

# 基于 ANSYS Workbench 的激光雷达测试支架优化设计

张军峰<sup>1a,1b,2</sup>, 廖靖宇<sup>1a,1b</sup>, 刘恩海<sup>1a,1b</sup>

(1. 中国科学院 a. 空间光电精密测量技术重点实验室;  
b. 光电技术研究所, 四川 成都 610209; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要:**针对航天产品轻量化与高可靠性的设计要求,使用拓扑优化和尺寸优化技术来控制航天结构部件质量。以激光雷达测试支架为例,采用 ANSYS Workbench 中变密度法开展拓扑优化,获得支架结构的主传力路径;针对变密度法中灰度单元与锯齿边界问题,采用多边形曲线拟合得到初始拓扑结构。在此基础上进行有限元分析选取关键结构尺寸参数,利用 ANSYS Workbench 参数优化模块完成结构尺寸优化。结果表明:所设计的激光雷达测试支架在减质量 68.79% 后,仍可满足力学性能要求,验证了所提方法的有效性。

**关键词:**激光雷达;测试支架;拓扑优化;有限元分析;ANSYS Workbench

**中图分类号:**TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2022)02-0123-04

## Optimization Design of Laser Radar Test Bracket Based on ANSYS Workbench

ZHANG Junfeng<sup>1a,1b,2</sup>, LIAO Jingyu<sup>1a,1b</sup>, LIU Enhai<sup>1a,1b</sup>

(1. a. Key Laboratory of Science and Technology on Space Optoelectronic Precision Measurement;  
b. Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China;  
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** To realize the lightweight and high reliability of aerospace products, topology optimization and size optimization are adopted to control the quality of components of aerospace structures. With laser radar test bracket as an example, the Solid Isotropic Material Penalty (SIMP) method in ANSYS Workbench is used for topology optimization to obtain the main force transmission path of the test bracket. To solve the problem of gray unit and sawtooth boundary in the SIMP method, polygon curve fitting is applied to obtain the initial topological structure. On this basis, the finite element analysis is performed to select the key structural size parameters, and the ANSYS Workbench parameter optimization module is utilized to complete the structural size optimization. The analysis results show that the laser radar test bracket structure meets the requirement of mechanical with a 68.79% reduction in weight, which verifies the effectiveness of the proposed structure design method.

**Keywords:** laser radar; test bracket; topology optimization; finite element analysis; ANSYS Workbench

## 0 引言

随着航天技术的快速发展,对航天产品的设计性能提出了越来越高的要求。具体在航天产品载荷质量方面,提出在有限航天器运载能力下需大力提升资源配置效率<sup>[1]</sup>。相关研究也表明,航天载荷质量每增加 1 kg,其火箭发射成本就将提高近 10 000 美元<sup>[2]</sup>。同时,运载火箭的可搭载余量也存在技术限制,只能搭载有限质量的航天载荷<sup>[1]</sup>。因此,航天产品在设计研发过程中,应充分考虑对载荷质量的约束,尤其是如何有效地控制航天支架等非核心功能的结构件质量。

此外,航天产品的工作环境复杂,对结构力学性能和稳定性都提出了严苛的要求<sup>[3]</sup>。要实现符合航天技术标准的高可靠性设计,传统分析再优化的结构设计方法需要工程技术人员具备更多工程经验,且随着航天产品的轻量

化、紧凑型设计趋势<sup>[4-5]</sup>,传统设计已无法获得较为满意的设计结果。

本文所考虑的航天级激光雷达,在空间探测与星间对接中发挥了关键作用。因此,需要完成一系列严苛的地面测试。但所测试的激光雷达载荷质量接近 10 kg,由于地面存在重力场影响,其对测试靶面结构变形影响较大。其次,受到固定靶面承载质量限制,在测试过程中仅提供有限的驱动载荷功率。

因此,本文探讨在有限质量与形变约束下,利用 ANSYS Workbench 对激光雷达测试支架开展拓扑优化与形状尺寸优化设计<sup>[6]</sup>,寻找到满足载荷质心偏移量(微米级)的最优结构形式,并将优化前后模型的力学分析结果进行对比,以验证优化后的结构模型符合工作要求。

## 1 激光雷达测试支架工况说明

如图 1 所示,为对激光雷达开展相应的地面物理实

**基金项目:**国家某航天观测载荷研制项目(A18K017)

**第一作者简介:**张军峰(1995—)男,浙江杭州人,硕士研究生,研究方向为结构拓扑优化。

验,需将其搭载在距离目标靶面  $l_1$  与水平支架面  $l_2$  处,并受到激光雷达地面测试精度要求的限制,激光雷达质心  $P$  的垂直位移( $x$  轴方向)偏移量应  $< 20 \mu\text{m}$ 。如前所述,由于激光雷达载荷质量大,且目标靶面支架与水平支架已设计完成。因此,本文考虑对其做主支撑的激光雷达测试支架(图 1 主支撑架部件)进行优化设计。同时,考虑测试环节驱动载荷功率的限制,本文限定激光雷达测试支架的结构质量百分比为 30%,采用 6061 铝合金,材料主要参数如表 1 所示。

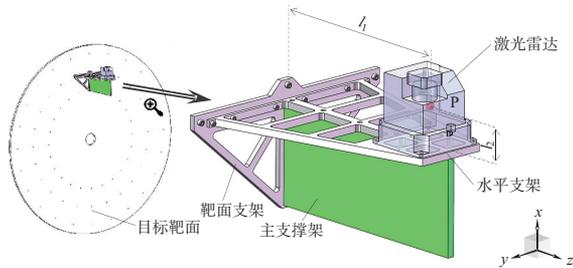


图 1 激光雷达测试支架设计说明

表 1 激光雷达支架使用的材料主要参数

材料	密度/( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	弹性模量/MPa	泊松比	许用应力/MPa
6061	2 770	$7.1 \times 10^4$	0.33	205

为方便开展拓扑优化与形状尺寸优化工作,并更好地阐述本文的结构优化设计思路。本文简化设计模型,并做相应的工程冗余考虑,将激光雷达载荷质量等效为均布力载荷  $F = 100 \text{ N}$ ,且相关设计模型的尺寸参数,如图 2 所示。同时,为考虑航天支架结构件的装配连接需要,其保留了 20 mm 的非结构设计域(图 2 灰色部分)。

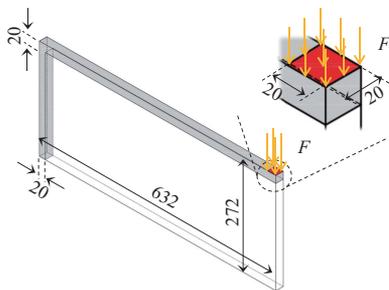


图 2 激光雷达主支撑架的简化模型

## 2 激光雷达测试支架的拓扑优化设计

为了实现在有限载荷质量下设计出满足力学性能要求的激光雷达测试支架结构,本文采用 ANSYS Workbench 拓扑优化中的变密度法<sup>[7]</sup>开展相应的结构拓扑优化设计。

该方法的原理是将优化结构的设计域划分成为有限单元,并将每个单元的相对密度值作为优化设计变量。通过均匀化方法<sup>[8]</sup>计算出每个单元中间密度值所对应的有效材料参数,以最终通过迭代来获得结构设计域的最优材料分布形式。因此,本文设计变量的表达式为

$$\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_N)^T \in D \quad (1)$$

式中: $\mathbf{X}$  为结构设计域中所有单元的相对密度矢量; $x_i$  为第  $i$  个单元的相对密度值; $N$  为总单元数; $D$  为结构设计域。

由于本文设定了激光雷达的质心位置偏移量作为结构设计中的力学性能要求,所以本文以寻找结构最小柔度值作为迭代优化的目标函数,即保证外力载荷与结构变形位移矢量积最小,相应表达式为

$$\min C(\mathbf{x}) = \mathbf{F}\mathbf{U} = \sum_{i=1}^N \mathbf{u}_i^T \mathbf{k}_i \mathbf{u}_i = \sum_{i=1}^N (x_i)^p \mathbf{u}_i^T \mathbf{k}_0 \mathbf{u}_i \quad (2)$$

式中: $C$  为优化结构的柔度值,即目标函数; $\mathbf{F}$  为结构所受外载荷矢量; $\mathbf{U}$  为优化结构的总位移矢量; $\mathbf{u}_i$  为单元位移矢量; $\mathbf{k}_i$  为单元刚度矩阵; $\mathbf{k}_0$  为初始单元刚度矩阵; $p$  为惩罚系数(本文取  $p = 3$ )。

本文激光雷达测试支架采用 6061 铝合金材料,其需满足结构的最大等效应力不大于材料的许用应力(205 MPa)。由于受到工作环境中支架结构质量的限制以及防止变密度法在优化过程中出现奇异矩阵,需对单元相对密度值设置上下限,则相应约束条件表达式为:

$$y_1(\mathbf{x}) \leq 205 \quad (3)$$

$$y_2(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^N x_i v_i \leq 0.3 V_0 \quad (4)$$

$$y_3(\mathbf{x}) \rightarrow 0 < x_{\min} \leq x_i \leq x_{\max} \leq 1 \quad (5)$$

式中: $y_1(\mathbf{x})$ 、 $y_2(\mathbf{x})$ 、 $y_3(\mathbf{x})$  分别为激光雷达测试支架的最大结构等效应力、最大体积载荷及单元相对密度值区间; $v_i$  为单元体积; $V_0$  为初始结构总体积; $x_{\max}$  和  $x_{\min}$  分别为单元相对密度值的上、下限(本文取  $x_{\min} = 0.01$ )。

根据 ANSYS Workbench 中变密度法的拓扑优化过程,得到如图 3 所示的拓扑结构。但是,由于该方法是对每个单元进行独立优化设计,其获得的拓扑结构必定存在过渡单元且具有锯齿形边界,如图 4 所示。因此,该拓扑结构无法作为最终设计结果。如对其转化为连续型光滑边界时,将破坏结构的最优性。所以,本文对其进一步开展形状尺寸优化。

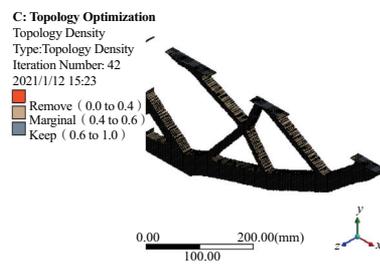


图 3 激光雷达测试支架简化模型的拓扑结构

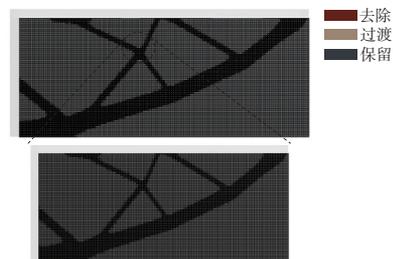
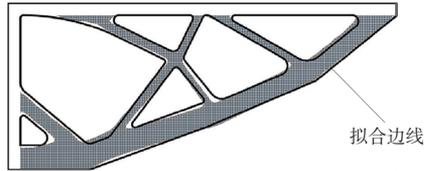


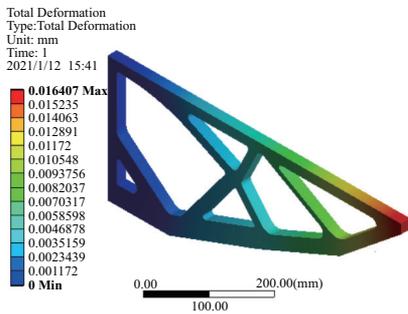
图 4 激光雷达测试支架简化模型的拓扑结构正视图

### 3 激光雷达测试支架的形状尺寸优化设计

针对上节得到的拓扑结构,要达到工程的可加工要求,需要具有光滑的结构尺寸边界。因此,本文利用多边形曲线对其开展结构边线拟合,得到如图 5(a)所示的边线拟合结果(正视图),并将其转化为实体零件。借助 ANSYS Workbench 开展了有限元分析得到相应的结构位移云图,如图 5(b)所示的结构变形量位移云图。



(a) 拓扑结构边线拟合



(b) 拓扑结构边线拟合后的位移云图

图 5 激光雷达测试支架模型的拓扑结构边线拟合结果

虽然所获得的拓扑结构最大位移变形量为 16.407  $\mu\text{m}$ ,满足所提的力学性能要求,但是在对拓扑结构的边界拟合过程中,总是存在人为因素的干扰,其获得的设计结果也往往不是最优的设计结构形式。

因此,分析图 5(b)所示的位移云图,发现末端桁架部分为关键结构尺寸,故定义了图 6 所示的 8 个主要结构尺寸参数,以开展进一步的形状尺寸优化。同时,这 8 个主要结构尺寸参数的初始值以及给定的相应尺寸变化范围,如表 2 所示。设计变量的表达式为

$$\mathbf{X} = (t_1, t_2, t_3, t_4, t_5, t_6, t_7, t_8)^T \quad (6)$$

式中  $t_1 - t_8$  为对应尺寸设计变量的宽度。

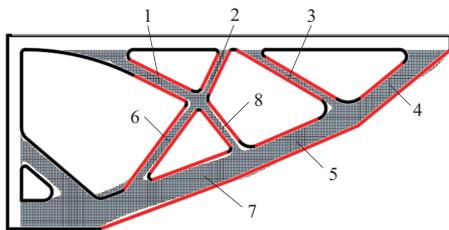


图 6 激光雷达测试支架模型的结构尺寸设计变量定义

表 2 激光雷达测试支架模型结构尺寸设计变量统计表  
单位: mm

参数	初始值	参数变化范围
$t_1$	18	16.2~19.8
$t_2$	16	14.4~17.6
$t_3$	10	9.0~11.0
$t_4$	22	20.8~23.2
$t_5$	27	25.3~28.7
$t_6$	22	20.8~23.2
$t_7$	37	35.3~39.7
$t_8$	17	15.3~18.7

根据选定的尺寸变量,以牛顿二分法形式划分为相应离散尺寸参数值。由于离散组合形式过多,存在组合爆炸问题,采用 ANSYS Workbench 的参数优化模块,设定了 81 组尺寸优化数据作为初始优化设置。同时,提取出每组拟合数据的结构最大变形量和结构质量,如图 7 所示。

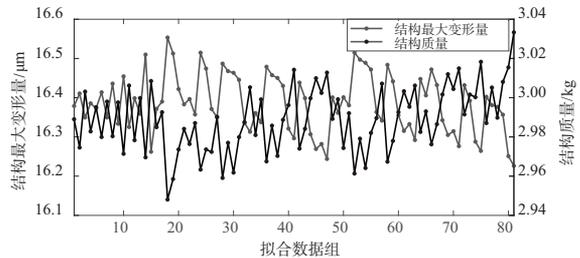


图 7 激光雷达测试支架模型的形状尺寸优化相应结构最大变形量与结构质量

很明显,结构最大变形量与结构质量是一对相互矛盾的关系。要想获得较小结构变形量,则结构质量必定增加。因此,本文设定相应两个优化目标值的权重分别为 50%,则表达式为

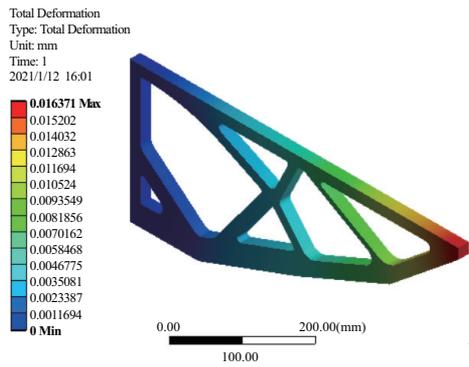
$$\min f = 0.5M_i + 0.5D_i \quad (7)$$

得到主要结构尺寸参数如表 3 所示,结构质量为 2.972 4 kg(31.21%),位移变形量为 16.371  $\mu\text{m}$ 。

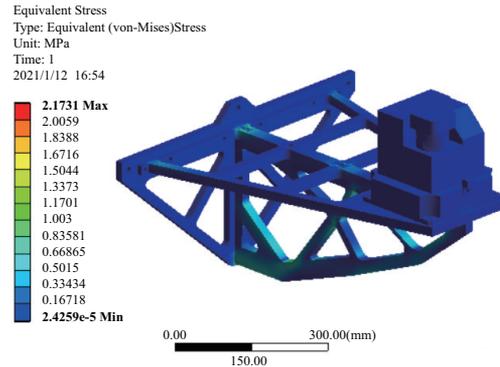
表 3 激光雷达测试支架模型结构尺寸变量优化值  
单位: mm

参数	优化值	参数	优化值
$t_1$	17.104	$t_5$	26.154
$t_2$	15.204	$t_6$	21.403
$t_3$	9.503	$t_7$	38.595
$t_4$	22.597	$t_8$	16.154

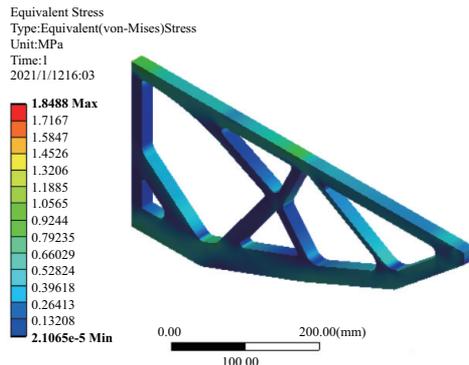
根据表 3 所示的形状尺寸优化结果参数,开展结构最大位移与结构等效应力分析,得到相应云图,如图 8 所示。相较于图 5 的拓扑优化结果,其结构最大变形量进一步减小了 0.22%。同时,所设计结构的最大等效应力为 1.848 8 MPa,完全满足材料许用应力要求。



(a) 最终优化结果的位移云图



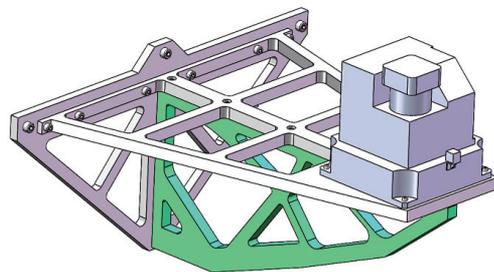
(c) 激光雷达测试支架优化设计结果的应力云图



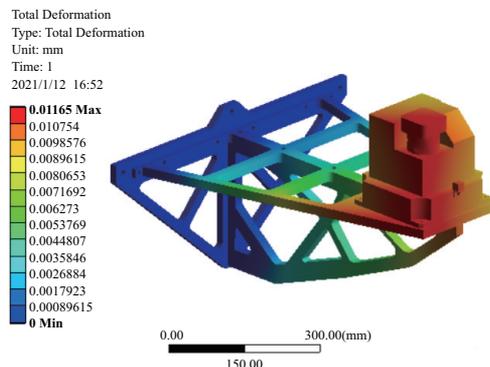
(b) 最终优化结果的最大等效应力云图

图 8 激光雷达测试支架模型的最终优化结果

下一步,将其安装在激光雷达测试支架上,作为其测试支架的主支撑固定在目标靶面上,并在此实际工况下重新开展力学分析。其结构最大变形量为  $11.65 \mu\text{m}$ ,结构最大等效应力为  $2.1731 \text{ MPa}$ ,均满足所提设计要求指标,相应的设计与分析结果如图 9 所示。



(a) 激光雷达测试支架的优化设计结果



(b) 激光雷达测试支架优化设计结果的位移云图

图 9 激光雷达测试支架安装示意及力学分析

## 4 结语

航天产品设计过程中,对结构的可靠性提出了较高的要求,同时航天技术正在向着高集成性方向发展。本文提出了利用 ANSYS Workbench 平台开展并指导结构优化设计工作,具体对激光雷达测试支架进行优化设计。

利用拓扑优化方法获得激光雷达测试支架的结构主传力路径,并采用多边形线性拟合完成结构的初步设计;根据初步设计结果的位移分析云图,选定主要结构尺寸参数,开展形状尺寸优化,并折中结构质量与结构最大变形量分析结果,得到满足力学性能指标的设计结果。

与传统分析再优化的依靠经验设计方法相比,本文所提的结构设计思路将实现结构的正向设计,不仅减少了设计周期的时间成本,还可用于指导并验证所提设计指标的合理性,使其结构优化设计变得更加科学严谨。

### 参考文献:

- [1] 王小军. 中国商业航天的发展与未来[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(1): 1-6.
- [2] TIBERT G. Deployable tensegrity structures for space applications [D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002.
- [3] 邱志平, 王晓军. 航空航天结构中的有限元方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.
- [4] 孙连胜, 林晓青, 刘金山, 等. 航天产品数字化研制中三维模型轻量化技术途径研究[J]. 科技创新导报, 2016, 13(34): 8-11.
- [5] 焦爱祥. 空间相机框架结构优化设计[D]. 长春: 吉林大学, 2020.
- [6] 周克民. 结构拓扑优化的一些基本概念和研究方法[J]. 力学与实践, 2018, 40(3): 245-252.
- [7] ROZVANY G I N, ZHOU M, BIRKER T. Generalized shape optimization without homogenization[J]. Structural Optimization, 1992, 4(3/4): 250-252.
- [8] 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.

收稿日期: 2021-01-13