

面向增材制造的内置流道一体化支架 拓扑优化设计

袁迪野¹, 吕宇超², 李志立², 周莹¹, 高彤¹, 梁树强², 张卫红¹

(1. 西北工业大学 航宇材料一体化设计与增材制造装备技术国际联合研究中心, 陕西 西安 710072;
2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要 针对星载发动机一体化支架必须同时满足流道功能、承载、工艺要求的轻量化设计问题, 提出了一种面向增材制造的内置流道结构拓扑优化设计流程。将内置流道功能型面保留并作为非设计区域, 建立一体化支架设计模型; 在满足轻量化要求下以提高力学性能为目标, 利用拓扑优化获取结构的主传力路径, 完成优化构型的模型重构; 以保证流道内表面加工质量为依据, 确定一体化支架增材制造打印角度, 进而对支撑结构的去除工艺性进行分析, 完成了全尺寸样件制造。有限元分析结果和样件加工过程表明: 一体化支架优化设计方案内置流道的加工质量、结构的强度和刚度性能均满足设计要求, 打印结构支撑易去除、工艺性好, 较原设计方案减质 40.6%, 优化设计减质效果显著。

关键词 一体化支架; 内置流道; 结构优化; 拓扑优化; 增材制造

中图分类号 V431 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)04-0036-07

Topology optimization design of integrated bracket with embedded pipelines for additive manufacturing

YUAN Diye¹, LYU Yuchao², LI Zhili², ZHOU Ying¹, GAO Tong¹,
LIANG Shuqiang², ZHANG Weihong¹

(1. State IJR Center of Aerospace Design and Additive Manufacturing, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract Aiming at the lightweight design problem for the spaceborne engine integrated bracket to meet simultaneously the fluid flow, load bearing and manufacturing requirements, an additive manufacturing oriented topology optimization design process of structures with embedded pipelines was proposed. The design model was established where the functional surface of the pipelines was retained as the non-designable region. The main load-transmission path was obtained by topology optimization for lightweightness and high performance. The final structure was obtained by model reconstruction based on the optimized con-

收稿日期: 2022-11-01; 修回日期: 2023-01-12

基金项目: 国家自然科学基金项目(12172294, 12032018)

作者简介: 袁迪野(1998—), 男, 硕士, 研究领域为热流耦合结构拓扑优化。

通信作者: 高彤(1980—), 男, 博士, 教授, 研究领域为航空航天高性能结构设计。

figuration. The printing angle for additive manufacturing was determined to ensure the inner surface quality of embedded pipelines. A full-size structure was additively manufactured and the removal of support structures was analyzed. It is shown that the manufacturing quality of embedded pipelines, the strength and stiffness of integrated bracket all meet the design requirements. The support structure can be easily removed and the manufacturing processability is good. A significant mass reduction of 40.6% is obtained compared with original structure.

Key words integrated bracket; embedded pipelines; structure optimization; topology optimization; additive manufacturing

0 引言

姿轨控发动机是运载火箭末级和各类航天器进行变轨和姿态控制的动力装置^[1],包含液体火箭发动机、固体发动机、离子发动机等。其中,星载液体火箭发动机往往多个一组、通过支架安装在航天器上。内嵌流道的一体化支架将燃料和氧化剂管路集成于承载支架中,同时满足流道功能和承载性能要求,通过集成式多功能设计实现结构减质,提高航天器的轻量化水平。然而,集成式设计往往造成结构外形复杂、加工难度大的问题,设计中不但要兼顾多功能与轻量化,还需要考虑工艺性。拓扑优化(topology optimization, TO)与增材制造(additive manufacturing, AM)组合技术的日渐成熟与融合发展为内置流道一体化支架的设计提供了新的技术途径。

拓扑优化技术已成为结构创新设计的最有效手段。拓扑优化方法大致可分为3类:①将有限元单元作为基本设计要素的密度变量法,包括均匀化方法^[2](homogenization method)、各向同性实体材料惩罚法^[3](solid isotropic material with penation, SIMP)、渐进结构优化法^[4](evolutionary structural optimization, ESO)、独立连续映射法^[5](independent continuous mapping, ICM)等;②基于几何边界描述的水平集方法^[6](level set method, LSM)和相场法^[7];③特征驱动的结构拓扑优化方法^[8](feature-driven structure topology optimization method),也称为可移动变形组件法^[9](moving morphable component)。关于拓扑优化的最新进展可参阅文献^[10-12]。

增材制造技术因其三维“离散堆积”工艺特点,改变了产品的制造方式,极大扩展了包括复杂结构

的可制造性空间,是制造原理的一次革命。面向增材制造的结构拓扑优化设计已成为国内外学术界和工业界的研究热点。近年来,国内外学者对拓扑优化与增材制造的运用展开了多项研究。Gebisa等提出了面向传统制造设计到面向增材制造设计的范式转变,避免设计制造中花费大量时间的重构与再分析^[13]。Zhu等系统总结了通过拓扑优化和增材制造相结合实现高性能、轻量化整体功能部件研制的研究现状^[14]。Meng等提出通过在增材制造过程中加入压痕等无损/原位检测以实现设计-工艺-检测的一体化^[15]。

拓扑优化技术已逐步在航空航天领域支架类结构设计中得到应用。针对发动机支架的结构设计,何康康在综合姿控发动机舱内布局、空间尺寸及位置等因素基础上,提出不同结构和不同材料一体化设计的姿控支架方案^[1];谷小军等考虑变形、质量、设计空间等设计要求开展了火箭发动机机架一体化优化工作,讨论了发动机机架与舱段传力结构间连接区域参数对整体结构设计的影响规律^[16];邢向亮等对原支架结构进行了拓扑优化分析并根据密度等值面分布图对结构进行人工处理,证实拓扑优化结构更加符合设计要求^[17]。

增材制造特别适合含气动/流道型面结构的制造,而相关结构优化设计的研究尚处于起步阶段。王军润等为摆脱传统加工方式的限制,建立了针对某航空液压壳体管路的造型优化方法,优化后的结构相较原结构力学性能得到显著提升^[18]。Shi等针对发动机重载接头,建立了面向SLM(selective laser melting)工艺的完整设计-制造-试验流程,但研究对象为单一的承载结构,并没有功能型面及非承载功能要求^[19]。Song等针对高速飞行器全动舵提出了一种面向增材制造的含气动外型面结构的优化设

计流程:在拓扑优化中以性能优先为原则,在满足轻量化要求下提高力学性能并获取构件的主传力路径;面向增材制造再设计中,以保证功能型面加工质量、减少工艺增重为原则确定打印方向,以降低力学性能损失为原则选择清粉孔的位置,二者均通过构造优化设计问题实现量化设计^[20]。这一工作解决了航空航天结构中功能型面不可更改且影响打印方向,结构必须同时满足功能、承载、工艺要求的设计难题。

在上述背景下,针对发动机一体化支架结构必须同时满足流道功能、承载、工艺以及轻量化问题,本文提出了一种面向增材制造的含内置流道结构拓扑优化设计流程。在保留内置流道功能型面基础上考虑力学性能及轻量化要求对一体化支架进行拓扑优化设计。依据拓扑优化结果对一体化支架结构开展模型重构并进行力学性能校核。考虑增材制造工艺性,完成重构优化设计方案的打印加工。

1 一体化支架模型及设计要求

一体化支架结构及主要尺寸如图 1 所示,主要由底座、支架及内置流道结构组成。底座的支耳用于支架结构固定,底座与支架上含有多个星载液体火箭发动机安装接口,内置流道由底座向上延伸至支架顶部。

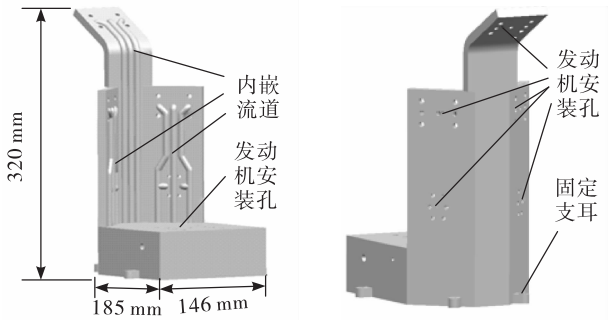


图 1 一体化支架原设计方案示意图

Fig.1 Original design of the integrated bracket

如图 2 所示,一体化支架在工作过程中需要承受 6 组大小不一的静推力,同时还需承受内置流道中 5 MPa 的流体内压力。支架结构拟采用 TC4 钛合金制造,材料性能参数如表 1 所示,原结构质量为

5.262 kg。根据设计要求,一体化支架在保持发动机安装接口、内部流道功能性前提下,结构最大应力不超过 200 MPa,最大位移不超过 0.8 mm;同时为满足轻量化要求,期望减质 40%。

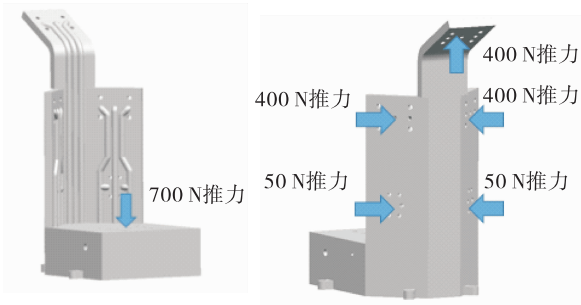


图 2 一体化支架推力载荷示意图

Fig.2 Applied thrust loads on the integrated bracket

表 1 TC4 材料力学性能参数

Tab.1 Mechanical properties of TC4 titanium alloy

弹性模量/GPa	泊松比	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	屈服强度/MPa
105	0.34	4 500	862

2 一体化支架力学性能分析

2.1 有限元模型

一体化支架有限元模型如图 3 所示。

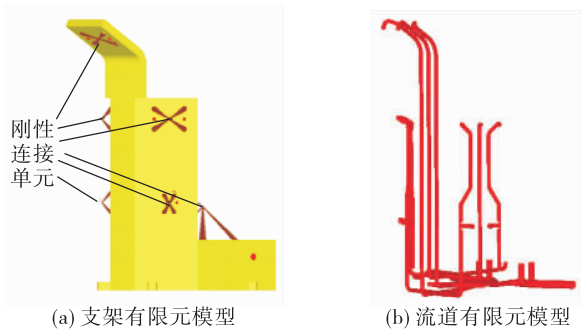


图 3 一体化支架原始结构有限元模型

Fig.3 The finite element model of the original integrated bracket

采用二阶 8 节点的四面体单元进行网格划分并进行网格收敛性验证,最终确定最大单元尺寸为 2 mm,有限元模型的单元数量约为 100 万。在各发动机推力中心位置设置节点,并采用刚性连接单元与支架安装接口连接。为了在流道表面施加压力

载荷,根据流道壁实体单元提取一层壳单元,将其厚度设为一小量(如 0.01 mm),使其只负责将压力传递至实体单元,但基本没有承载能力。支架底部固定支耳内孔壁节点全固定,模拟固定约束。

2.2 力学性能分析

图4给出了一体化支架原设计方案有限元静力学分析得到的位移和应力结果。分析发现,结构最大位移为 626 μm ,最大变形区域位于支架顶部;最大应力为 146.3 MPa,主要集中于支架底部的固定支耳与底座连接处。综合分析,原结构的强度与刚度水平低于设计要求的限定值,减质潜力较大。

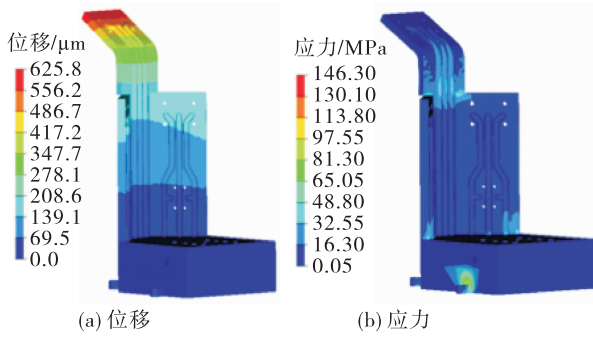


图4 原设计方案分析结果

Fig. 4 Analysis results of the original integrated bracket

3 一体化支架结构优化设计

3.1 拓扑优化方法

本文采用密度变量法进行结构拓扑优化设计。在有限元模型基础上,引入惩罚因子建立材料的弹性矩阵和单元伪密度之间的显式非线性对应关系,使设计变量处于 0~1 之间时对中间密度进行惩罚,使中间密度向两端聚集。

将实体材料属性定义为常数,将离散单元的伪密度作为变量,采用 SIMP (solid isotropic material with penalization) 材料插值模型,第 i 个单元的材料弹性矩阵 \mathbf{D}_i^H 与其伪密度变量 ρ_i^p 为

$$\mathbf{D}_i^H = \rho_i^p \mathbf{D}^S \quad (1)$$

式中: \mathbf{D}^S 为材料自身弹性矩阵; p 为中间密度材料惩罚因子。

本文在保留发动机安装接口及内置流道功能型面基础上,根据给定的减质目标寻求承载性能最佳的一体化支架结构构型。因此,一体化支架拓扑优

化定义为体积约束条件下的结构整体柔顺度最小化问题,数学模型为

$$\begin{aligned} & \text{find } \boldsymbol{\rho} = (\rho_i), i = 1, 2, \dots, n \\ & \text{min } C(\boldsymbol{\rho}) = \mathbf{U}^T \mathbf{K} \mathbf{U} \\ & \text{s. t. } \begin{cases} \mathbf{K} \mathbf{U} = \mathbf{F} \\ V \leq v_f V_0 \\ 0 < \delta \leq \rho_i \leq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\rho}$ 为设计域单元伪密度向量; n 为设计区域单元数量; C 、 \mathbf{F} 、 \mathbf{K} 、 \mathbf{U} 分别为一体化支架结构的整体柔顺度、结构载荷向量、结构整体刚度矩阵和结构位移向量; V 和 V_0 分别为结构体积和设计域的总体积; v_f 为依据设计要求确定的体分比。为了避免无材料单元导致结构整体刚度矩阵奇异,引入一小量 δ (通常为 0.001) 作为设计变量伪密度的取值下限。

整体刚度矩阵 \mathbf{K} 可定义为单元刚度矩阵 \mathbf{K}_i 之和,而后者是材料弹性矩阵的函数,即

$$\mathbf{K} = \sum_{i=1}^n \mathbf{K}_i, \mathbf{K}_i = \int_{\Omega_i} \mathbf{B}_i^T \mathbf{D}_i^H \mathbf{B}_i d\Omega_i \quad (3)$$

式中 \mathbf{B}_i 为单元 i 的几何矩阵。

结构整体柔顺度对设计变量的灵敏度表达式为

$$\frac{\partial C}{\partial \rho_i} = 2 \mathbf{U}_i^T \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial \rho_i} - \mathbf{U}_i^T \frac{\partial \mathbf{K}_i}{\partial \rho_i} \mathbf{U}_i \quad (4)$$

考虑到本工作中推力和内置流道中的压力均与结构拓扑构型无关,即 $\partial \mathbf{F} / \partial \rho_i = 0$, 同时结构整体刚度矩阵可进一步推导至单元层面计算,因此

$$\frac{\partial C}{\partial \rho_i} = - \mathbf{U}_i^T \frac{\partial \mathbf{K}_i}{\partial \rho_i} \mathbf{U}_i \quad (5)$$

式中: \mathbf{U}_i 为第 i 个单元的节点位移向量; $\partial \mathbf{K}_i / \partial \rho_i$ 可依据式(3)中单元刚度矩阵 \mathbf{K}_i 和式(1)的插值模型计算。

结构体积可表示为

$$V = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i \quad (6)$$

式中 V_i 为设计区域内单元 i 的体积。因此,体积约束的灵敏度表达式为

$$\frac{\partial V}{\partial \rho_i} = V_i \quad (7)$$

3.2 一体化支架拓扑优化

一体化支架拓扑优化设计区域在原设计方案基础上有所扩大。根据减质要求,优化后结构质量需减至 3.157 kg。由于拓扑优化设计模型在原结

构基础上进行了设计域扩充(扩充后结构质量为10.3 kg),同时考虑到增材制造可能有轻微工艺增加质量,因此将拓扑优化的体分比设为0.3。将内部流道与发动机安装孔等功能型面设置为非设计域,其他部位为设计域。考虑以竖直方向进行打印时打印支撑易去除且支架镂空部分可形成自支撑设计,设置沿竖直方向的拔模约束及成员尺寸约束。图5给出了整体柔顺度和体积约束的迭代过程,显然迭代过程收敛平稳。

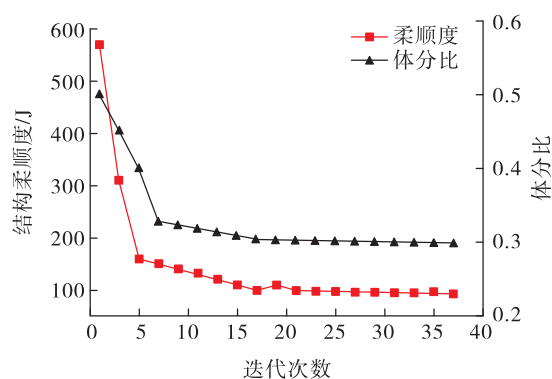


图5 拓扑优化迭代曲线

Fig.5 Iterative curves of topology optimization

拓扑优化设计区域模型见图6(a),优化得到的材料布局构型见图6(b),结构所承受外力经由发动机安装孔传递至相连的加筋结构并最终汇集于底部固定支耳处。图6(c)给出了优化设计方案重构模型,其质量为3.124 kg,满足设计要求。

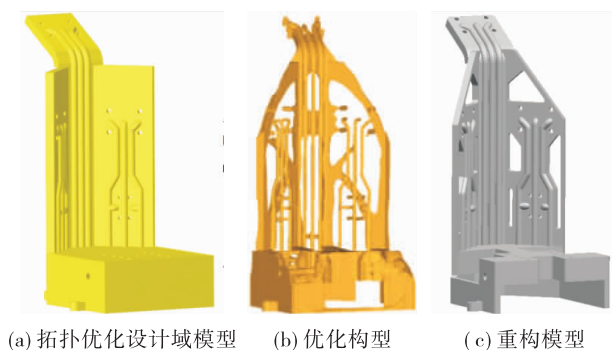


图6 拓扑优化设计区域模型、优化构型与重构模型

Fig.6 Topology optimization design area model, optimized configuration and reconstructed model

3.3 一体化支架优化前后结构对比

一体化支架优化设计方案力学性能校核分析

如图7所示。经过优化设计,支架位移、应力水平均有所上升但未超过设计要求的上限。结构最大位移仍位于支架顶部,变形趋势与原方案相同;结构应力集中区域转移至底座与上部支架连接处,应力分布较为均匀。

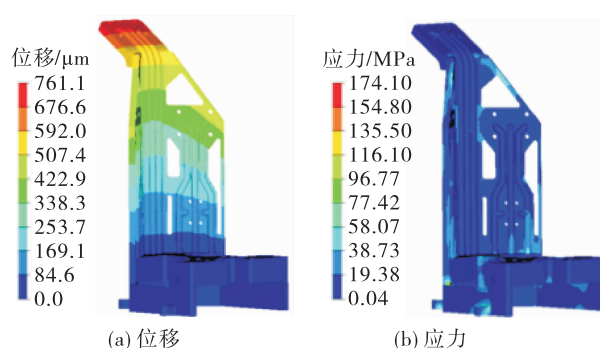


图7 优化设计方案分析结果

Fig.7 Analysis results of the optimized integrated bracket

优化前后支架力学性能及结构质量对比如表2所示。可见,一体化支架经拓扑优化设计后,结构功能型面完整保留、功能未受影响,位移、应力水平均满足设计要求,结构质量大幅降低,轻量化设计效果显著。

表2 优化前后支架结构力学性能对比

Tab.2 Comparison of mechanical properties of bracket structures before and after optimization

参数	原设计方案	优化设计方案	设计要求
最大位移/ μm	626	761	<800
最大 Mises 应力/MPa	146.3	174.1	<200
结构质量/kg	5.262	3.124 (减质 40.6%)	<3.157 (减质 $>40\%$)

4 一体化支架增材制造

一体化支架在进行生产加工前,需考虑增材制造工艺性。由于打印角度不同,支架结构所需的支撑数量及位置会产生变化,随之结构的打印质量也将因此受到影响。故进行打印前,需选择合适的打印角度以防止出现功能型面受损、支撑数量过多、支撑去除难度大等情况。为保证流道内壁加工质量,采用如图8(a)所示的放置角度;同时,由图8(a)

可知优化设计方案开敞性好、打印支撑易去除。增材制造全尺寸样件如图8(b)所示,在去除支撑后仅对安装面进行了机械加工。

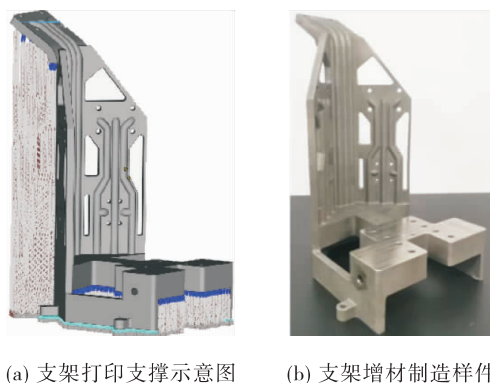


图8 一体化支架打印支撑及样件图

Fig. 8 Model for additive manufacturing and sample part

需要指出的是本文研究的构件开敞性好,因此支撑结构都易于去除。若构件结构复杂,可能存在难以去除的支撑结构,则必须进一步改进优化设计。一种思路是在拓扑优化中考虑悬空角约束,即设计自支撑结构,相关工作可参考文献[14-15],然而根据作者经验,这种思路往往会造成结构承载性能的大幅下降;另一种思路是将难以去除的支撑结构留在最终的零件上,这就要求尽可能减少无法去除的支撑结构导致的工艺增重;可构造优化问题寻找工艺增重最小的打印方向,详细思路可参考文献[20]。

5 结论

本文针对星载发动机一体化支架必须同时满足流道功能、承载、工艺要求的轻量化设计问题,开展了面向增材制造的一体化支架结构优化设计、优化模型重构及校核分析,并完成了增材制造全尺寸样件加工,主要研究结论如下。

1)一体化支架结构通过拓扑优化设计,在满足内置流道和承载性能要求前提下,减质40%以上,全尺寸样件表面优化设计方案工艺性好。

2)建立的面向增材制造的内置流道一体化支架设计流程易实施、易推广。首先,提取功能型面为非设计域,保证了内置流道的传输功能;然后,在满足轻量化要求下以提高力学性能为目标,通过拓

扑优化获取结构的主传力路径;最后,以保证功能型面加工质量、减少工艺增重为原则确定打印方向、生成支撑结构并评估其可去除性。这一设计流程能够兼顾一体化多功能支架的功能、性能和增材制造工艺性,为同类结构研制提供了新方向,具有广阔的推广应用前景。

参考文献

- [1] 何康康,朱志华. 姿控发动机管路支架一体化设计[J]. 导弹与航天运载技术,2016(1):17-20.
- [2] BENDSØE M P, KIKUCHI N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1988,71(2):197-224.
- [3] ZHOU M, ROZVANY G I N. The COC algorithm, Part II: Topological, geometrical and generalized shape optimization[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1991,89(1/2/3):309-336.
- [4] XIE Y M, STEVEN G P. A simple evolutionary procedure for structural optimization[J]. Computers & Structures, 1993,49(5):885-896.
- [5] 隋允康,彭细荣. 结构拓扑优化 ICM 方法的改善[J]. 力学学报,2005,37(2):190-198.
- [6] WANG M Y, WANG X M, GUO D M. A level set method for structural topology optimization[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2003,192(1/2):227-246.
- [7] WANG M Y, ZHOU S W. Synthesis of shape and topology of multi-material structures with a phase-field method[J]. Journal of Computer-Aided Materials Design, 2004,11(2):117-138.
- [8] ZHOU L, ZHANG W H. Topology optimization method with elimination of enclosed voids[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019,60(1):117-136.
- [9] ZHANG W S, YUAN J, ZHANG J, et al. A new topology optimization approach based on Moving Morphable Components (MMC) and the ersatz material model[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2016, 53(6):1243-1260.
- [10] MUKHERJEE S, LU D C, RAGHAVAN B, et al. Accelerating large-scale topology optimization: State-of-the-art and challenges[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2021,28(7):4549-4571.

- [11] LI Q H, SIGMUND O, JENSEN J S, et al. Reduced-order methods for dynamic problems in topology optimization: A comparative study[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2021, 387: 114149.
- [12] WU J, SIGMUND O, GROEN J P. Topology optimization of multi-scale structures: A review[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2021, 63(3): 1455-1480.
- [13] GEBISA A W, LEMU H G. Design for manufacturing to design for additive manufacturing: Analysis of implications for design optimality and product sustainability[J]. *Procedia Manufacturing*, 2017, 13: 724-731.
- [14] ZHU J H, ZHOU H, WANG C, et al. A review of topology optimization for additive manufacturing: Status and challenges[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(1): 91-110.
- [15] MENG L, ZHANG W H, QUAN D L, et al. From topology optimization design to additive manufacturing: Today's success and tomorrow's roadmap[J]. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2020, 27(3): 805-830.
- [16] 谷小军, 徐珉轲, 张薇, 等. 重型运载火箭发动机机架与舱段传力结构一体化拓扑优化设计[J]. *火箭推进*, 2022, 48(2): 27-35.
- GU X J, XU M K, ZHANG W, et al. Integrated topology optimization design of heavy rocket engine frame and segment force transmission structure[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2022, 48(2): 27-35.
- [17] 邢向亮, 刘波, 韩雪峰, 等. 基于拓扑优化的发动机支架设计方案对比分析[J]. *现代制造工程*, 2012(11): 31-34.
- [18] 王军润, 付春艳, 王辉. 面向 3D 打印的某航空液压壳体管路造型优化[J]. *航空工程进展*, 2022, 13(1): 135-143.
- [19] SHI G H, GUAN C Q, QUAN D L, et al. An aerospace bracket designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(4): 1252-1259.
- [20] SONG L L, GAO T, TANG L, et al. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing[J]. *Computers & Structures*, 2021, 243: 106405.