

轻质承载热控卫星主结构设计及其增材制造研究

肖亚开¹ 郑鸣轩¹ 王 倩¹ 陈小果¹ 孔祥宏¹ 吴 一²

(1 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

(2 上海交通大学, 上海 200240)

文 摘 针对卫星主结构轻量化、高性能和热控功能的需求,本文从小卫星舱板结构优化、承载热控一体化设计和单机支架结构优化设计等方面进行研究,并通过仿真分析和力学试验进行验证。对激光增材制造卫星主结构舱板进行优化设计,通过采用低密度点阵结构进行轻量化,并将舱板作为一个整体零件直接制造,在减重的同时缩短了小卫星的研制周期;对激光增材制造卫星舱板进行承载热控一体化设计,将热管等热控设计融入舱板中进行结构热控协同的多学科优化设计,得到的一体化舱板大大减少了零部件数量,实现结构热控功能的一体化和轻量化;对激光增材制造卫星主结构开展力学仿真分析和试验验证,卫星主结构应力不超过 140 MPa,对于激光增材制造的铝基复合材料屈服强度约为 410 MPa,仍有较大安全裕度,表明卫星主结构力学性能可以满足指标要求。研究成果可实现新一代卫星轻量化、高承载和热控等性能及功能的全面提升,直接推动卫星结构制造技术的进步,提高经济和社会效益。

关键词 卫星主结构,激光增材制造,结构优化设计,轻质高性能,力热一体化

中图分类号:V45

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2025.S1.010

Study on Main Structure Design and Material Increasing Manufacturing of Light Load-bearing Thermal Control Satellite

XIAO Yakai¹ ZHENG Mingxuan¹ WANG Qian¹ CHEN Xiaoguo¹ KONG Xianghong¹
WU Yi²

(1 Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109)

(2 Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240)

Abstract In order to meet the requirements of lightweight, high performance and thermal control function of satellite main structure, this paper studies from the aspects of small satellite cabin structure optimization, load-bearing thermal control integrated design and stand-alone support structure optimization design, and verified by simulation analysis and mechanical test. In this paper, the cabin plate of the main structure of the satellite is optimized by using low density lattice structure, and the cabin plate is directly manufactured as a whole part, which reduces the weight and shortens the development cycle of the small satellite at the same time. The bearing thermal control integrated design of the laser reinforced manufacturing satellite cabin plate is carried out, and the thermal control design such as heat pipe is integrated into the cabin plate to carry out the multidisciplinary optimization design of structural thermal control cooperation. the number of parts and components is greatly reduced, and the integration and lightweight of structural thermal control function are realized. The mechanical simulation analysis and experimental verification of the laser reinforced manufacturing satellite main structure show that the stress of the satellite main structure is less than 140 MPa, and the yield strength of the laser reinforced aluminum matrix composite is about 410 MPa, which still has a large safety margin, which shows that the mechanical properties of the satellite main structure can meet the requirements. The research results can achieve the overall improvement of the performance and functions of the new generation of satellites, such as lightweight, high load bearing and thermal control, directly promote the progress of satellite structure manufacturing technology, and improve

收稿日期:2025-05-19

基金项目:上海市科技计划项目扬帆专项(23YF1444800)

第一作者简介:肖亚开,1993年出生,博士,工程师,主要从事航天器结构设计、增材制造和材料开发等工作。E-mail:yakai_xiao@163.com

通信作者:陈小果,1996年出生,硕士,工程师,主要从事航天器结构设计与制造、供配电设计等工作。E-mail:1376053579@qq.com

economic and social benefits.

Key words Satellite main structure, Laser additive manufacturing, Structure design, Lightweight and high performance, Mechanical and thermal integration

0 引言

随着全球卫星星座、深空探测器等航天器进入高密度发射阶段,航天器研制呈现小型化、低成本、快速迭代的典型特点。为适应这种多构型小卫星快速研制的现状,要求这些新型航天器结构不仅要轻量化、高性能和功能化,还要求快速定制化设计、提高研制效率,这对卫星主结构优化设计和制造技术均提出了新的要求^[1]。激光增材制造(LAM)技术具有成形结构复杂、研制周期短等优势而成为航天器制造的关键技术之一^[2]。

近年来,采用激光增材制造技术以实现航天器结构的轻量化和功能集成已经越来越受到美国、俄罗斯、欧洲等国家宇航研发生产机构的重视^[3-5],2016年3月,俄罗斯发射了世界首颗激光增材制造外壳组成的立方体纳卫星,该卫星外壳尺寸为30 cm×10 cm×10 cm,全部采用激光增材制造技术制备。该成果表明采用激光增材制造技术制造外壳将使小卫星研制变得更加廉价和普及。

国内航天器研制企业也相继开展了航天器结构件增材制造应用研究^[6]。2019年8月,我国发射的千乘一号卫星整星结构采用铝合金增材制造技术一体化制备。传统微小卫星结构质量占比为20%左右,整星频率一般为70 Hz左右。千乘一号卫星的整星结构质量占比降至15%以内,整星频率提高至110 Hz,整星结构零部件数量缩减为5件,设计及制备周期缩短至1个月。整星结构尺寸超过500 mm×500 mm×500 mm,千乘一号卫星主承力结构如图1所示。

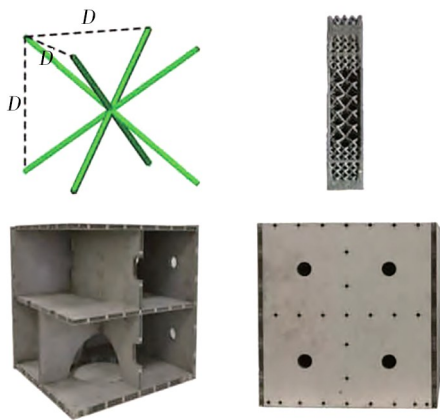


图1 千乘一号卫星主承力结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the main load-bearing structure of Qiancheng-1 satellite

目前,激光增材制造卫星结构件大多处于试验研制阶段,且结构优化设计大多集中在卫星单机支架类次结构。面向卫星主结构的设计仍然是传统的结构力学设计思路,未从整星最优的角度出发进行一体化设计。这种传统的结构、热控、供配电等系统的多个简单零件单独设计制造再装配连接的研制模式存在寄生质量大、整体性能优化不足、工艺流程多、研制周期长等弊端,难以满足新型卫星提升承载性能、高功能集成度、快速批量制造的研制需求。为了更好地实现小卫星低成本快速研制,尽量减少装配环节,缩短研制周期。轻质高性能结构功能一体化设计制造成为航天器设计制造的必然选择,这对结构设计和制造工艺均提出了新的要求。

本文开展增材制造卫星轻质高承载/高效热控一体化构件结构优化设计方法研究,解决传统卫星热控/承载结构单独设计再装配连接带来的寄生质量大、整体性能优化不足、工艺流程多、研制周期长等弊端。

1 主结构优化设计

小卫星主结构考虑制造工艺可行性、后续装配维修便利性多为舱板结构组装而成,传统小卫星舱板采用蜂窝夹层板,卫星主结构由多块蜂窝夹层板通过紧固件连接而成。蜂窝夹层板包括上下面板、蜂窝、热控管路、连接紧固件、胶膜和发泡胶等结构,在蜂窝夹层板中面板、蜂窝、热控管路、连接紧固件均通过发泡胶或胶膜粘结在一起,如图2所示。分析可以发现部分紧固件、胶膜和发泡胶均为连接的冗余质量,利用激光增材制造技术可以使结构通过金属键直接连接在一起,实现轻量化。面向激光增材

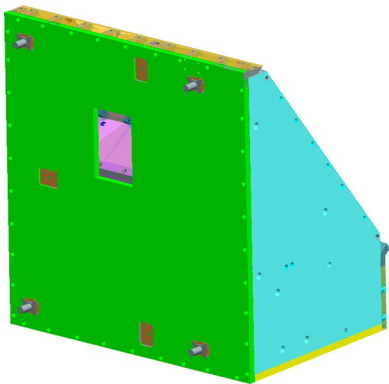


图2 传统卫星舱板结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of traditional satellite cabin plate structure

制造技术从舱板结构优化、承载热控一体化设计、单机支架结构优化设计等方面进行研究。

1.1 主结构舱板优化设计

根据激光增材制造技术的特点,对小卫星舱板结构设计进行研究。激光增材制造卫星主结构舱板可以借鉴传统卫星舱板结构,蜂窝板面板可以直接借用、蜂窝可以采用低密度点阵结构进行替代、连接紧固件可以基于激光增材制造技术进行重新设计,此时舱板可以作为一个整体零件直接制造(图3),该方案可以节省胶膜和发泡胶作为连接介质的冗余的质量。

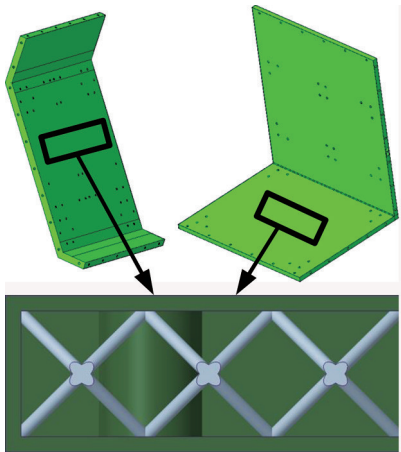


图3 激光增材制造卫星主结构舱板结构示意图
Fig. 3 Schematic diagram of the main structure of the satellite with laser additive manufacturing

值得注意的是,基于激光增材制造技术的卫星主结构舱板设计要与仿真分析和力学试验相结合,在舱板连接处等应力集中区域可以进行一定的补强设计。可以考虑局部适当采用增加面板厚度、新增加强筋等手段进行加强设计,以更好地发挥激光增材制造技术在复杂结构一次性成形方面的优势。

1.2 承载热控一体化设计

卫星主结构舱板除了为载荷、单机提供安装承载功能外,有的舱板还要为单机提供散热面。对于功耗较高的单机,为了将单机产生的热量及时传递并扩散出去,需要在单机安装面区域的舱板内部设置热控管路。对于传统蜂窝夹层板,需要将提前挤压成形制备的热控管路预埋到蜂窝夹层板中,然后与上下面板、蜂窝芯子复合。

采用3D打印制造的舱板,可以将热管、舱板一次打印成形,即对卫星结构舱板进行结构热控协同的多学科优化设计,在综合考虑力热特性优化目标的基础上将卫星结构与实现热控功能的热管进行融合设计,使热管在实现热控制功能的基础上成为承力结构的一部分。基于增材制造技术的特点,对传

统箱板式结构进行优化,通过点阵结构等形式提高结构承载比,减少零部件数量,实现结构热控功能的一体化、轻量化。承载热控一体化结构模型如图4所示。

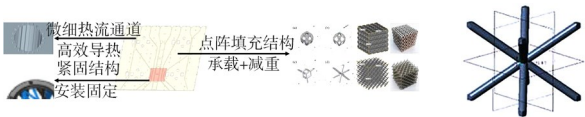


图4 增材制造承载热控功能一体卫星结构
Fig. 4 Integrated satellite structure with load-bearing and thermal control fabricated by additive manufacturing

同样值得注意的是,基于激光增材制造技术的卫星主结构舱板设计要与仿真分析和力学试验相结合,在载荷、单机安装面等有承载要求的应力集中区域需进行加强设计,例如可以考虑不同区域点阵类型不同、变密度点阵填充等手段综合规划承载和轻量化设计。

1.3 单机支架结构优化设计

卫星上反作用飞轮、太阳敏感器等单机对安装角度有特殊要求,需要通过单机支架将其连接在卫星主结构上。这些支架传统都是采用铸造或锻造原材料结合机械加工(如车、铣、刨、磨等)方式制备,这些机加工手段限制了设计师对支架构型的优化设计,获得的支架结构是面向机加工手段的较优结果,而不是产品设计使用的最优结果。目前星上使用的支架在结构传力上并不是最优构型设计,仍存在优化减重空间。面向激光增材制造的单机支架类产品的结构优化设计主要包括拓扑优化和参数优化,国内外许多研究学者在这方面开展了研究^[7-10],聚焦在复杂结构优化的设计原理、模型仿真、试验验证及在轨应用,本文不再赘述。

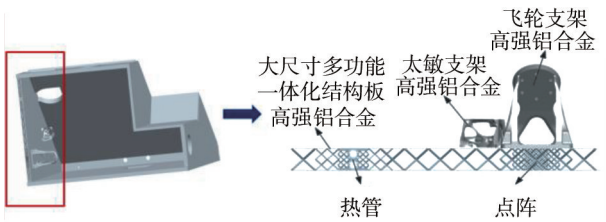


图5 增材制造卫星典型结构特征
Fig. 5 Typical structural characteristics of satellites fabricated by additive manufacturing

综上所述,通过面向激光增材制造技术从舱板结构优化、承载热控一体化设计、单机支架结构优化设计等方面进行研究,最终可以得到适合于增材制造成形的卫星主结构模型,典型特征如图5所示。

2 力学仿真分析

为了验证面向激光增材制造技术设计的卫星主

结构力学性能的指标符合性,对卫星建立有限元模型并进行主结构和整星模态分析。

2.1 卫星主结构模态分析

采用ABAQUS软件建立卫星主结构带星箭连接装置的有限元模型(图6)。卫星舱板采用四边形壳单元建模,热管采用梁单元建模,星箭连接装置采用六面体实体单元建模,在星箭连接装置处固定约束。

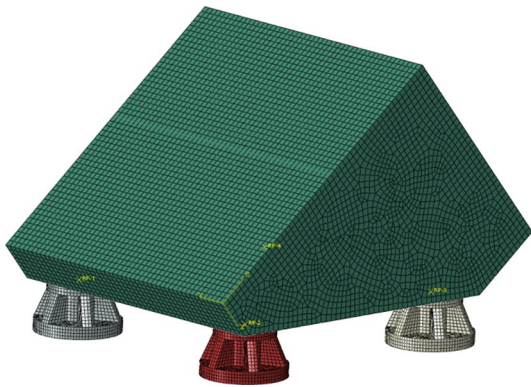


图6 卫星主结构及星箭连接装置有限元模型
Fig. 6 Finite element model of satellite main structure and rocket connection device

对卫星主结构带星箭连接装置进行一阶固有频率分析,模态分析结果如图7所示。结果显示,卫星主结构带星箭连接装置一阶固有频率为121.11 Hz,高于主结构带星箭连接装置的指标要求(100 Hz)。即刚度分析结果表明主结构带星箭连接装置刚度满足指标要求。

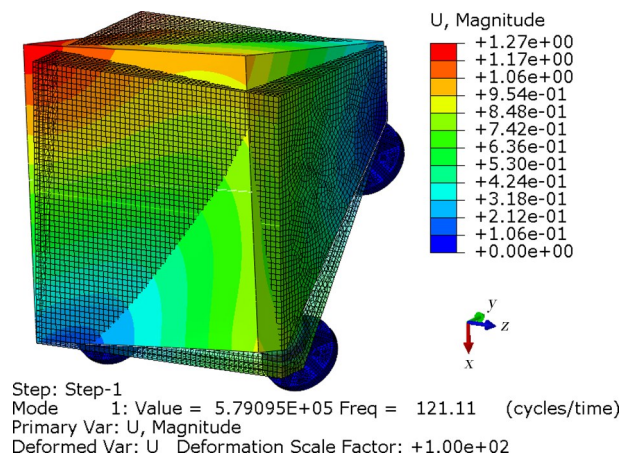


图7 主结构带星箭连接装置一阶固有模态
Fig. 7 The first-order natural mode of the main structure connected to the star arrow

2.2 整星模态分析

卫星主结构带星箭连接装置的有限元模型基础上,增加单机有限元模型,建立整星的有限元模型(图8)。卫星单机采用六面体实体单元建模。

卫星整星一阶模态频率为52.63 Hz,满足整星

横向频率不低于12 Hz、纵向频率不低于35 Hz的指标要求。

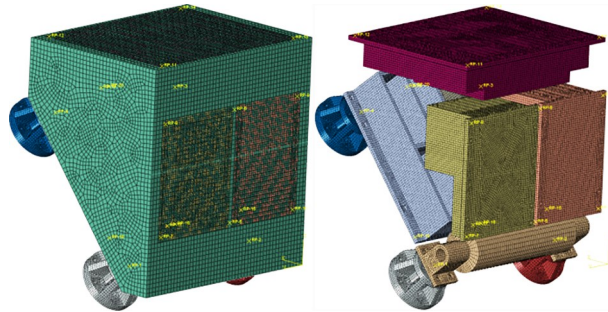


图8 整星有限元模型(右图为隐藏主结构内部状态)
Fig. 8 The finite element model of the whole satellite (the right figure shows the hidden internal state of the main structure)

对卫星整星进行一阶固有频率分析,模态分析结果如图9所示。结果显示,卫星整星一阶固有频率为52.63 Hz,高于整星的指标要求(横向不小于12 Hz、纵向不小于35 Hz)。即刚度分析结果表明整星刚度满足指标要求。

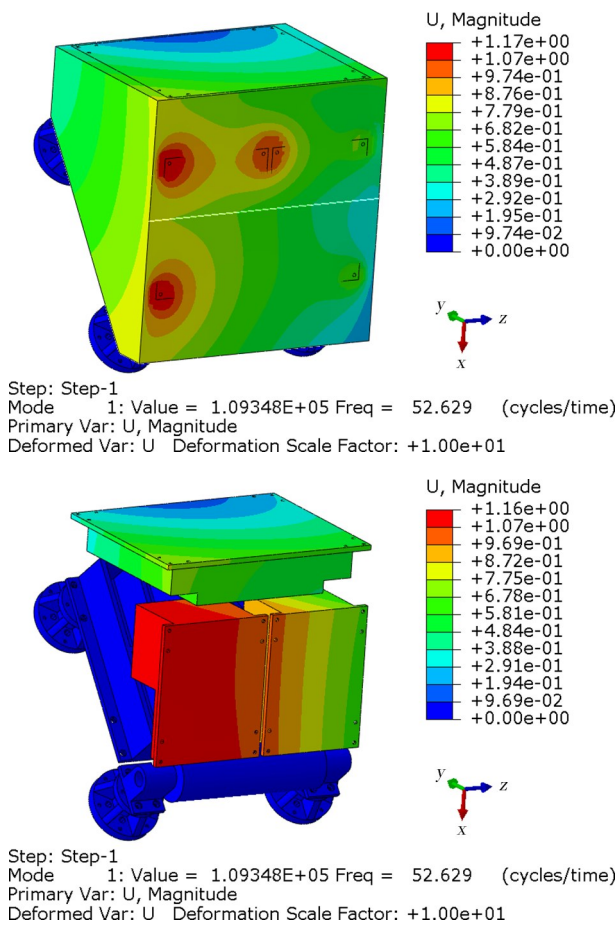


图9 整星一阶固有模态(下图为隐藏主结构内部状态)
Fig. 9 The first-order intrinsic mode of the whole satellite (the below figure shows the hidden internal state of the main structure)

3 激光增材制造成形及试验验证

采用团队自主研发的面向激光增材制造技术的原位自生纳米 TiB₂陶瓷颗粒增强的铝基复合材料, 具体为 6%TiB₂/Al-Si-Mg。通过对激光增材制造工艺参数调控实现卫星主结构的高质量成形, 重点关注激光功率、扫描速度等工艺参数, 采用响应面法探索得到最佳工艺窗口。最终确定材料最优工艺参数为: 激光功率 250 W、扫描速度 1.3 m/s, 此时材料的致密度可达 0.999 2, TiB₂/Al-Si-Mg 复合材料屈服强度和抗拉强度分别可达 410.5 MPa 和 531.6 MPa, 延伸率可达 8.3%^[11-12]。

在完成卫星主结构激光增材制造后, 对其开展静力试验验证。约束界面为星箭连接装置所在的卫星斜板。静力试验时, 设计工装与端面连接。卫星主结构通过支撑工装固定在平台上, 加载头提供 3 方向的加载环境; 丝杠升降机固定在支撑工装上, 端部连接法兰盘, 形成作动器-法兰盘-加载头-被测组件的传力路径(图 10)。2 个接触式位移传感器通过磁性表座固定, 传感器探头对准指定位置, 实时反馈位移信息。

试验的测试方向为星体的 +x 面、+y 面、+z 面, 均做压缩静力。每个工况重复 3 次。

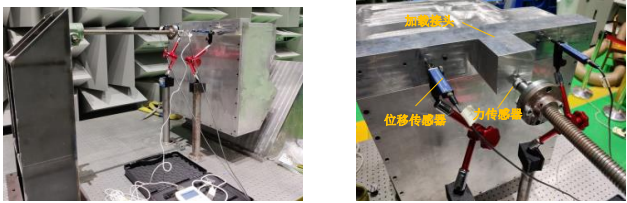


图 10 静力试验测试现场图
Fig. 10 Schematic diagram of the static test

3.1 x 方向压缩试验

x 方向压缩试验如图 11 所示。记录施加的载荷及两个传感器测得的位移数据, 并将数据绘制曲线并进行拟合后的结果如图 11 所示。

3.2 y 方向压缩试验

y 方向压缩试验如图 12 所示。记录施加的载荷

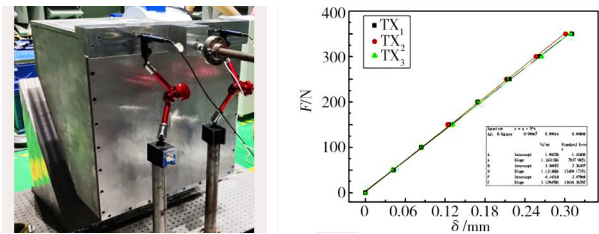


图 11 x 方向压缩试验及数据拟合图
Fig. 11 X-directional compression test and data fitting diagram

及两个传感器测得的位移数据, 并将数据绘制曲线并进行拟合后的结果如图 12 所示。

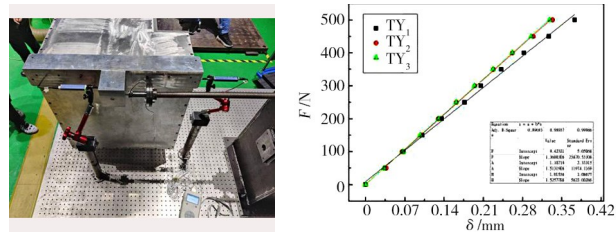


图 12 y 方向压缩试验及数据拟合图
Fig. 12 Y-directional compression test and data fitting diagram

3.3 z 方向压缩试验

z 方向压缩试验如图 13 所示。记录施加的载荷及两个传感器测得的位移数据, 并将数据绘制曲线并进行拟合后的结果如图 13 所示。

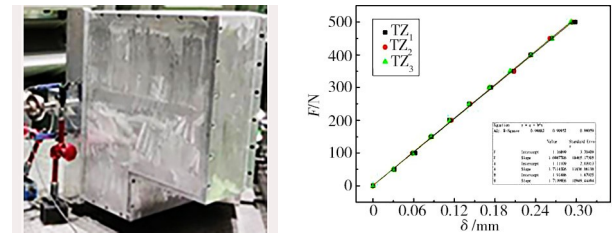


图 13 z 方向压缩试验及数据拟合图
Fig. 13 Z-directional compression test and data fitting diagram

根据上述三个方向静力试验数据可得, 在 500 N 试验载荷下, 加载点位移小于 0.3 mm, 且施加的载荷与卫星主结构测得的位移呈线性关系。卫星舱板最大应变小于 0.000 5, 等效应力小于 35 MPa。假设整星振动输入约 2 g, 此时过载载荷可等效为 2 kN, 卫星主结构应力不超过 140 MPa, 对于激光增材制造铝合金或铝基复合材料(屈服强度约为 410 MPa), 仍有较大安全裕度。

4 结论

(1) 激光增材制造卫星主结构舱板通过采用低密度点阵结构进行轻量化, 并将舱板作为一个整体零件直接制造, 在减重的同时缩短了小卫星的研制周期。

(2) 激光增材制造卫星舱板可以将热管等热控设计融入其中进行结构热控协同的多学科优化设计, 得到的一体化舱板大大减少了零部件数量, 实现结构热控功能的一体化、轻量化。

(3) 激光增材制造卫星主结构通过力学仿真分析和试验验证, 卫星主结构应力不超过 140 MPa, 对于激光增材制造铝基复合材料屈服强度约为 410

MPa,仍有较大安全裕度,可以满足卫星对主结构力学性能的指标要求。

参考文献

[1] DEBROY T, WEI H L, ZUBACK J S, et al. Additive manufacturing of metallic components—process, structure and properties[J]. *Progress in Materials Science*, 2018, 92: 112–224.

[2] 林鑫. 高性能金属结构件激光增材制造控形控性研究[J]. *中国科技成果*, 2023, 24(2): 17–19.

LIN Xin. Study on shape and control of laser additive manufacturing of high performance metal structures [J]. *China Science and Technology Achievements*, 2023, 24(2): 17–19.

[3] 李志勇, 韩冬雪, 焦世坤, 等. 激光增材制造在航天领域的实践与展望[J]. *中国激光*, 2024, 51(24): 2402305.

LI Zhiyong, HAN Dongxue, JIAO Shikun, et al. Practice and prospect of laser additive manufacturing in aerospace field [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2024, 51(24): 2402305.

[4] CHUA C, AN J, CHUA C K, et al. Microstructure control for inoculated high-strength aluminum alloys fabricated by additive manufacturing: A state-of-the-art review [J]. *Progress in Materials Science*, 2025, 154: 101502.

[5] 朱宏康. 美国通用电气公司(GE)增材制造动态[J]. *中国材料进展*, 2019, 38(4): 410–412.

ZHU Hongkang. General electric corporation (GE) additive manufacturing dynamics [J]. *Materials China*, 2019, 38(4): 410–412.

[6] ZHANG J, SONG B, WEI Q, et al. A review of selective laser melting of aluminum alloys: Processing, microstructure, property and developing trends [J]. *Journal of Materials Science*

& Technology, 2019, 35(2): 270–284.

[7] GAO W, ZHANG Y, RAMANUJAN D al. The status, challenges, and future of additive manufacturing in engineering [J]. *Computer-Aided Design*, 2015, 69: 65–89.

[8] 王震, 巩维艳, 祁俊峰, 等. 基于增材制造的设计理论和方法研究现状[J]. *新技术新工艺*, 2017(10): 31–35.

WANG Zhen, GONG Weiyan, QI Junfeng, et al. Research status of design theory and method based on additive manufacturing [J]. *New Technology & New Process*, 2017(10): 31–35.

[9] LANGE LA M. An additive manufacturing filter for topology optimization of print-ready designs [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2017, 55(3): 871–883.

[10] 刘书田, 李取浩, 陈文炯, 等. 拓扑优化与增材制造结合: 一种设计与制造一体化方法[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(10): 26–31.

LIU Shutian, LI Quhao, CHEN Wenjiong, et al. Combining topological optimization and additive manufacturing: An integrated design and manufacturing approach [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(10): 26–31.

[11] XIAO Yakai, CHEN Han, BIAN Zeyu, et al. Enhancing strength and ductility of AlSi10Mg fabricated by selective laser melting by TiB₂ nanoparticles [J]. *Journal of Materials Science & Technology*, 2022(14): 254–266.

[12] XIAO Yakai, BIAN Zeyu, WU Yi, et al. Simultaneously minimizing residual stress and enhancing strength of selective laser melted nano-TiB₂ decorated Al alloy via post-uphill quenching and ageing [J]. *Materials Characterization*, 2021(178): 111242.