碳纤维; 聚碳酸酯 (PC); 有限元分析; 应力

引用论文: 李杰, 史锦涛, 李永珂, 等. 无人机结构件低成本聚合物材料替代技术研究 [J]. 橡塑技术与装备, 2026, 52(10):47-52.

中图分类号: TQ340.1

文献标识码: B

文章编号: 1009-797X(2026)10-0047-06

DOI:10.13520/j.cnki.rpte.2026.10.009

0 引言

无人机技术是近现代航空航天领域内发展速度最快、应用覆盖面最广的技术成果之一。近年来, 通信技术、数字信号处理技术、自动控制技术及各类轻质材料的持续进步, 推动该技术在军事、民用、工业等多个领域实现了快速拓展与普及应用^[1-2]。从可跨越的介质类型来看, 无人机可分为单栖、两栖与多栖无人机^[3]。与单栖无人机相比, 两栖及多栖无人移动平台的活动空间得到了大幅拓展, 对复杂环境的适应能力也显著提升, 能够灵活切换水、陆、空等不同环境下的运动形式, 进而完成复杂场景中的环境探测、侦察与勘测等任务^[4]。

有限元强度分析作为航空结构设计的核心环节之一, 旨在通过理论计算或仿真模拟, 评估结构在载荷下的承载能力与变形特性, 确保其在极限工况下不发生破坏或过量变形^[5]。碳纤维短纤材料因其质量轻、强度大、刚度高、抗疲劳性好等优点, 被广泛应用于军民飞机的机体、主翼、尾翼、刹车片及蒙皮等部位。采用碳纤维短纤材料可以大幅节约飞机能耗, 使得飞机航程更远, 机动灵活性能更强^[6]。聚碳酸酯 (PC) 是一种分子链含碳酸酯基的高分子聚合物, 具备出色

的力学、光学、耐热、耐蠕变和阻燃性能, 可用在飞行器的部件加工中^[7]。

本文聚焦两栖无人机开展结构设计与有限元强度分析工作, 旨在满足其在空中与地面作业的性能需求。针对飞行系统, 根据升力、重力等受力情况开展结构性能验证; 针对行走系统, 采用六足设计并开展多步态运动下的受力情况验证。通过对上述两大系统开展有限元仿真来分析各关键部件的受力特性, 进而验证碳纤维短纤材料与 PC 材料等低成本聚合物材料是否能够满足两栖无人机多场景作业的强度要求。

1 两栖无人机的总体设计

两栖无人机的结构设计包括, 飞行系统结构设计、行走系统结构设计, 如下图 1 所示。

空中飞行模块采用多旋翼无人机的设计, 多旋翼无人机具有结构简单、维护便利、操作难度低、能够垂直起降、续航时间相对较短等特点, 一般应用在航

作者简介: 李杰 (1999-), 男, 硕士研究生在读, 主要从事聚合物加工工艺与设备方面的研究。

* 为通讯作者



图1 两栖无人机实物图

拍、测绘、巡检、消防、植保和短途低载重物流运输等场合。本设计中飞行模块要有良好的载重能力、稳定性和抗风能力，还要尽可能的减少复杂结构以减轻重量，综合考虑后采用六旋翼设计。机架布局采用X字型设计，具有更高的机动性（有更多的旋翼参与俯仰和滚转姿态控制），能调动更多电机对姿态调整指令做出响应，这让无人机的稳定性与机动性得到提升，空中转向操作也更为灵活迅速。

在两栖无人机重量的限制和负载重量要求下，行

走系统要具有极强的负载能力。因此，使用六条机械腿作为两栖无人机的爬行动力系统，有6条机械腿做支撑，在地面6个接触点，这使得他在不平坦的地面上具有更好的稳定性，同时拥有3足步态、4足步态和5足步态，能够灵活的适应各种地形，即使是有一两条腿损坏，依然能够通过调整其它腿的运动来保持移动能力，提高了两栖无人机的鲁棒性。

2 无人机结构强度分析

本文飞行系统结构件实际采用T700-12K连续碳纤维复合材料，行走系统结构件实际采用7075铝合金材料。首先对该两栖无人机当前应用的基准材料开展结构强度仿真与校核，明确核心受力部件的极限工况载荷与应力分布特征，为后续碳纤维短纤增强复合材料的替代可行性验证提供理论依据。

2.1 材料参数

无人机结构中，飞行系统的控制器仓、机臂、电池仓，行走系统的腿架结构、基节、股节、胫节等材

表1 无人机各结构件材料参数表

结构部件	材料名称	弹性模量/GPa	泊松比	密度/(g·cm ⁻³)	屈服强度/MPa
控制器仓、机臂、电池仓	T700-12K 碳纤维	210	0.307	1.76	3 400
腿架结构、基节、股节、胫节	7075 铝合金	71	0.33	2.81	455

料参数如下表1所示。

2.2 飞行系统结构强度分析

2.2.1 载荷及边界条件

依据已知的电机转速 $N(\text{rpm})$ 、空气密度 $\rho(\text{kg}/\text{m}^3)$ 、螺旋桨直径 $D_p(\text{m})$ 和螺旋桨拉力系数 C_T 可得螺旋桨拉力 T 为：

$$T = C_T \rho \left(\frac{N}{60} \right)^2 D_p^4 \quad (1)$$

单个螺旋桨的拉力为 T ，当分析飞行系统的其中一个机臂强度时，机臂与控制器仓连接的一端固定，机臂的另一端处于悬空状态，故将机翼简化为一端固支一端自由的悬臂梁结构，将靠近机身一端的机翼添加固定约束，在电机上方施加一个垂直的拉升力 T 。

当分析飞行系统的整体强度时，飞行系统有一个自身的重力 G ，其整体结构皆为刚性连接，故可以看作一个整体，电池仓下端添加固定约束，给6个电机上方分别施加一个垂直的拉升力 T 。

2.2.2 有限元分析

为了保证两栖无人机飞行的稳定性，对机臂进行

静力学仿真，在6根完全相同的机臂中选择1根，在机臂末端的电机上施加1/6的机身重量，保持另一端固定，结果如下图2所示。

然后对飞行部分进行整体仿真，对每一个电机施加方向向上，大小等于1/6重量的力，固定电池仓后得到的结果如下图3所示。

机臂静力仿真图和飞行部分静力仿真图对比看出，在两栖无人机悬停时，机身受到的最大应力值为22.71 MPa，而飞行部分所用的T700-12K碳纤维屈服强度高达3 400 MPa，非常安全。飞行部分的最大位移量保持在0.2 mm以下，说明结构刚度较强，能够支撑两栖无人机的正常飞行。

2.3 行走系统结构强度分析

2.3.1 载荷及边界条件

两栖无人机在行走时要支撑起整体重量，因此行走系统受到向下的重力 G 。

模拟两栖无人机在飞行以及3足、4足、5足、6足瞬态站立时的结构受力状态，3足站立时将站立的3足足跟添加为固定约束；4足站立时将站立的四足足



图2 单个机臂静力仿真图

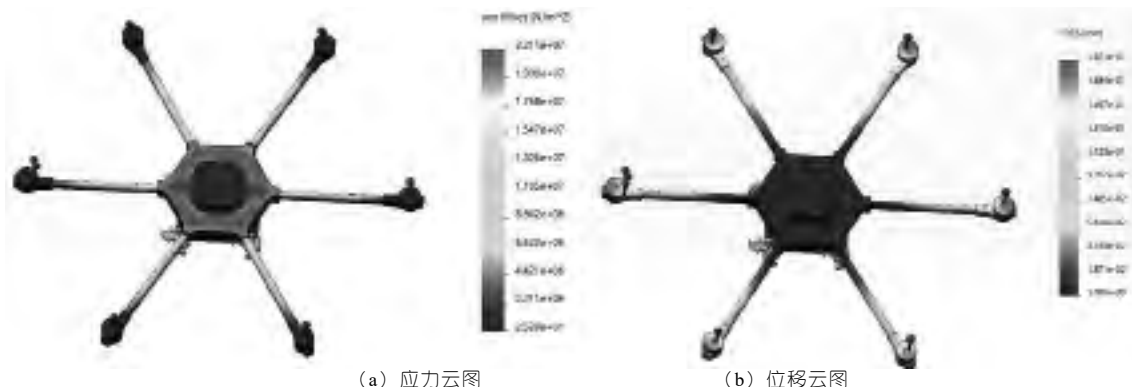


图3 飞行部分静力仿真图

跟添加为固定约束；5足站立时将站立的5足足跟添加为固定约束；6足站立时将站立的6足足跟添加为固定约束。

2.3.2 有限元分析

为确保所设计两栖无人机具有良好的结构强度，模拟两栖无人机在飞行以及3足、4足、5足、6足站立时的结构受力状态，对两栖无人机的结构进行静力学仿真。

在两栖无人机的顶部施加方向向下大小等于负载要求的力，然后将6条机械腿全部设为站立状态进行模拟得到图4(a)，将1号腿设置为抬起状态，其他腿设置为站立状态进行模拟得到图4(b)，将1号腿和4号腿设置为抬起状态，其他腿设置为站立状态得到图4(c)，将1号腿、3号腿、5号腿设置为抬起状态，2号腿、4号腿、6号腿设置为站立状态得到图4(d)。

由上图可知，6足站立状态时，两栖无人机受到的最大应力值在4种状态中最小为67.32 MPa。3足状态站立时，两栖无人机所受到的最大应力值在4种状态中最大为194.2 MPa。机械腿使用的7075铝合金的屈服强度为455 MPa，不会导致材料的塑性变形和破坏。

3 无人机关键梁结构弯曲强度校核

由第2章强度分析可知，无人机各个机臂和机械

腿杆是无人机的核心受力部件，本节主要对其进行弯曲强度校核验证用碳纤维短纤材料(ZOLTEK PX35)或pc材料下所受的弯曲载荷能否确保在极限工况下仍可满足强度要求。

3.1 碳纤维、PC材料在飞行部分的强度验证

结合无人机实际工作状态和上述静力学仿真结果对无人机关键梁结构受力进行分析可知：飞行部分最大受力部件为机臂，其一端固定于机身，另一端为悬挂端，承载电机与螺旋桨竖直向下的重力；地面行走部分最大受力部件为基节，其一端固定于机架另一端传递股节、胫节的重量分力。两者皆为一端固定支撑一端受集中载荷的悬臂梁。

已知机身总重18 kg，当无人机悬停时，每根机臂承受机身重力 $G_{\text{总}}=176.4\text{ N}$ 的1/6，即

$$F_{\text{机臂}}=G_{\text{总}}/6=29.4\text{ N} \quad (2)$$

式中， $G_{\text{总}}$ 为机身总重(N)，包含飞行部分、行走部分和能源部分等，机臂悬梁受力情况如图所示每个机臂受到一个垂直于机臂的力 $F_{\text{机臂}}=29.4\text{ N}$ ，如图4所示，其中 $L=0.445\text{ m}$ 。

分析机臂的受力情况，一般情况下，梁横截面上的剪力和弯矩随截面位置不同而变化。若以横坐标 x 表示横截面在梁轴线上的位置，则各横截面上的剪力和弯矩皆可表示为 x 的函数即：

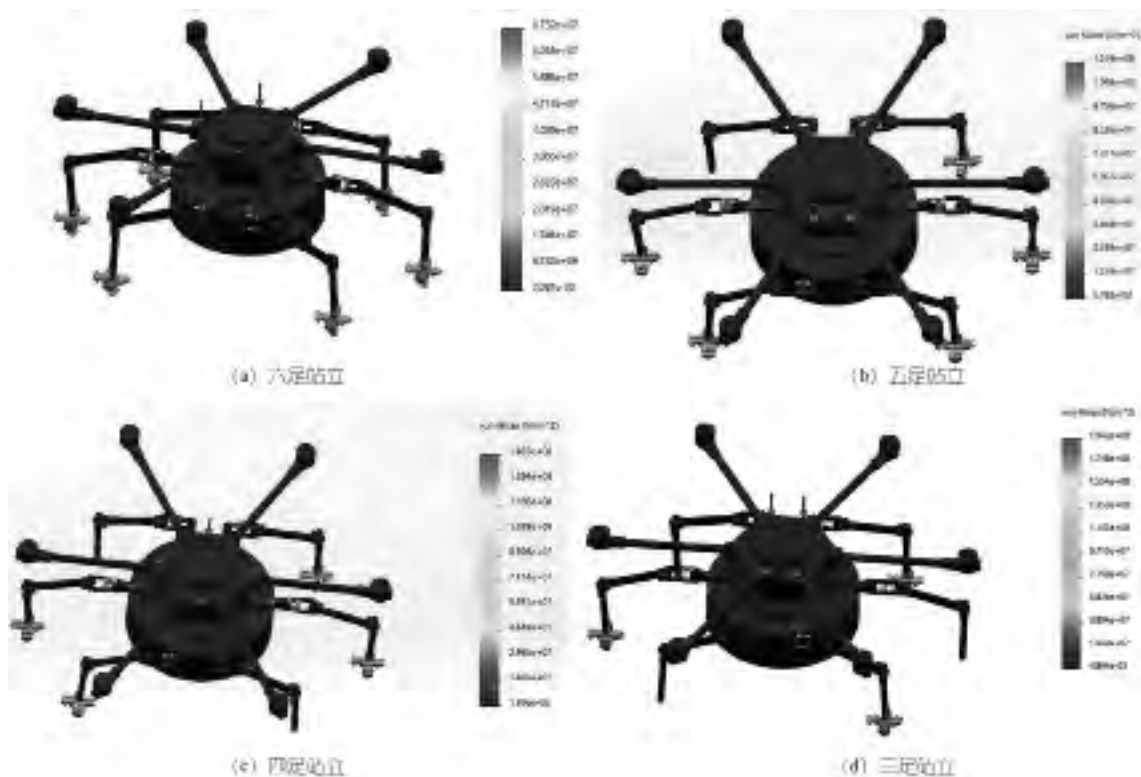


图4 站立状态静力仿真

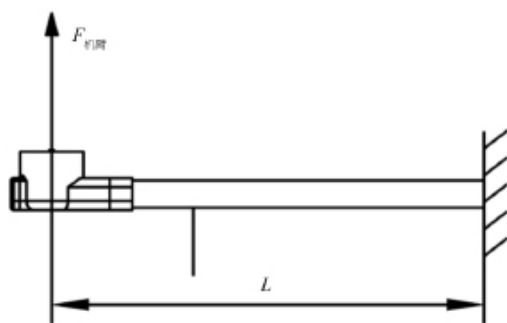


图5 单个机臂受力分析图

$$\begin{cases} F_y - F_y(x) \\ M - M(x) \end{cases} \quad (3)$$

作其剪力和弯矩图：

由剪力和弯矩图得出最大剪力为 $F_{\text{机臂}}$ 最大弯矩为 F 机臂 L ，悬臂梁自由端受集中载荷 F 时最大弯矩发生在固支端截面力臂 $L=0.445$ m，则最大弯矩为：

$$M_{\max} = F \times L = 13.083 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (4)$$

其中， $M_{\max}$ 为最大弯矩 ($\text{N} \cdot \text{m}$)； F 为自由端集中载荷 (N)； L 为梁的长度 (m)。

截面圆外径 $D=0.03$ m，内径 $d=0.026$ m，抗弯截面模量为：

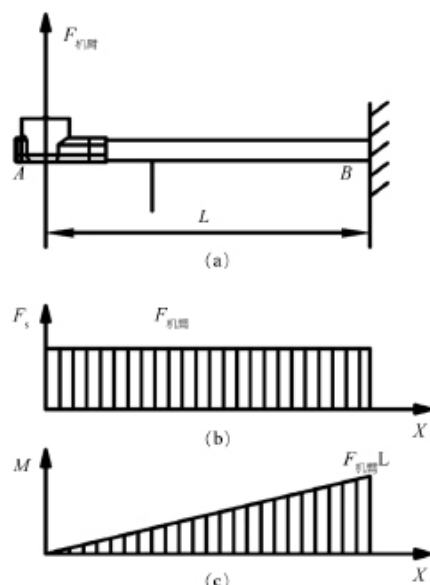


图6 单个机臂受力剪力与弯矩图

$$W_z = \frac{\pi(D^4 - d^4)}{32D} = 1.15 \times 10^{-4} \text{ m}^3 \quad (5)$$

其中， W_z 为抗弯截面模量 (单位： m^3)， D 为空心圆外径 (单位： m)， d 为空心圆内径 (单位： m)， π ：圆周率取 3.14。

弯曲应力计算：

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W_z} = 11.37 \text{ MPa} \quad (6)$$

强度验证，查阅相关文献可知碳纤维短纤材料抗拉强度（ZOLTEK PX35）290 MPa 与 PC 材料抗拉强度 65~70 MPa，两者均能满足机臂工作要求。

$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &< [\sigma]_{\text{碳纤维}} \\ \sigma_{\max} &< [\sigma]_{\text{PC}} \end{aligned} \quad (7)$$

3.2 碳纤维、PC 材料在行走部分的强度验证

行走部分在 3 足站立状态下所受的应力最大，每条腿承受机身重量的 1/3，即

$$F_{\text{腿}} = G_{\text{总}} / 3 = 58.8 \text{ N} \quad (8)$$

基节悬梁受力情况如图所示，每个基节受到一个角度力 $F_{\text{腿}}$ ， $F_{\text{腿}}$ 与竖直方向上的夹角为 α ，其由一个垂直于基节悬梁的力 $F_{\text{腿}1}$ 与一个重合于机臂悬梁的力 $F_{\text{腿}2}$ 组成，如图 6 所示，其中 $L=0.11 \text{ m}$ 。

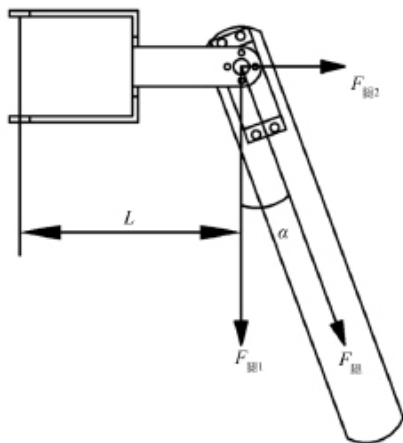


图7 单个基节受力分析图

分析机臂的受力情况，当 $\alpha=0$ 即 $F_{\text{腿}}$ 完全垂直于基节悬梁时所受力最大。故在受力最大时，基节悬梁只受一个力 $F_{\text{腿}}=58.8 \text{ N}$ ，由静力平衡方程求最大剪力和最大弯矩，作其剪力和弯矩图：

由剪力和弯矩图得出最大剪力为 $F_{\text{腿}}$ 最大弯矩为 $F_{\text{腿}}L$ ，已知悬臂梁自由端受集中载荷 F 时最大弯矩发生在固支端截面，最大弯矩为：

$$M_{\max} = F \times L = 0.64 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (9)$$

其中， $M_{\max}$ 为最大弯矩（ $\text{N} \cdot \text{m}$ ）； F 为自由端集中载荷（ N ）； L 为梁的长度（ m ）。

抗弯截面模量为：

$$W_z = \frac{\pi D^3}{32} = 1.33 \times 10^{-4} \text{ m}^3 \quad (10)$$

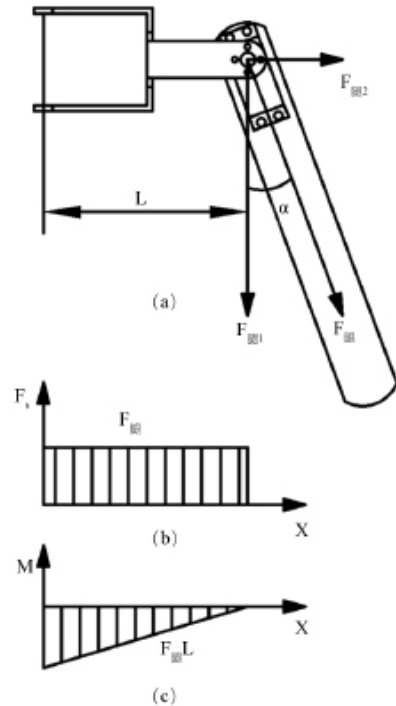


图8 基节受力剪力与弯矩图

其中， W_z 为抗弯截面模量（单位： m^3 ）； D 为空心圆外径（单位： m ）； d 为空心圆内径（单位： m ）； π 为圆周率取 3.14。

弯曲应力计算：

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W_z} = 48.12 \text{ MPa} \quad (11)$$

强度验证，查阅相关文献可知碳纤维短纤材料（ZOLTEK PX35）抗拉强度 290 MPa 与 PC 材料抗拉强度 65~70 MPa，采用碳纤维短纤材料（ZOLTEK PX35）或 PC 材料来加工机臂其性能满足工作要求。

$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &< [\sigma]_{\text{碳纤维}} \\ \sigma_{\max} &< [\sigma]_{\text{PC}} \end{aligned} \quad (12)$$

4 结论

本文围绕两栖无人机结构件的低成本材料替代及力学性能验证核心目标，通过结构设计、有限元分析与强度校核的系统研究，得出以下关键结论：

明确了低成本材料替代的核心方向，选取碳纤维短纤材料（ZOLTEK PX35）与 PC 材料作为机臂、基节等核心受力部件的替代材料，既具有高强度轻量化的优势又实现了成本大幅降低。

有限元强度分析验证了当前使用材料的结构安全性并明确核心受力部件的极限工况载荷与应力分布

特征, 飞行系统实际采用 T700-12K 连续碳纤维复合材料最大应力 22.71 MPa 远低于其抗拉强度 3 400 MPa。行走系统在受力最大的 3 足站立工况下最大应力为 194.2 MPa, 实际材料为 7075 铝合金屈服强度为 455 MPa 满足强度要求。

弯曲强度校核进一步证实了替代材料的适用性, 针对机臂承受 29.4 N 集中载荷与基节承受 58.8 N 集中载荷的悬臂梁受力情况, 通过弯曲强度校核验证碳纤维短纤材料 (ZOLTEK PX35) 抗拉强度 290 MPa 与 PC 材料抗拉强度 65~70 MPa 均满足机臂的强度要求, 碳纤维短纤材料 (ZOLTEK PX35) 满足基节的强度要求。

参考文献:

- [1] 程龙. 轮桨一体式两栖机器人的研制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [2] Boxerbaum A S, Werk P, Quinn R D, et al. Design of an autonomous amphibious robot for surf zone operation: part i mechanical design for multi-mode mobility[C]//IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. IEEE, 2005:1 459-1 464.
- [3] 魏丽文. 四旋翼飞行器控制系统设计 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [4] 周耿. 水陆两栖蛙板机器人的设计、建模与控制 [D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [5] 祁璐, 蔡建丽, 柯曾言, 等. 灭火型水陆两栖飞机投水舱门有限元分析 [J/OL]. 机械研究与应用, 1-5[2026-02-10].
- [6] 彭公秋, 李国丽, 曹正华, 等. 高性能聚丙烯基碳纤维发展现状与分析 [J]. 材料导报, 2017, 31(S2):398-402.
- [7] 肖娜. 钙基催化剂的制备及催化聚碳酸酯醇解性能的研究 [D]. 北京化工大学, 2025.

Research on low-cost polymer material substitution technology for drone structural components

Li Jie, Shi Jintao, Li Yongke, Liu Yan, Li Bingxu, Jiang Rongxin, Zhang Bing*, Yang Jing*

(Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China)

Abstract: In response to the need for amphibious unmanned aerial vehicle (UAV) structural components to balance cost control and mechanical performance, this paper conducts research on the substitution of low-cost polymer materials and the verification of their mechanical properties. By focusing on core stressed components such as the arm base joint, carbon fiber short fiber material (ZOLTEK PX35) and low-cost PC material are selected as alternative candidates. The applicability under extreme operating conditions is verified through finite element analysis and bending strength verification system. The finite element simulation results show that the maximum stress experienced by the flight system is 22.71 MPa, and the maximum stress experienced by the walking system in the tripod standing limit state is 194.2 MPa. The bending strength verification indicates that the tensile strength of carbon fiber short fiber material (ZOLTEK PX35) is 290 MPa, which can cover the actual stress requirements, while the tensile strength of PC material is 65~70 MPa, with a strength reserve that can meet the actual stress requirements of the flight system. Additionally, the cost of PC material is significantly lower than that of traditional aviation materials. The research verifies the feasibility of low-cost material substitution for amphibious UAV structural components, providing a technical reference for cost optimization and performance assurance of similar products.

Key words: amphibious unmanned aerial vehicle; carbon fiber; polycarbonate (PC); finite element analysis; stress

(R-03)