

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2025.08.015

基于轻量化与增材制造的无人机拓扑优化

张宇¹, 宾仕博², 谢吉祥¹, 董红亮³(1. 重庆电子科技职业学院智能制造与汽车学院, 重庆 401331; 2. 东风柳州汽车有限公司, 广西柳州 545616;
3. 重庆理工大学车辆工程学院, 重庆 400054)

摘要: 为减轻某型无人机质量, 利用3D打印增材制造工艺, 对机架进行了分区域拓扑优化轻量化设计。首先, 根据悬臂梁剪切受力状态, 采用固体各向同性材料惩罚模型(SIMP)拓扑优化方法得到点阵晶胞构型, 并采用点阵填充法获得了机翼悬臂区域轻量化方案。其次, 对底座区域进行强度和模态多目标性能拓扑优化, 得到完整的机架轻量化设计方案。然后, 通过对轻量化模型进行验证分析, 获知机架体积从62.45 cm³减至22.34 cm³, 比采用传统SIMP拓扑优化的无人机轻量化结构体积减小了22.73%。最后, 采用立体光固化成型工艺, 以光敏树脂为原材料, 使用HALOT-SKY 2022打印机制造了无人机实物模型, 实测结构减重64.23%, 轻量化效果显著。研究表明, 与传统SIMP拓扑优化技术相比, 基于SIMP拓扑优化技术、点阵结构设计、增材制造工艺多学科交叉融合的分区域拓扑优化方法可为无人机轻量化设计提供一种新的方法和思路, 也可为塑料结构轻量化研究提供参考和借鉴。

关键词: 无人机; 拓扑优化; 点阵结构; 增材制造; 轻量化

中图分类号: TB324 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2025)08-0114-08

Topology optimization of unmanned aerial vehicles for lightweight and additive manufacturing

ZHANG Yu¹, BIN Shibo², XIE Jixiang¹, DONG Hongliang³(1. School of Intelligent Manufacturing and Automotive, Chongqing Electronic Engineering Vocational College, Chongqing 401331, China;
2. Dongfeng Liuzhou Automobile Co., Ltd., Liuzhou 545616, China;
3. School of Vehicle Engineering, Chongqing University of Technology, Chongqing 400054, China)

Abstract: To reduce the weight of a certain type of unmanned aerial vehicle, a lightweight design of the frame was carried out with sub-regional topology optimization by using 3D printing additive manufacturing process. Firstly, based on the shear force state of the cantilever beam, the lattice cell configuration was obtained by using the solid isotropic material with penalization (SIMP) topology optimization method, and the lightweight scheme of the wing cantilever region was obtained by using the lattice filling method. Secondly, the strength and modal multi-objective performance topology optimization of the base area were carried out to obtain the complete lightweight design scheme for the frame. Then, through the verification of the lightweight model, it is known that the frame volume is reduced from 62.45 cm³ to 22.34 cm³, and the volume is also reduced by 22.73% compared with the lightweight structure of the unmanned aerial vehicle optimized by the traditional SIMP topology. Finally, the stereo lithography appearance process was adopted, with photosensitive resin as the raw material, and the physical model of the unmanned aerial vehicle was fabricated using the HALOT-SKY 2022 printer, reducing the structural weight by 64.23%. The above research results indicate that, compared with the traditional SIMP topology optimization technology, the sub-regional topology optimization method based on the interdisciplinary integration of SIMP topology optimization technology, lattice structure design, and additive manufacturing processes can provide a new approach and idea for the lightweight design of unmanned aerial vehicles, and also offer reference and inspiration for the lightweight research of plastic structures.

Keywords: unmanned aerial vehicle; topology optimization; lattice structure; additive manufacturing; lightweight

基金项目: 重庆市教育委员会科学技术研究计划青年基金项目(KJQN202303109), 重庆电子科技职业学院教师自主创新“火花”计划项目(25XJSCX14)

通信作者: 宾仕博, 工学博士, 高级工程师, 主要从事结构仿真优化

收稿日期: 2025-06-04

引用格式: 张宇, 宾仕博, 谢吉祥, 等. 基于轻量化与增材制造的无人机拓扑优化[J]. 工程塑料应用, 2025, 53(8): 114-121.

ZHANG Yu, BIN Shibo, XIE Jixiang, et al. Topology optimization of unmanned aerial vehicles for lightweight and additive manufacturing [J]. Engineering Plastics Application, 2025, 53(8): 114-121.

随着全球无人机技术的飞速发展,无人机在众多领域展现出不可替代的应用价值。同时,无人机轻量化设计已成为提升其续航能力、载荷能力、机动性能及成本控制的核心手段之一。

传统固体各向同性材料惩罚模型(SIMP)拓扑优化技术在无人机结构轻量化设计领域得到了广泛应用。王志鹏等^[1]采用 SIMP 拓扑优化使无人机结构在满足强度和模态性能的前提下质量减少了 42.5%。朱贺等^[2]基于响应面法和 SIMP 拓扑优化方法使无人机机架减重 56.2%,且结构刚度和模态性能均满足设计要求。姚正康等^[3]以 SIMP 为插值模型对一款多栖无人飞行器的机身结构进行了拓扑优化,使总质量减小 19.2%,同时强度和模态性能满足设计要求。但是,传统 SIMP 拓扑优化方法设计的结构形状往往很复杂,传统制造工艺难以甚至无法加工^[4]。

增材制造工艺几乎可以加工任何复杂形状的结构^[5],这为解决无人机拓扑优化方案的可制造性问题提供一种新的途径。李恒等^[6]采用 SIMP 拓扑优化技术使无人机质量减轻 54%,并通过 3D 打印实现轻量化模型熔融沉积成型快速制造。熊婷等^[7]利用拓扑优化技术使四旋翼无人机质量减轻了 48%,并采用连续纤维增材制造工艺制作了样机模型。原帅超等^[8]针对某大型无人机机身激光熔化制造的承载接头结构进行 SIMP 拓扑优化,使质量减轻了 13.3%。尽管增材制造工艺一定程度上解决了 SIMP 拓扑优化方案的制造问题,但传统 SIMP 拓扑优化依靠惩罚因子 P 来调节结构密度,仍然难以避免材料堆积而阻碍实现轻量化的最优解^[9]。

随着增材制造技术的发展,具有质量轻、比强度高、比刚度高和能量吸收性能优异等力学优势的点阵结构制造得以实现,并由于点阵材料与结构具有极大的可调控设计空间^[10-12],可解决 SIMP 拓扑优化的材料堆积问题,成为航空航天装备结构实现轻量化与多功能化的重要途径。Chougrani 等^[13]将三维点阵填充算法和增材制造应用于可展开太阳能帆板结构,使质量减轻了 80%,零件数减少了 90%,制造成本降低了 75%^[13]。Alkebsi 等^[14]基于拓扑优化方法和增材制造技术,将点阵结构应用于涡轮叶片实体,提高了其对热应力的承受能力。Zhou 等^[15]首次实现了增材制造三维点阵结构技术在航天器主承力结构中的应用,使承力结构质量占比低于 15%,零件数减少至 5 件,结构设计制造周期缩短至

1 个月^[15]。

将模型的整体优化问题转换为各子区域的优化问题可以提高拓扑优化效率和精度^[16]。然而目前鲜有关于综合运用分区域拓扑优化技术和点阵拓扑优化技术来实现无人机机架轻量化设计的研究报道。为避免单纯采用传统 SIMP 拓扑优化的材料堆积和难以制造的问题,以及实现点阵拓扑优化、分区域拓扑优化在无人机轻量化领域的创新应用,笔者拟根据无人机机架结构力学特性,综合采用分区域 SIMP 拓扑优化技术和点阵拓扑优化技术,获取适用于增材制造工艺的轻量化设计方案,以期为无人机“拓扑优化-轻量化设计-增材制造”一体化理论与方法的发展提供一种新的方法和思路。

1 无人机机架结构力学性能分析

以文献[6]中的无人机机架结构为研究对象,在有限元软件 hypermesh 中建立网格模型,如图 1 所示。机翼(区域①)、底座(区域②)以及电机安装支座均采用尺寸为 1 mm 的六面体 solid 单元进行离散,整个网格模型共 71 716 个单元,92 759 个节点。在底座中心下方 15 mm 处建立 CMASS 集中质量单元模拟无人机携带的摄像头等物体,质量取 0.1 kg,并通过 RIGID 刚性单元与机架连接。并在四个电机安装处施加 20 N 垂直向上的升力,在底座中心处施加 60 N 垂直向下的压力。机架材料选用环氧树脂,弹性模量为 2 000 MPa,泊松比为 0.30,密度为 1.35 g/cm³,屈服应力为 40 MPa,机架质量为 84.31 g,体积为 62.45 cm³。计算得静力学分析结果如图 2 所示,一阶自由模态振型如图 3 所示,低阶模态频率见表 1。

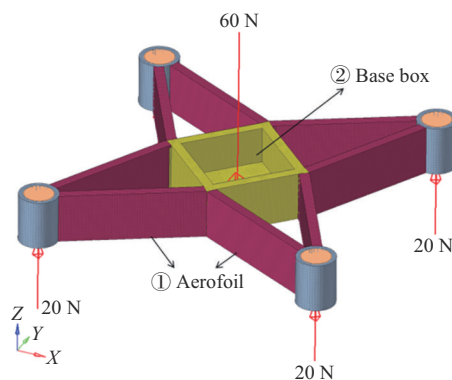
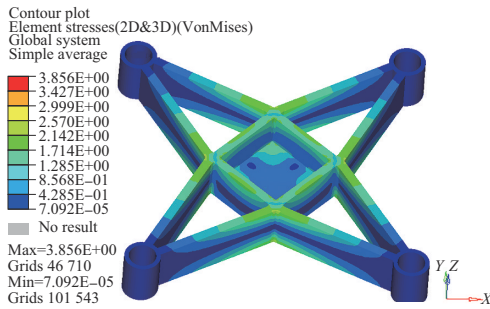


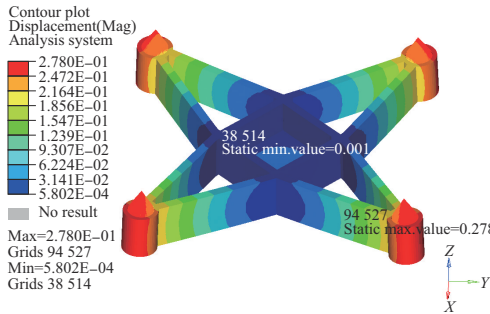
图1 无人机有限元模型

Fig. 1 Finite element model of unmanned aerial vehicle

根据 GB 42590-2023 规定,无人机安全系数至少大于 1.33。在充分考虑各类动态载荷因素前提下,无人机机架最小安全系数取 2.5^[6]。由图 2 可知,机



(a) Static stress cloud diagram of unmanned aerial vehicle



(b) Static displacement cloud diagram of unmanned aerial vehicle

图2 无人机静力学分析结果

Fig. 2 Static analysis results of unmanned aerial vehicle

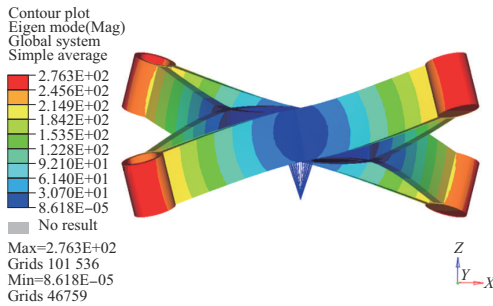


图3 无人机一阶自由模态振型图

Fig. 3 First-order free mode vibration pattern of unmanned aerial vehicle

表1 无人机自由模态低阶频率

Tab. 1 Low-order frequencies in free mode of unmanned aerial vehicles

Order	1	2	3	4	5	6
Frequency/Hz	556.3	589.0	589.0	686.9	792.2	921.5

架最大应力为3.86 MPa。由屈服应力除以最大应力可得安全系数为11.67,远大于设定的最小安全系数。同时,本机型悬停状态下电机转速为6 000 r/min,其激励频率为100 Hz。而机架一阶自由模态频率为556.3 Hz,远大于电机激励频率。

综合上述计算结果分析,无人机机架结构静强度和模态性能均有冗余,可在原结构基础上进一步开展轻量化设计。

2 无人机机架结构轻量化设计

根据图2b所示无人机机架静态工况位移云图

可见,底座区域处于静止状态,机翼呈现典型的悬臂梁剪切变形状态,在底座与机翼连接处呈现明显的位移节线。由此,可将机架分为机翼和底座两个分区拓扑优化设计空间,以期获得一种分区拓扑优化方法,取得较传统SIMP拓扑优化更佳的轻量化效果。

2.1 机架悬臂梁拓扑优化

根据机翼结构尺寸,将其简化为一段高 $h(y)$ 为20 mm,长 $L(x)$ 为60 mm,厚 $d(z)$ 为4 mm的悬臂梁(如图4所示)。悬臂端施加连续均布力 $\rho(y)$ 等效电机产生的升力,其余部分用一系列剪切力 τ 来表示。

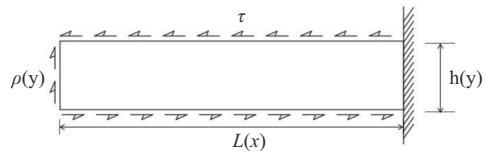


图4 机翼悬臂梁受力分析示意图

Fig. 4 Schematic diagram of force analysis of wing cantilever beam

不同构型点阵的结构力学性能存在差异。基于SIMP拓扑优化技术,获得满足特定力学工况的点阵晶胞构型^[17],然后直接用点阵晶胞填充零部件减重区域^[18],是利用点阵结构实现轻量化设计的一种有效途径。

常见的三维点阵晶胞构型有体心立方、面心立方、点阵立方、边心立方等一系列由梁组成的桁架立方点阵结构^[19]。笔者采用HALOT光固化3D打印机可打印的最小圆柱尺寸为2 mm,而图4所示的机翼简化悬臂梁厚度为4 mm。因此,受3D打印机制造工艺和机翼厚度几何尺寸的限制,难以用上述三维点阵晶胞构型填充机翼轻量化设计空间。

因此,为获知适用于机翼结构尺寸的最佳二维点阵晶胞构型,在悬臂梁内部截取一微元,其边长为20个单位,厚度为1个单位,在一侧施加全位移约束,一侧施加垂直向上的单位均布载荷,从而建立二维点阵晶胞初始CAE模型如图5所示。

根据SIMP拓扑优化思想,以图5中所有单元密度为优化变量,以柔度最小为优化目标,质量分数小于等于50%为约束条件,建立拓扑优化数学表达式见式(1)~式(3)。

$$\text{Find } x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T \quad (1)$$

式中:优化变量 x_n 为图5有限元模型任意单元 n 的密度,上限为1,下限为0。密度为1的单元表示

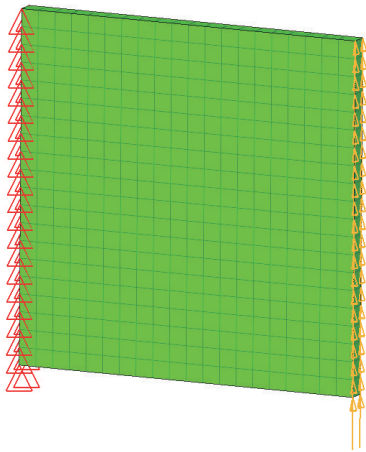


图5 点阵晶胞初始CAE模型

Fig. 5 Initial CAE model of lattice cell

不去掉材料,密度为0的单元表示去掉材料。

$$\min C(x) = U^T K U = \sum_{i=1}^n x_i^p u_i^T k_0 u_i \quad (2)$$

式中:优化目标 $C(x)$ 为结构柔度最小化; K 为结构刚度矩阵; U 为结构位移矩阵; u_i 为结构单元 i 的位移矩阵; k_0 为图5中初始结构的单元刚度矩阵; n 为单元网格数量; P 为惩罚因子。

$$\text{s. t. } M/m \leq 0.5 \quad (3)$$

式中:优化约束为结构拓扑优化后的质量 M 与原结构质量 m 之比。

由式(1)–式(3)计算得点阵晶胞拓扑优化构型如图6所示。

HALOT 光固化3D打印机可打印的最小尺寸

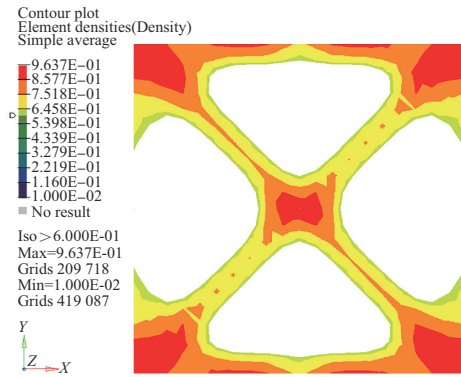


图6 点阵晶胞拓扑优化结果

Fig. 6 Topology optimization results of lattice cell

为2 mm。考虑晶胞结构的可制造性,图6中“X”形支撑桁架杆圆截面最小直径可取为2 mm。同时,上、下桁架杆截面为矩形更有利于增加晶胞构型内部以及点阵填充的充机翼区域与底座部分的连接稳定性。上、下桁架杆矩形截面最小加工尺寸可取为2 mm×2 mm。将最小尺寸的点阵晶胞填充于图4所示 $h(y)$ 、 $L(x)$ 尺寸的悬臂梁,填充方案见图7中方案(1)和(2)。同时,为验证图6所示点阵晶胞构型的最优性,增加图7中方案(3)所示经典桁架结构进行对比分析。在各悬臂梁轻量化方案的右侧固定端施加全位移约束,在左侧悬臂端施加100 N垂直向上的电机升力,计算得到结构应变能云图如图7所示。

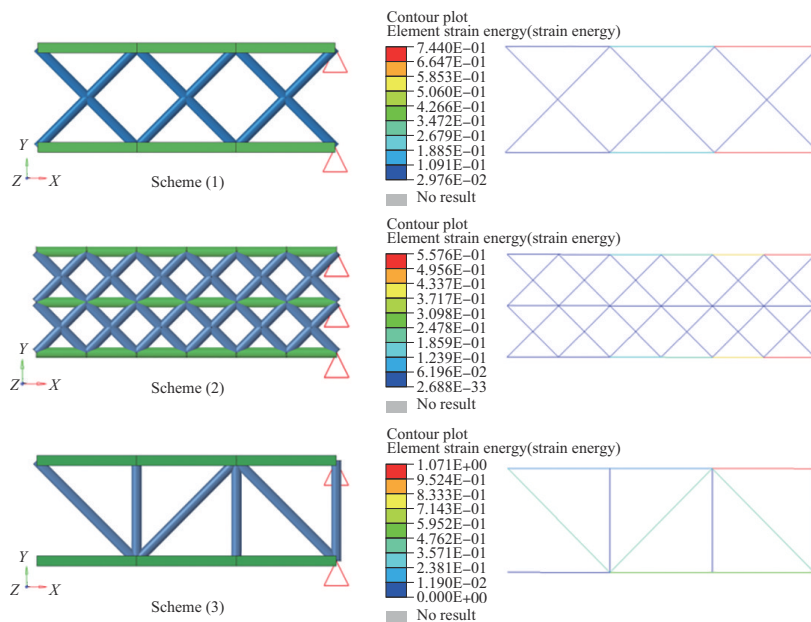


图7 悬臂梁轻量化方案及其应变能

Fig. 7 Lightweight scheme of cantilever beam and its strain energy

结构应变能 U 与柔度 C 的关系见式(4)。

$$U = \frac{1}{2} F^T C F \quad (4)$$

式中: U 为应变能矩阵, F 为载荷矩阵, C 为柔度矩阵。

由式(4)可见,当载荷一定时,柔度与应变能成正比关系。式(2)中以柔度最小化为优化目标,亦即可等效为结构应变能最小。但仅以应变能为评价参数并不能很好地全面评估结构轻量化性能。于是,笔者提出以静态比应变能 U^* 作为图7中各方案轻量化性能评价指标,静态比应变能 U^* 越小,则轻量化效果越佳。静态比应变能 U^* 计算表达式见式(5)。

$$U^* = U_{\max}/m^* \quad (5)$$

式中: U_{\max} 为结构最大应变能值; m^* 为结构质量比,其为初始结构质量 m_0 与轻量化结构质量 m_1 之比。

该初始结构质量 m_0 的计算公式见(6)。

$$m_0 = h(y) \times L(x) \times d(z) \times \rho \quad (6)$$

式中: $h(y)$ 取 20 mm; $L(x)$ 取 60 mm; $d(z)$ 为上、下桁架杆横截面 Z 向尺寸,取 2 mm; ρ 为钢铁密度 7 900 kg/m³。则计算得 m_0 为 18.96 g, 计算得到各轻量化方案性能数据见表2。

表2 轻量化方案性能数据

Items	Scheme (1)	Scheme (2)	Scheme (3)
U_{\max}/J	0.74	0.56	1.07
m_1/g	8.00	12.89	7.39
m_0/g	2.37	1.47	2.57
U^*/J	0.31	0.38	0.42

由表2可见,方案(1)与方案(3)相比,虽然两者 m^* 相近,但是方案(1)的 U_{\max} 更小,故 U^* 更小,表明图6所示的点阵晶胞构型较经典桁架结构轻量化效果更佳。同时,虽然方案(2)的 U_{\max} 更小,但是减重程度不如方案(1),最终计算得到的 U^* 值大于方案(1),表明同样采用图6所示点阵晶胞构型填充悬臂梁结构时,方案(1)轻量化效果更佳。故后续研究选用方案(1)填充机翼悬臂梁区域。

从图7方案(1)的应变能云图可见,结构应变能主要集中于上、下桁架杆。接下来,在方案(1)基础上,分析上、下桁架杆横截面 Y 向取最小加工尺寸 2 mm 时, Z 向尺寸 $d(z)$ 对轻量化效果的影响。计算得到不同 $d(z)$ 值的轻量化效果见表3。由表3可见,随着 $d(z)$ 值的增加,轻量化效果逐渐变优。由于图

表3 $d(z)$ 值对轻量化效果的影响

Items	$d(z)$		
	2 mm	3 mm	4 mm
U_{\max}/J	0.74	0.50	0.37
m_1/g	8.00	9.90	11.80
m_0/g	18.96	28.44	37.92
m^*	2.37	2.87	3.21
U^*/J	0.31	0.17	0.12

1 中的悬臂梁厚度 $d(z)$ 最大为 4 mm, 故 $d(z)$ 最优值取 4 mm。

从图7方案(1)的应变能云图可见内部支撑处的应变能几乎为零。表明“X”形支撑桁架杆直径对 U_{\max} 值敏感度很小。为进一步验证,分析当上、下桁架杆横截面 Y 向尺寸为 2 mm, Z 向尺寸为 4 mm 时,“X”形支撑桁架杆直径对轻量化效果的影响。计算得到不同直径时轻量化效果见表4。由表4可见,“X”形支撑桁架杆直径对 U_{\max} 值无影响,但随着直径增加, U^* 值增大,轻量化效果变差。故“X”形支撑桁架杆直径取最小加工尺寸 2 mm 时,轻量化效果最佳。

表4 直径对轻量化效果的影响

Items	Diameter		
	2 mm	3 mm	4 mm
U_{\max}/J	0.37	0.37	0.37
m_1/g	11.80	17.06	24.43
m_0/g	37.92	37.92	37.92
m^*	3.21	2.22	1.55
U^*/J	0.12	0.17	0.24

综合上述,最终将图6点阵晶胞拓扑优化结果进行重构,生成的晶胞构型如图8所示。矩形边梁横截面尺寸为 2 mm×4 mm,“X”形圆柱支撑横截面直径为 2 mm。

在无人机机架悬臂区域采用图8所示晶胞构型进行填充,获得机架悬臂区域轻量化设计结果如图9所示。

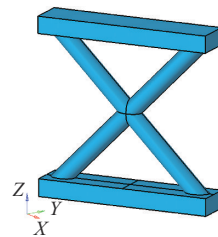


图8 点阵晶胞拓扑优化结果

Fig. 8 Topology optimization results of lattice cell

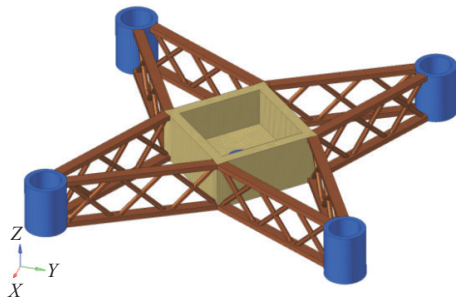


图9 悬臂区域轻量化设计结果

Fig. 9 Lightweight design results of the cantilever area

2.2 机架底座拓扑优化

在图9所示模型基础上,进一步对机架底座(见图1区域②)进行拓扑优化。建立 SIMP 拓扑优化数学表达式见式(7)–式(9)。

$$\text{Find } y = (y_1, y_2, \dots, y_m)^T \quad (7)$$

式中:优化变量 y_m 为图8有限元模型中底座区域单元 m 的密度,上限为1,下限为0。密度为1的单元表示不去掉材料,密度为0的单元表示去掉材料。

$$\min C(y) = \sum_{j=1}^m y_j^p M \quad (8)$$

式中:优化目标 $C(y)$ 为结构质量最小化; M 为底座区域的质量; y_j^p 为单元 j 的惩罚因子 P ; m 为结构单元数量。

$$\text{s.t.} \begin{cases} \sigma_1 \leq \sigma_1^* \\ f_1 \geq 1.2f_1^* \end{cases} \quad (9)$$

式(9)中,优化约束为动、静态力学性能多目标约束。优化后整体机架结构最大应力 σ_1 小于等于许用应力 σ_1^* 。前文提及最小安全系数取2.5,故许用应力 σ_1^* 取18 MPa。为避免结构与激励力发生共振,需使优化后整机机架结构一阶自由模态频率 f_1 大于等于电机激励频率 f_1^* 的1.2倍^[19],其中, f_1^* 取100 Hz。

由式(7)–式(9)计算的无人机有限元模型的拓扑优化结果如图10所示。

根据 HALOT 光固化3D打印机性能参数,基于图10中底座区域拓扑优化结果进行模型重构,得到底座轻量化结构,如图11所示。其中,正方形边框横截面尺寸与图8中边框一致,取横截面宽4 mm,高2 mm。圆截面支撑杆直径和底板厚均取最小加工尺寸2 mm,中心圆形凸台直径10 mm,高3 mm。

3 机架轻量化模型性能验证

整合图9所示悬臂区域轻量化设计方案与图11b所示底座区域轻量化设计方案便得到机架轻量

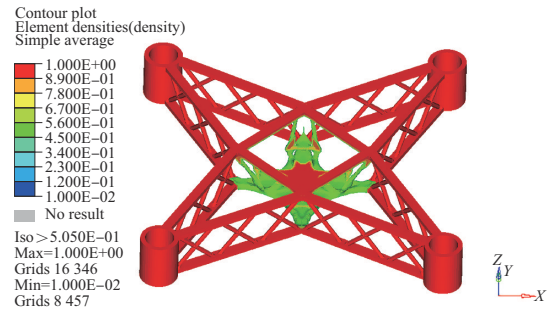
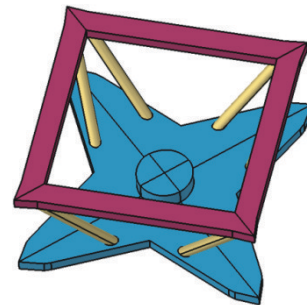


图10 底座区域拓扑优化设计结果

Fig. 10 Topological optimization design result of the base area



(a) Topology optimization results



(b) Geometric reconstruction mode

图11 底座区域轻量化设计结果

Fig. 11 Lightweight design result of base area

化最终结构。在图1所示静载工况下,计算得到机架轻量化结构的应力云图如图12所示,最大应力为13.14 MPa,小于式(9)中设定的许用应力 σ_1^* 。同时,其自由模态一阶振型如图13所示,固有频率为284.20 Hz,大于1.2倍电机激励频率 f_1^* 。表明采用式(1)–式(3)、式(7)–式(9)建立的分区拓扑优化数学模型获得的机架轻量化结构静、动态力学性能均满足约束条件要求,验证了拓扑优化计算结果的有效性。

为进一步校核机架轻量化效果,将优化前、后的机架结构力学性能,以及采用传统 SIMP 拓扑优化的无人机轻量化结构^[6]相关数据进行对比,见表5。由表5可知,建立的无人机初始机架结构的体积、最大应力、安全系数等性能参数与文献[6]的无人机机架相关性能基本一致。而本研究获得的轻

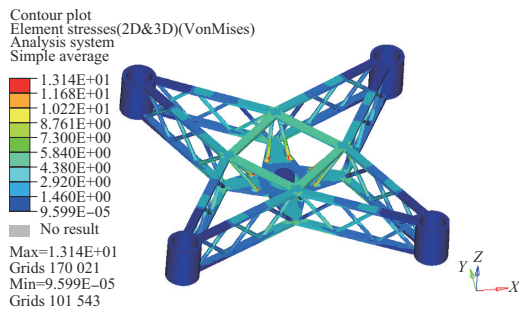


图12 无人机轻量化结构应力云图

Fig. 12 Stress of lightweight structure for unmanned aerial vehicles

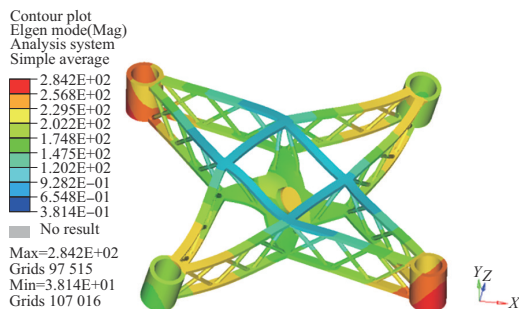


图13 无人机轻量化结构一阶模态振型

Fig. 13 First-order free mode vibration pattern of lightweight structure for unmanned aerial vehicles

表5 无人机轻量化效果对比

Tab. 5 Comparison of lightweighting effects of unmanned aerial vehicles

Items	Original structure		Lightweight structure	
	This article	Reference [6]	This article	Reference [6]
Volume/cm ³	62.45	62.41	22.34	28.91
Maximum stress/MPa	3.86	3.08	13.14	17.28
Safety factor	11.67	14.60	3.42	2.60
First-order frequency/Hz	556.30		284.20	

轻量化结构的体积较原结构体积减少了64.23%,同时较文献[6]采用传统SIMP拓扑优化的无人机轻量化结构减少了22.73%,且安全系数更大,强度性能更佳,同时结构动态性能亦满足目标要求。表明采用式(1)–式(3)、式(7)–式(9)建立的分区域拓扑优化数学模型可获得更佳的轻量化效果。

4 无人机机架3D打印增材制造

将无人机机架轻量化模型保存为STL格式的文件,基于立体光固化成型(SLA)工艺进行3D打印。打印设备为HALOT-SKY 2022打印机,软件为HALOT BOX。SLA工艺主要使用光敏树脂作为原材料,通过紫外激光逐层固化成型。考虑到树脂固化收缩引起结构局部变形或翘曲,为确保打印质量,选定每层层高为0.05 mm。同时,在机架底侧增

加底板和固定支撑,以便后期去除残留支撑结构时减小对无人机机架尺寸精度和表面质量的影响,底板到打印板距离为0.5 mm,固定支撑密度为55%。固定支撑采用圆柱形,上端直径为0.6 mm,下端直径为1.2 mm,接触形状为球形,支撑角度为40°。模型打印时初始曝光为40 s,打印曝光为3 s,打印上升高度8 mm,电机速度5 mm/s,灭灯延时4 s,底层曝光层数为2层。

打印状态及初始打印模型如图14所示。待打印完成后,去除底板和固定支撑,并用砂纸打磨,得到最终模型如图15所示。可见,经过拓扑优化后,无人机机架质量由初始的84.31 g减至30.15 g,实现了减重64.23%,轻量化成效显著。

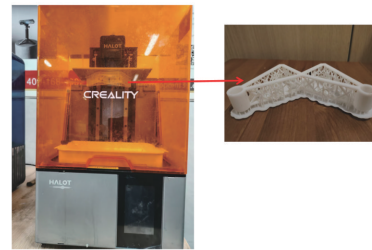


图14 无人机打印状态及初始打印模型

Fig. 14 Printing status and initial printing model of unmanned aerial vehicle



图15 无人机3D打印模型

Fig. 15 Unmanned aerial vehicle 3D printing model

5 结论

基于SIMP拓扑优化技术、点阵结构设计、增材制造工艺多学科交叉融合,提出一种分区域拓扑优化方法,对无人机机架进行了轻量化设计。在确保强度和模态性能满足目标要求的前提下,使机架体积从62.45 cm³减至22.34 cm³,并与采用传统SIMP拓扑优化的无人机轻量化结构相比,体积亦减小了22.73%。采用SLA工艺,使用光敏树脂为原材料在HALOT-SKY 2022打印机上制造了无人机实物模

型,实测质量为30.15 g,实现减重64.23%,轻量化效果显著。上述研究可在传统SIMP拓扑优化技术基础上,为塑料结构轻量化设计提供新的思路。

参考文献

- [1] 王志鹏,刘辉,操建.四旋翼无人机机架结构多性能约束拓扑优化设计[J].机械设计与研究,2022,38(6):173-176.
WANG Zhipeng, LIU Hui, CAO Jian. Multi-performance constraint topology optimization design of quadrotor uav frame structure[J]. Machine Design & Research, 2022, 38(6):173-176.
- [2] 朱贺,黄辰雷,杨利明,等.基于响应面法和拓扑优化的四旋翼无人机机架结构优化研究[J].机械设计,2023,40(增刊2):130-135.
ZHU He, HUANG Chenlei, YANG Liming, et al. Research on frame structure optimization of quadruptor UAV based on response surface methodology and topology optimization[J]. Journal of Machine Design, 2023, 40(Suppl 2):130-135.
- [3] 姚正康,龚鹏,姬书得.基于拓扑优化的多栖无人飞行器机身结构轻量化设计[J].机械设计,2024,41(9):58-65.
YAO Zhengkang, GONG Peng, JI Shude. Lightweight design of multi-habitat unmanned aerial vehicle's fuselage based on topology optimization[J]. Journal of Machine Design, 2024, 41(9):58-65.
- [4] LIU J K, MA Y S. A survey of manufacturing oriented topology optimization methods[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 100:161-175.
- [5] LIU J K, GAYNOR A T, CHEN S K, et al. Current and future trends in topology optimization for additive manufacturing[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2018, 57(6):2 457-2 483.
- [6] 李恒,严文凯,陈逸豪,等.基于拓扑优化的四旋翼无人机机身轻量化设计[J].工程塑料应用,2023,51(2):60-66.
LI Heng, YAN Wenkai, CHEN Yihao, et al. Lightweight design of four-rotor UAV fuselage based on topology optimization[J]. Engineering Plastics Application, 2023, 51(2):60-66.
- [7] 熊婷,钱波,胡珍涛,等.基于连续纤维增材制造工艺的四旋翼无人机拓扑优化[J].工程塑料应用,2023,51(10):76-84.
XIONG Ting, QIAN Bo, HU Zhentao, et al. Topology optimization of quadcopter unmanned aerial vehicle based on continuous fiber additive manufacturing process[J]. Engineering Plastics Application, 2023, 51(10):76-84.
- [8] 原帅超,王建峰,段宇航,等.基于变密度法的SLM增材制造无人机承载接头结构拓扑优化设计[J].工程科学学报,2025,47(1):56-65.
YUAN Shuaichao, WANG Jianfeng, DUAN Yuhang, et al. Topological optimization design of SLM additive manufactured unmanned aerial vehicle bearing joint structure based on variable density method[J]. Chinese Journal of Engineering, 2025, 47(1):56-65.
- [9] 于海,杨慧斌,茅健,等.基于SIMP变密度法的结构拓扑优化及应用[J].工程塑料应用,2024,52(10):91-99.
YU Hai, YANG Huibin, MAO Jian, et al. Structural topology optimization based on SIMP variable density method and its application [J]. Engineering Plastics Application, 2024, 52(10):91-99.
- [10] ZHU Jihong, ZHOU Han, WANG Chuang, et al. A review of topology optimization for additivemanufacturing: Status and challenges[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 34(1):91-110.
- [11] EL-SAYED M A, ESSA K, GHAZY M, et al. Design optimization of additively manufactured titanium lattice structures for biomedical implants[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 110(9):2 257-2 268.
- [12] CONG N, YOUNG C. Multiscale design of functionally graded cellular structures for additive manufacturing using level-set descriptions[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2021, 64(4):1 983-1 995.
- [13] CHOUGRANI L, PERNOT J P, VÉRON P, et al. Parts internal structure definition using non-uniform patterned lattice optimization for mass reduction in additive manufacturing[J]. Engineering with Computers, 2019, 35(1):277-289.
- [14] ALI ALKEBSI E A, AMEDDAH H, OUTTAS T, et al. Design of graded lattice structures in turbine blades using topology optimization[J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 2021, 34(4):370-384.
- [15] ZHOU H, CAO X Y, LI C L, et al. Design of self-supporting lattices for additive manufacturing[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2021, 148. DOI: 10.1016/j.jmps.2021.104298.
- [16] 魏巍.基于深度学习的纤维复合材料部件的分区拓扑优化研究[D].大连:大连理工大学,2024.
WEI Wei. Research on sub-regional topology optimization of fiber composite components based on deep learning[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2024.
- [17] 黄垚轩,丁喆,张严,等.高承载梯度分层点阵结构的拓扑优化设计方法[J].力学学报,2023,55(2):433-444.
HUANG Kaixuan, DING Zhe, ZHANG Yan, et al. Topological optimization design method of layer-wise graded lattice structures with high load-bearing[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2023, 55(2):433-444.
- [18] 申会鹏,张天宇,李行雨,等.点阵结构单元力学性能及在结构轻量化设计中的应用[J].机电工程,2024,41(7):1 276-1 284.
SHEN Huipeng, ZHANG Tianyu, LI Hangyu, et al. Mechanical performance of lattice structure units and its application in lightweight design of structures[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2024, 41(7):1 276-1 284.
- [19] TANCOCNE-DEJEAN T, SPIERINGS A B, MOHR D. Additively-manufactured metallic micro-lattice materials for high specific energy absorption under static and dynamic loading[J]. Acta Materialia, 2016, 116:14-28.
- [20] 谭祥军.从这里学NVH噪声、振动、模态分析的入门与进阶[M].北京:机械工业出版社,2018.
TAN Xiangjun. Learn NVH from here[M]. Beijing: China Machine Press, 2018.