

文章编号: 1671-0576(2025)02-0030-04

基于拓扑优化的卫星支架轻量化设计

丁 伟, 刘亚龙, 陶 贇, 凌振超, 马清添

(上海无线电设备研究所, 上海 201109)

摘 要: 针对卫星支架的轻量化设计需求,在保证力学性能的前提下,采用拓扑优化技术实现卫星支架的最大程度轻量化设计。仿真结果表明:经多次迭代拓扑优化后的卫星支架减重约44.6%,且力学性能优于优化前的结构。

关键词: 卫星支架; 轻量化设计; 拓扑优化

中图分类号: TH122

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1671-0576.2025.02.006

Lightweight Design of Satellite Bracket Based on Topology Optimization

DING Wei, LIU Yalong, TAO Yun, LING Zhenchao, MA Qingtian

(Shanghai Radio Equipment Research Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aiming at lightweight design requirements for a satellite bracket, the maximum lightweight design was achieved based on topology optimization while ensuring mechanical performance. Simulation results demonstrate that after multiple optimization iterations, the topologically optimized satellite bracket achieves an approximate 44.6% weight reduction and exhibits superior mechanical performance compared to the original structure.

Key words: satellite bracket; lightweight design; topology optimization

0 引言

随着航天技术的不断发展,产品重量逐渐成为制约其结构设计技术突破的一个重要因素。采用拓扑优化技术进行轻量化和一体化设计,是目前航空航天领域产品结构设计的发展趋势。

拓扑优化^[1]是根据给定的负载情况、约束条件和性能指标,在给定的区域内对材料分布进行优化的数学方法,属于结构优化的一种。1988年BENDSOE等^[2]首次采用均匀化方法设计了结构的拓扑构型,自此拓扑优化技术的发展突飞猛进。与尺寸优化和形状优化相比,拓扑优化不依赖于初始构型的选择,结构设计具有更大的自由度。

拓扑优化技术是结构优化中最具发展前景的技术之一,现已在航空航天、汽车制造、建筑设计等领域广泛应用^[3-5]。近年来随着制造技术的迅速发展,增材制造技术的应用也越来越广泛,这为新型产品的生产制造提供了有利条件。拓扑优化技术可以在产品方案设计阶段提供新型、合理的结构设计方案,确保产品结构设计的创新性与科学性。

本文从卫星结构的轻量化需求出发,研究采用拓扑优化技术实现卫星支架轻量化设计的可行性。建立卫星支架的拓扑优化模型,并进行拓扑优化设计,最后通过仿真对比验证拓扑优化前后卫星支架的力学性能。

1 拓扑优化数学模型

结构拓扑优化主要以连续体结构和离散体结构为研究对象。连续体结构的拓扑优化是通过改变结构的连续性,使结构在给定约束条件下具有最佳性能。离散体结构的拓扑优化是在设计空间中生成由杆单元等离散构件组成的初始基结构,依据相应的算法确定各个杆单元存在与否,最终保留下来的结构形式为拓扑优化解。本文采用连续体结构拓扑优化方法^[6]对卫星支架的轻量化进行研究。

解决结构拓扑优化问题的数学建模方法有很多,如变密度法、均匀变化法、渐进结构优化法等,目前应用最广泛的是变密度法^[7]。变密度法是将待设计区域的材料密度作为变量,通过建立材料密度与弹性模量之间的函数关系,将结构拓扑的优化问题转化为材料密度分布的优化问题。密度变量在0~1之间连续取值,通过不断迭代优化获得最优的材料密度分布。变密度法的插值方法主要包括固体各向同性惩罚微结构(solid isotropic microstructures with penalization, SIMP)法以及有理近似材料属性(rational approximation of material properties, RAMP)法, SIMP法因插值公式相对简单而更为常用。Inspire软件采用Altair公司先进的OptiStruct优化求解器,可以实现从拓扑优化到尺寸优化的几乎所有工程优化类型。该求解器可利用变密度法中的固体各向同性材料惩罚模型建立拓扑优化模型,运用数学规划法进行变量的迭代计算^[8]。

不同的优化目标会导致优化对象的数学模型发生变化。本文以卫星支架结构总体刚度最大化且满足频率要求为优化目标,将优化区域的体积分数为0.1作为约束上限,进行优化求解。设有限元离散后的卫星支架单元相对密度矩阵

$$\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_N] \in \Omega \quad (1)$$

式中: x_i 为第 i ($i=1, 2, \dots, N$) 个单元的相对密度; N 为离散单元数; Ω 为优化设计相对密度矩阵集合。

以刚度最大化为优化目标,以结构设计空间体积分数为约束条件,其数学模型可表述为

$$\min C(\mathbf{X}) = \mathbf{U}^T \mathbf{F} / 2 = \mathbf{U}^T \mathbf{K} \mathbf{U} / 2,$$

$$\text{s. t.} \quad \sum_{i=1}^N V(x_i) < V^*, x_{\min} \leq x_i \leq x_{\max} \quad (2)$$

式中: $\min(\cdot)$ 为最小值的取值函数; $C(\cdot)$ 为柔度函数; \mathbf{U} 为结构位移矩阵; \mathbf{T} 为矩阵转置运算符; \mathbf{F} 为荷载矩阵; \mathbf{K} 为整体刚度矩阵; $V(\cdot)$ 为结构的实际体积函数; V^* 为优化问题的约束体积分数; x_{\max}, x_{\min} 为密度变量的设计上限和下限。

2 卫星支架拓扑优化设计

结构拓扑优化流程如图1所示。在进行结构拓扑优化设计过程中,首先需对优化对象的零件特征进行识别,设置合理的仿真约束条件;然后根据零件特征划分设计区域并进行拓扑优化计算,找到最优的结构传力路径和合理的材料分布形式,进而抽象出符合工程结构特征的结构形式,对结构进行重构;最后对重构模型的力学性能进行有限元仿真校核,根据仿真结果对重构模型进行迭代拓扑优化计算,直到获得合理设计结果。

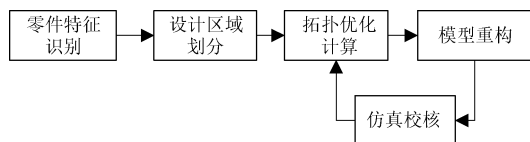


图1 结构拓扑优化流程

以某卫星支架为对象开展拓扑优化设计。该支架选用铝合金 AlSi10Mg, 材料的弹性模量为 75 GPa, 泊松比为 0.33, 密度为 2 580 kg/m³。优化前卫星支架的重量为 0.480 kg。

首先,进行卫星支架的零件特征识别,确定其几何形状和载荷情况,明确卫星支架以及设备的

安装固定方式。卫星支架零件特征识别示意图如图 2 所示。图中分别给出了卫星支架与卫星舱体主结构的安装面,以及设备与支架间的安装固定面。支架与主结构通过 6 个螺栓固定,设备与支架通过 4 个螺栓固定。 x 、 y 、 z 轴 3 个方向的加速度载荷均为 $10g$, g 为重力加速度。

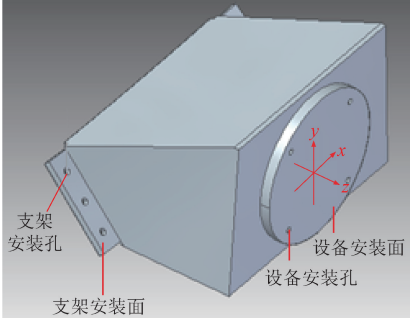


图 2 卫星支架零件特征识别示意图

然后,进行设计区域的划分。在划分拓扑优化设计区域时,需要区分优化对象的机械连接区域以及主要承载区域。将机械连接区域(包括安装孔等结构特征)设置为非设计区域,将主要承载区域设置为设计区域,需对主要承载区域进行拓扑优化设计。卫星支架设计区域划分示意图如图 3 所示,图中深褐色区域均为待优化的设计区域,其他区域均为非设计区域。载荷施加在非设计区域的等效载荷质心处。

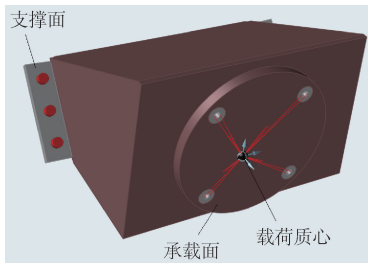


图 3 卫星支架设计区域划分示意图

最后,进行拓扑优化计算及模型重构。以卫星支架结构总体刚度最大化且满足频率要求为目标,将优化区域体积分数为 0.1 作为约束上限,进行卫星支架的拓扑优化求解。

通过结构拓扑优化获得材料最优分布形式,为模型重构提供输入。根据拓扑优化计算结果,可快速准确提取主要传力路径,并根据优化对象的工程结构特征和优化结果进行模型重构。模型重构的思路如下:

- 基于主要的传力路径,缩短承载面与支撑面的间距,实现结构的最大承载性能;
- 保证筋与筋之间的连接协调性与稳定性;
- 进行重构模型的质量约束控制。

基于拓扑优化材料分布形式,在模型重构过程中依据上述重构思路进行逐步迭代建模。基于优化结果,利用 PolyNURBS 工具结合几何工具进行几何重构,采用手动拟合方式进行包覆。包覆完成后使用几何工具对重构模型进行微调。

3 仿真校核

经过拓扑优化计算以及模型重构,拓扑优化后的卫星支架如图 4 所示。对卫星支架在不同载荷工况下进行仿真校核,对比拓扑优化前后卫星支架的力学性能,验证轻量化设计方案的可行性。

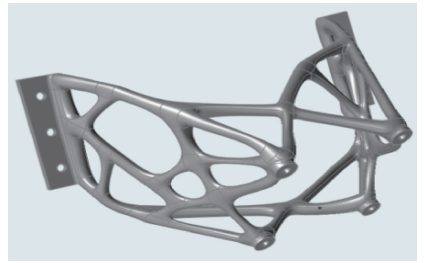


图 4 拓扑优化后的卫星支架

在 x 轴向 $10g$ 过载工况下,对卫星支架优化前后的力学性能进行仿真,结果如图 5 所示。

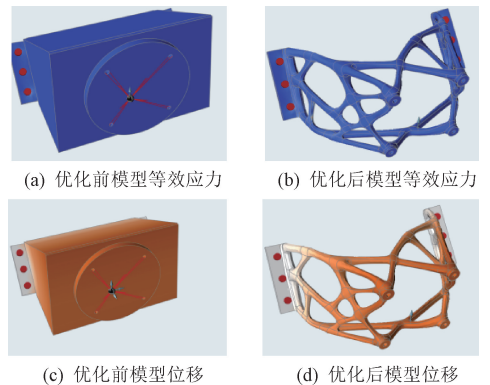


图 5 x 轴向 $10g$ 过载工况下的卫星支架力学性能仿真

由图 5 可知:优化前卫星支架的最大等效应力为 47.4 MPa ,最大位移为 0.048 mm ;优化后卫星支架的最大等效应力为 6.8 MPa ,最大位移为 0.021 mm 。拓扑优化后的卫星支架力学性能得到显著提升。

同样,在 y 轴向 $10g$ 过载、 z 轴向 $10g$ 过载,以及 x 、 y 、 z 轴向各 $10g$ 过载等工况下,对卫星支架优化前后的力学性能进行仿真,仿真校核对比结果如表 1 所示。

表 1 卫星支架优化前后仿真校核对比

工况	等效应力/MPa		位移/mm	
	优化前	优化后	优化前	优化后
x 轴向 $10g$ 过载	47.4	6.8	0.048	0.021
y 轴向 $10g$ 过载	13.5	4.1	0.006	0.010
z 轴向 $10g$ 过载	26.0	2.7	0.023	0.007
x, y, z 轴向各 $10g$ 过载	46.7	7.7	0.030	0.020

由表 1 可知:在 4 种过载工况下,优化前卫星支架的最大等效应力为 47.4 MPa,最大位移为 0.048 mm;优化后卫星支架的最大等效应力为 7.7 MPa,最大位移为 0.020 mm。优化后的卫星支架力学性能得到显著提升。优化后的卫星支架质量为 0.266 kg,相较于初始设计的 0.480 kg,减重了约 44.6%。

4 结论

针对卫星支架的轻量化设计需求,采用拓扑优化技术对卫星支架结构进行优化设计。以卫星支架结构总体刚度最大化且满足频率要求为目标,将优化区域体积分数为 0.1 作为约束上限,进行优化求解。经过优化迭代以及模型重构,优化后的模型力学性能优于优化前的,同时实现减重

约 44.6%。研究结果可为后续其他结构的轻量化设计提供参考以及思路。

参考文献

- [1] SIGMUND O, MAUTE K. Topology optimization approaches [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2013, 48(6): 1031-1055.
- [2] BENDSOE 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] 张青松,贾山,陈金宝,等. 组合体无人机单机体翼构型设计与拓扑优化[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2023, 63(3): 423-432.
- [4] 彭显昌,蔡文奇,林志斌,等. 电动汽车变速箱壳体静动态分析及拓扑优化设计[J]. 机械传动, 2021, 45(7): 74-81.
- [5] 张鹤志,尹斌,陈怡君,等. 基于拓扑优化的钢筋混凝土构件设计方法研究综述[J]. 武汉大学学报(工学版), 2022, 55(5): 462-473.
- [6] 周克民,李俊峰,李霞. 结构拓扑优化研究方法综述[J]. 力学进展, 2005, 35(1): 69-76.
- [7] 王景良,朱天成,朱龙彪,等. 连续体结构的变密度拓扑优化方法研究[J]. 工程设计学报, 2022, 29(3): 279-285.
- [8] 赵阳,陈敏超,王震. 面向增材制造的索杆结构节点拓扑优化设计[J]. 建筑结构学报, 2019, 40(3): 58-68.
- [9] 周珺仪,刘佳琪,焦胜海,等. 基于高斯伪谱法和有限差分结合的飞行器燃料最优轨道转移优化[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(2): 116-120.
- [10] 李萌,龚胜平,彭坤,等. 直接优化算法在快速交会组合变轨策略中的应用[J]. 载人航天, 2017, 23(2): 156-162.
- [11] KIM Y H, SPENCER D B. Optimal spacecraft rendezvous using genetic algorithms[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(6): 859-865.
- [12] WAILLIEZ S E. On Lambert's problem and the elliptic time of flight equation; a simple semi-analytical inversion method[J]. Advances in Space Research, 2014, 53(5): 890-898.
- [13] 李兆亭,张洪波,郑伟. 考虑 J2 项摄动的 Lambert 问题状态空间摄动解析近似法[J]. 航天控制, 2018, 36(4): 52-58.
- [14] 孙松涛,祝强军,宋斌. 基于 CW 方程的航天器追逃问题半直接求解方法[J]. 上海航天, 2019, 36(3): 69-75.
- [15] 刘文秀,郭伟. 基于 Riccati 方程和 LMI 算法的 H_∞ 控制器的设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(2): 74-76.

(上接第 29 页)