

## 基于刚度匹配的激光测高仪星载接口分析与设计

姜紫庆<sup>1,2</sup>, 叶道煊<sup>1,2</sup>, 侯佳<sup>1,2</sup>, 刘安伟<sup>1,2</sup>, 黄庚华<sup>1,2\*</sup><sup>1</sup>中国科学院空间主动光电技术重点实验室, 上海 200083;<sup>2</sup>中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083

**摘要** 由于加工生产、发射振动以及空间温度交变等因素,星上载荷的安装接口会出现一定的形位误差,进而激光测高仪的光轴指向发生偏差。为了减小机械接口对载荷的影响,基于运动学安装的原理,设计了测高仪的支撑结构。在接口刚度匹配性分析的基础上,对支撑结构进行了设计优化。采用蒙特卡罗统计方法对星上接口的误差分布进行了分析,确定了载荷安装点的误差输入。通过分析及试验验证发现:所设计的支撑结构的一阶基频达到 88 Hz,激光收发光轴安装时引起的光轴总偏离量约为  $8.5 \mu\text{rad}$ ,力学振动引起的光轴总偏离量为  $30 \mu\text{rad}$ 。热光试验表明,高低温边界处的光轴稳定度为  $8.5 \mu\text{rad}$ 。所设计的支撑结构能够满足测高仪的使用指标要求。设计思路与试验结果对星载激光类载荷接口设计具有一定的参考性。

**关键词** 测量; 空间仪器; 星载接口; 运动学支撑; 支撑刚度; 统计分析

中图分类号 V443.5; TH703

文献标志码 A

DOI: 10.3788/CJL221062

## 1 引言

由于加工精度、发射段力学振动以及入轨后的高低温交变等因素,卫星平台的安装接口会出现一定的形位误差,这会影响到高精度光机载荷的运行状态<sup>[1]</sup>。应力敏感设备为了尽可能减小影响,采取了一些行之有效的接口设计方案。“天问一号”高分相机采用三点运动学支撑,其中一点固定,另外两点采用滑动副安装,支撑基频达到了 58 Hz,在 20 °C 的温变范围内保证了较好的光学传函<sup>[2]</sup>。张军强等<sup>[3]</sup>采用主、副支撑轴双耦合的支撑方式,载荷支撑基频为 95 Hz,并改善了 10 °C 温变下三反光学系统绕 Z 轴的旋转角度。李炳强等<sup>[4]</sup>通过设计多维转动副合成的安装脚,实现了空间光学仪器的运动学安装,提高了仪器对安装接口机械误差与温度交变的适应性。张媛媛等<sup>[5]</sup>在激光通信终端光学设备中,为了保证激光出射光轴与接收光轴的共轴度,在核心的光学设备中采用柔性双脚架进行支撑,减少了过定位,实现了温变 4 °C 下共轴度最大变化量(7.69")。为了适应极低的工作温度,降低接口热匹配的影响,美国大型天文望远镜后端平台搭载的红外成像光谱仪设备也采用运动学安装方式<sup>[6-7]</sup>。

星载激光雷达运行轨道高、观测范围广,可以精准、快速地获得大尺度三维空间信息,被广泛应用于海洋遥感、地形测绘等领域,是国内外研究的热点<sup>[8]</sup>。随着我国空间激光测高仪的不断发展,测高精度已经从

5 m<sup>[9]</sup>提升至 0.3 m<sup>[10]</sup>。提升的精度对光机结构的稳定性要求越来越高,同时激光器本身也是光机精度非常敏感的组部件<sup>[11-13]</sup>,因此卫星平台接口对激光测高仪光机的影响是设计中需要考虑的一个重要内容。

本文基于运动学安装理论,设计了激光测高仪的支撑结构;结合某实际卫星平台特性,分析了平台与载荷安装点的刚度匹配情况;在此基础上采用统计分析方法,计算得到测高仪单机接口处的形变量;将形变量加载至建立好的有限元模型中,分析各个部分的光轴变化情况;策划力学与热光试验,验证了设计分析的正确性。本文设计的激光测高仪支撑结构可以较好地减小平台形变对光学载荷的影响,通过降低支撑结构的局部刚度来隔离部分形变量的传递。采用统计分析的方法,量化预估了安装点在不同自由度上的形变对激光测高仪收发光轴同轴度造成的影响,通过分析结果指导了设计优化。研究结果为同类型激光载荷星载接口的设计提供了一种新思路。

## 2 激光测高仪支撑结构设计

## 2.1 激光测高仪星上接口的分析

激光测高仪载荷被隔热安装在整星舱外,本体主动控温。安装面舱板在 20 °C 基准温度下的温度变化范围为  $\pm 30 \text{ °C}$ 。舱板材料为碳纤维蒙皮的蜂窝板,其厚度为 20 mm。

安装点分布图如图 1 所示,按照星上实际的安装

收稿日期: 2022-07-18; 修回日期: 2022-09-01; 录用日期: 2022-09-19; 网络首发日期: 2022-09-29

基金项目: 科技创新 2030-“量子通信与量子计算机”重大项目(2021ZD0300304)、上海市市级科技重大专项(2019SHZDZX01)

通信作者: \*genghuah@mail.sitp.ac.cn

状态, C 点作为基准点。安装面上 C、B 两点的 z 向跨度为 370 mm, y 向跨度为 30 mm; C、A 两点的 y 向跨度为 280 mm, z 向跨度为 25 mm。

按照蜂窝结构的实际制造精度, A、B 两点相对

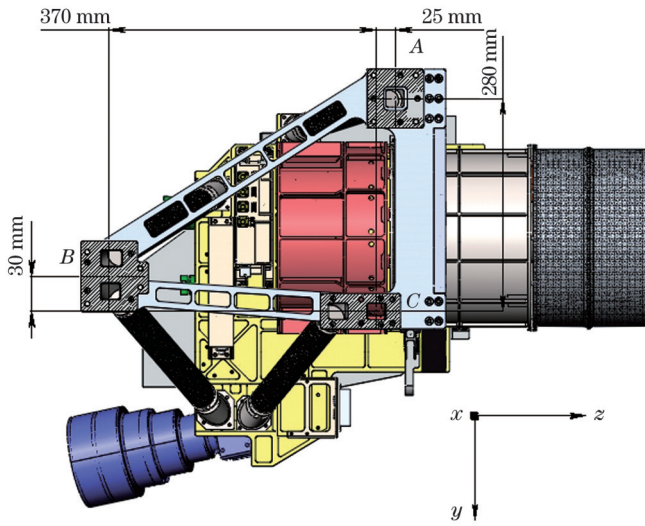


图 1 激光测高仪的安装点分布图

Fig. 1 Installation point distribution of laser altimeter

于 C 点的 x 向极限偏差设定为 150  $\mu\text{m}$ 。A、B 两点相对于 C 点在 yz 平面上的制造偏差在安装过程中可以消除, 不作考虑。入轨后舱板的温度变化量约为 60 K, 舱板材料与载荷底板铝合金之间的热膨胀系数差值约为  $17 \times 10^{-6}/\text{K}$ , 取最大相对热变形量为 C-A、C-B 之间跨度值的千分之一。因此 C、B 两点之间的 z 向相对热变形极限偏差设定为 370  $\mu\text{m}$ , C、A 两点之间的 y 向相对热变形极限偏差设定为 280  $\mu\text{m}$ 。后续分析中误差取样在上述极限值内选取。C、B 两点的 y 向偏差及 C、A 两点之间的 z 向跨度均较小, 其相对热变形对总的分析结果影响较小, 可忽略。

激光测高仪所在卫星部位的本身基频约为 40 Hz, 为了在力学振动中避开此频率、防止形成共振, 要求载荷频率在卫星基频的  $\sqrt{2}$  倍以上, 因此要求载荷本身基频不低于 60 Hz。

激光测高仪的光学参数是结构设计的主要输入, 如表 1 所示。激光测高仪总的接收视场较小, 对激光发射光轴与接收光轴的同轴性要求相对较高, 需优于 60  $\mu\text{rad}$ 。

表 1 激光测高仪的主要光学参数

Table 1 Main optical parameters of laser altimeter

Parameter	Optical aperture / mm	Field of view / $\mu\text{rad}$	Laser divergence angle / $\mu\text{rad}$	Focal length / mm	Concentricity / $\mu\text{rad}$
Value	218	380	$\leq 60$	1000	$\leq 60$

## 2.2 运动学支撑方式的设计

按照星上布局的特点, 选择了双三角平台式并联机构的运动学安装方式, 基本原理如图 2 所示。该结构包含了上部的光学基板与下部的安装结构板, 两板之间通过 6 个支撑杆相互支撑, 杆件与结构板件均用球形铰链连接。当安装结构板固定时, 只要各支撑杆长度不改变, 则上部光学结构板属于静定结构<sup>[14]</sup>, 光学基板各方向自由度均能够得到限制。在工程实践中, 激光发射模块与接收望远镜均安装在上部光学基板的正反面, 保证同

一安装基准, 以提高相对的结构稳定度。采用二维弓形柔性铰链来替代球形铰链, 增加结构可靠性。

支撑杆两端柔性铰链的参数设计需要兼顾两个方面: 其一是减少接口引入的形变量对光学基板的影响, 这就要求柔性铰链相对于光学基板的刚度尽可能小; 其二是柔性铰链需要有一定的刚度, 保证整体支撑结构的一阶基频不能过低。两者具有一定的矛盾性, 需要优化设计时选择合理的参数, 柔性铰链与光学基板主要考虑弯曲刚度的对比。

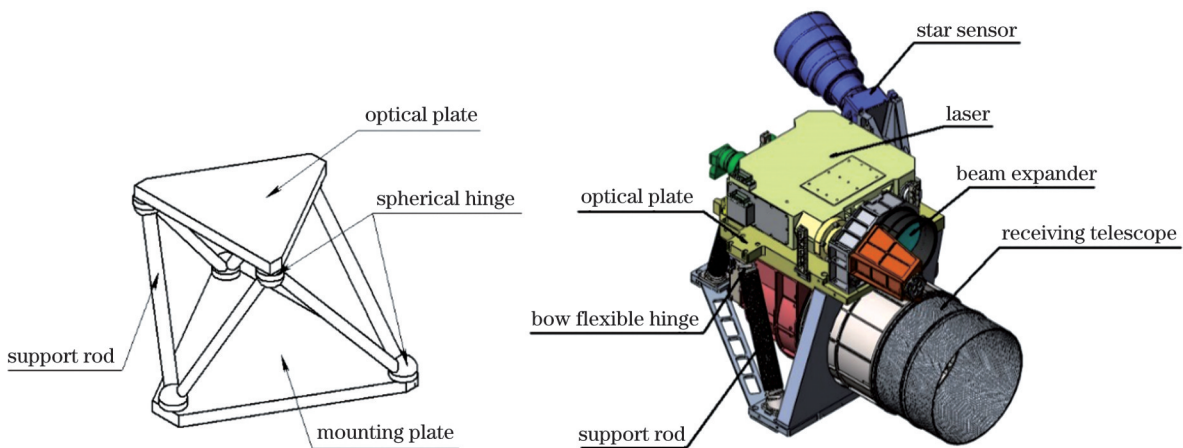


图 2 基于运动学安装的激光测高仪的支撑结构设计

Fig. 2 Support structure design of laser altimeter based on kinematic mounting

光学基板与支撑杆安装接口处的形状为矩形,其抗弯刚度为

$$W_g = \frac{E_g I_g}{L_g}, \quad (1)$$

式中:  $E_g$  为光学底板材料的杨氏弹性模量;  $L_g$  为安装接口的长度;  $I_g$  为接口截面惯性矩。接口截面简图如图 3(b) 所示, 其中  $h_1$  为截面高度,  $b_1$  为截面宽度,  $h_2$  为减轻槽高度,  $b_2$  为减轻槽宽度。

支撑结构的弓形柔性铰链的抗弯刚度<sup>[15]</sup>为

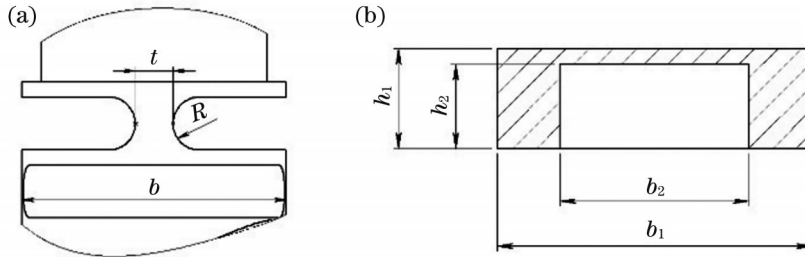


图 3 结构示意图。(a) 支撑结构的弓形铰链示意图; (b) 光学基板上安装接口的截面图

Fig. 3 Structural diagrams. (a) Schematic of bow hinge of support structure; (b) sectional view of installation interface on optical substrate

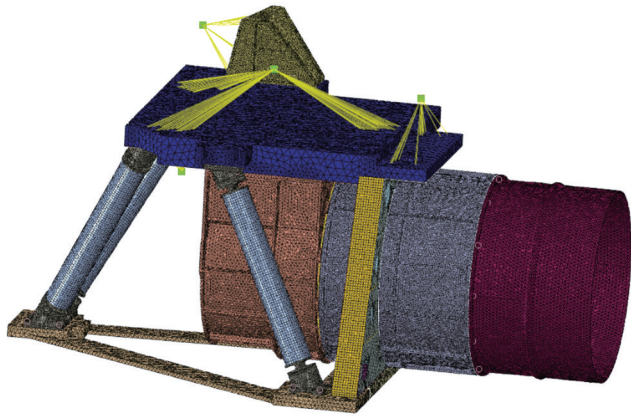


图 4 激光测高仪的有限元模型

Fig. 4 Finite element model of laser altimeter

模型优化后柔性铰链的参数与抗弯刚度如表 2 所示, 模型优化后光学基板的参数与抗弯刚度如表 3 所示。

表 2 柔性铰链参数及抗弯刚度

Table 2 Flexible hinge parameters and bending stiffness

Elastic modulus / GPa	Width / mm	Thickness / mm	Cutting radius / mm	Bending stiffness / rad
110	35	5	3.5	$8.62 \times 10^3$

表 3 光学基板参数及抗弯刚度

Table 3 Optical plate parameters and bending stiffness

Elastic modulus / GPa	Width / mm	Height / mm	Length / mm	Bending stiffness / rad
180	60	19	60	$6.62 \times 10^4$

$$W_r = \left[ \frac{12}{E_r b R^2} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \frac{\cos \theta}{\left(\frac{t}{R} + 2 - 2\cos \theta\right)^3} d\theta \right]^{-1}, \quad (2)$$

式中:  $R$  为切割半径;  $E_r$  为柔性铰链材料的弹性模量;  $b$  为铰链宽度;  $t$  为中心厚度;  $\theta$  为弓形切割弧长对应的圆心角。

同时建立有限元模型(图 4), 计算整机的一阶基频, 对参数进行反复迭代优化。

通过上述参数优化, 光学基板的抗弯刚度约为支撑结构的 8 倍。当安装接口发生形变弯曲时, 变量被加载在支撑结构上, 保证了光机主体结构稳定性。

同时, 通过有限元分析得到结构主体基频为 93 Hz, 满足  $\geq 60$  Hz 的指标要求。

### 2.3 基于刚度匹配的误差分析

设定安装点处载荷与舱板总的变形偏离量为

$$\delta_i = \begin{bmatrix} \delta_{ix} \\ \delta_{iy} \\ \delta_{iz} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中:  $\delta_i$  为统计分析中第  $i$  个样本向量, 该样本向量含有坐标系三个方向的变形值。

总的变形向量  $\delta_i$  与星上舱板的变形向量  $\delta_{is}$ 、载荷自身的变形向量  $\delta_{ic}$  的关系可表达为

$$\delta_i = \delta_{is} + \delta_{ic}, \quad (4)$$

式中:  $\delta_{is} = [\delta_{irs} \ \delta_{iys} \ \delta_{izs}]^T$ ;  $\delta_{ic} = [\delta_{irc} \ \delta_{iyc} \ \delta_{izc}]^T$ 。

安装点处变形协调后, 界面上的作用力平衡, 因此有

$$K_s \delta_{is} = K_c \delta_{ic}, \quad (5)$$

式中: 星上舱板安装点的刚度矩阵为  $K_s =$

$$\begin{bmatrix} k_{sx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{sy} & 0 \\ 0 & 0 & k_{sz} \end{bmatrix};$$

$$\text{激光测高仪载荷安装点的刚度矩阵 } K_c = \begin{bmatrix} k_{cx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{cy} & 0 \\ 0 & 0 & k_{cz} \end{bmatrix}。$$

由式(4)、(5)可得, 测高仪安装点上的实际变形量为

$$\delta_{ic} = \delta_i / \left( 1 + \frac{K_c}{K_s} \right) \quad (6)$$

卫星安装接口采用了碳纤维铝蜂窝结构,可采用等效刚度法进行刚度计算<sup>[16]</sup>,将上述蜂窝结构等效为各向同性的铝合金。本文某星上舱板的基本参数如表 4 所示。

表 4 卫星舱板的基本参数

Table 4 Basic parameters of satellite cabin board

Elastic modulus $E_f$ / GPa	Honeycomb height $h_c$ / mm	Thickness $h_f$ / mm
70	19	0.5

表 5 卫星舱板与测高仪载荷安装点的刚度对比

Table 5 Comparison of stiffness between satellite cabin board and altimeter load mounting point

Component	Stiffness at point B / ( $10^6 \text{ N} \cdot \text{m}^{-1}$ )			Stiffness at point A / ( $10^6 \text{ N} \cdot \text{m}^{-1}$ )		
	$x$	$y$	$z$	$x$	$y$	$z$
Satellite cabin board	2.08	35.7	38.5	3.23	40.98	28.9
Laser altimeter	0.93	8.33	43.5	3.45	27.8	40

设定样本数量为 10000,在 2.1 节分析的极限范围内以正态分布规律对样本进行取值(样本均值为 0,考虑一定的设计余量,标准差取极限范围的 1/3),采用

星上舱板等效厚度( $T_{eq}$ )与等效模量( $E_{eq}$ )为

$$T_{eq} = \sqrt{3} (h_c + h_f), \quad (7)$$

$$E_{eq} = \frac{2E_f h_f}{\sqrt{3} (h_c + h_f)}. \quad (8)$$

按式(7)、(8)计算得到等效舱板厚度为 33.8 mm,等效弹性模量为 2.07 GPa。通过有限元仿真计算得到安装区域卫星舱板与测高仪载荷安装点的刚度,如表 5 所示。

式(6)计算测高仪安装点 A、B 两点的变形偏差,得到的误差分布如图 5 所示。

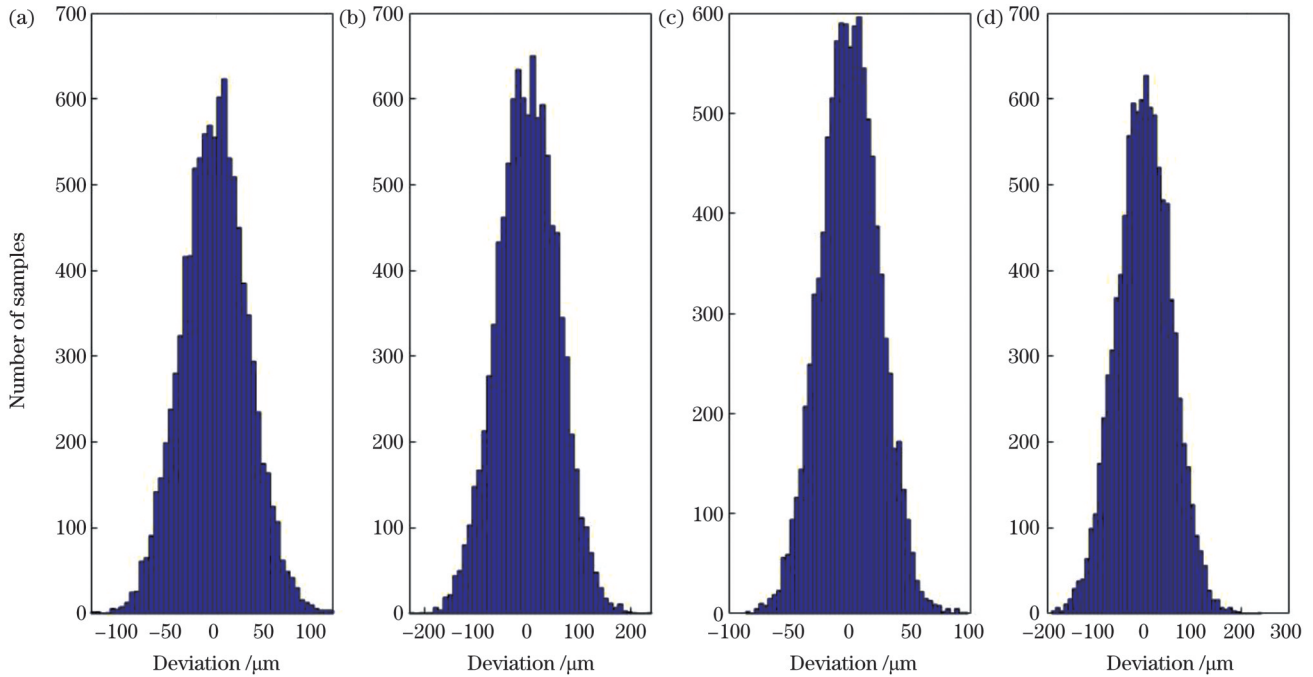


图 5 误差概率分布图。(a)B点沿  $x$  方向的变形偏差;(b)B点沿  $z$  方向的变形偏差;(c)A点沿  $x$  方向的变形偏差;(d)A点沿  $y$  方向的变形偏差

Fig. 5 Probability distributions of errors. (a) Deformation deviation at point B along  $x$  direction; (b) deformation deviation at point B along  $z$  direction; (c) deformation deviation at point A along  $x$  direction; (d) deformation deviation at point A along  $y$  direction

对上述样本数进行统计分析,结果如表 6 所示,其中 RMS 表示均方根。

将表 6 中的分析结果作为边界条件同时加载在对安装点上,分析主体发射与接收的变化情况,结果如表 7 所示。

分析结果表明:在舱板变形情况下,激光测高仪的收发同轴性变化非常小。这也表明局部的安装应力变形基本都集中在支撑结构刚度相对较低的柔节处,未能影响光学基板。

表 6 误差的统计值  
Table 6 Statistical values of errors

Error	RMS value / $\mu\text{m}$
Deformation deviation at point B along x direction	102.76
Deformation deviation at point B along z direction	174.27
Deformation deviation at point A along x direction	72.48
Deformation deviation at point A along y direction	167.46

表 7 收发光轴共轴度的分析结果

Table 7 Analysis results for concentricity of emission-receiving optical axis

Declination around x axis / $\mu\text{rad}$	Declination around y axis / $\mu\text{rad}$	Concentricity / $\mu\text{rad}$
1.85	-5.25	5.56

### 3 试验验证

#### 3.1 安装及力学试验验证

为了验证接口设计的力学性能,在激光测高仪各敏感重要部位布置加速度响应传感器。采用铝合金制作了星上舱板的等效件,在等效件上进行测高仪的安装与力学振动试验。并在安装前、后及力学振动前、后对测高仪的收发光轴进行测试。收发光轴采用焦距为 4 m 的平行光管配合光束分析仪进行测试,其测试精度为 1",测试布局如图 6 所示。

在力学振动试验中施加正弦随机振动,并在振动前、后进行单机扫频测试,检查单机一阶基频的变化情况。通过扫频得到单机一阶基频为 88 Hz,满足载荷一阶基频不低于 60 Hz 的设计要求。扫频响应曲线如图 7 所示。

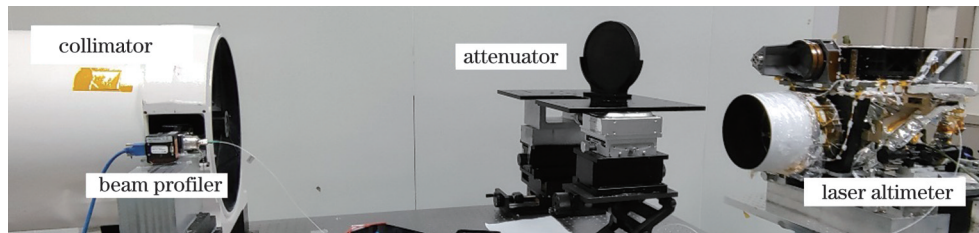


图 6 激光测高仪光轴测试的布局示意图  
Fig. 6 Layout diagram of laser altimeter optical axis test

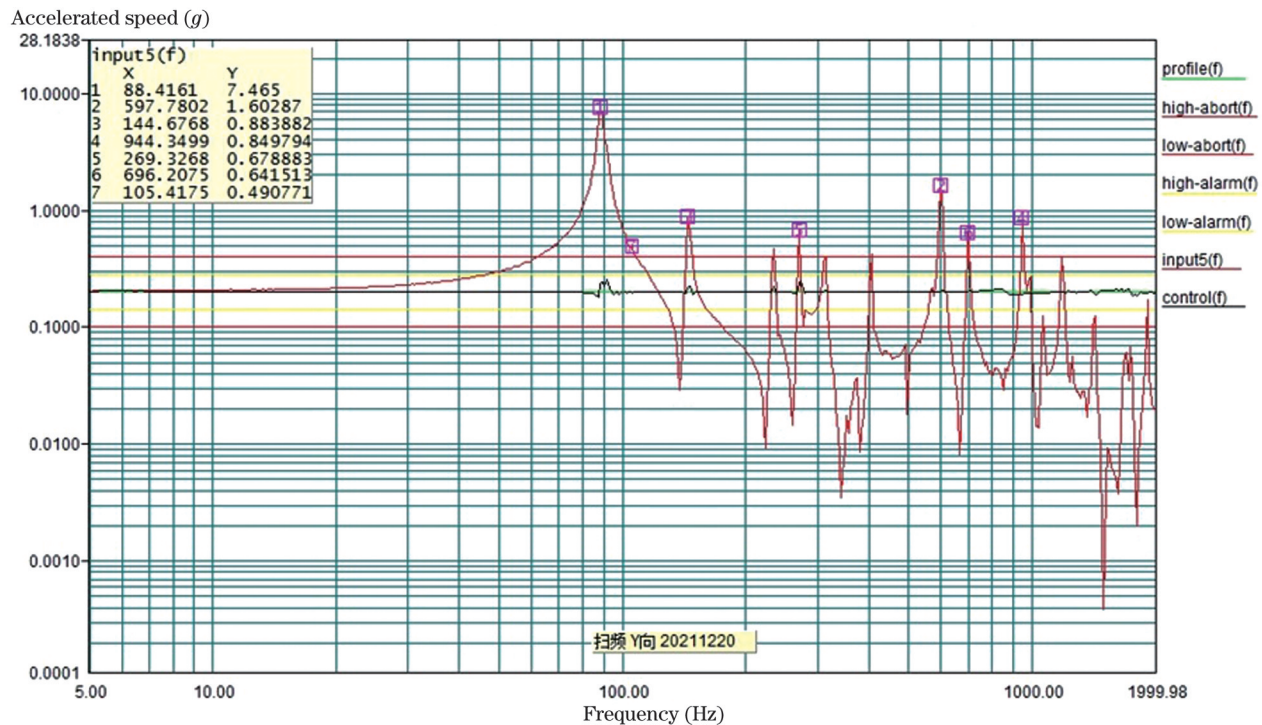


图 7 激光测高仪的扫频试验曲线  
Fig. 7 Frequency sweep test curve of laser altimeter

光轴的测试以接收光轴为基准,测试发射光轴相对于接收光轴的变化量。定义绕 x 轴的偏转角度为水平偏角,绕 y 轴的偏转角度为竖直偏角。测试结果如

表 8 所示。

由表 8 可知:安装导致的光轴指向水平角度变化量约为 0.6" (约为 3  $\mu\text{rad}$ ), 竖直角度变化量为 1.6"

(约为  $8 \mu\text{rad}$ ), 光轴总偏离量为  $8.5 \mu\text{rad}$ , 与前文分析的结果基本一致。力学振动试验前、后光轴指向角度的变化量较大, 水平方向的变化量为  $3.3''$  (约为  $16.5 \mu\text{rad}$ ), 垂直方向的变化量为  $5''$  (约为  $25 \mu\text{rad}$ ), 光轴总偏离量为  $30 \mu\text{rad}$ 。力学振动试验前、后光轴指向角度的偏差量略大, 这是因为在力学振动过程中, 在瞬时加速度作用下, 激光测高仪各组部件发生微位移。上述偏差小于  $60 \mu\text{rad}$ , 满足光学指标要求。

表 8 收发光轴共轴度试验结果

Table 8 Experiment results for concentricity of emission-receiving optical axis

Condition	Horizontal declination / (")	Vertical declination / (")
Before installation	2.8	-4.3
After installation	3.4	-5.9
After vibration experiment	6.7	-0.9

### 3.2 热光试验验证

为了验证支撑结构的温度适应性, 开展了单机的热光试验。将激光测高仪安装在等效舱板上, 并对产品实施粘贴加热器、表面包覆热控多层材料等热控措施, 如图 8 所示。通过热控措施, 控制单机温度在  $20 \text{ }^\circ\text{C} \pm 3 \text{ }^\circ\text{C}$  的范围内。

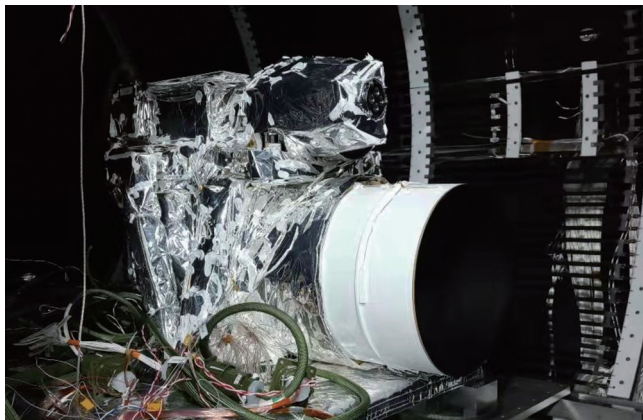


图 8 试验真空罐内的激光测高仪

Fig. 8 Laser altimeter in experiment vacuum tank

对等效安装底板进行主动控温, 使其温度在  $-30 \sim +30 \text{ }^\circ\text{C}$  范围内循环, 模拟星上舱板的温度变化情况。在真空罐的管壁中通入温度为  $-150 \text{ }^\circ\text{C}$  的液氮, 模拟星上舱外载荷空间的冷背景。

在试验过程中, 激光发射光斑成像在接收检测相机上, 并利用相机成像光斑在光敏面的位置来反映光轴的变化情况, 如图 9 所示。对一个冷热交替周期内的激光发射光斑进行连续成像, 通过测试, 光斑水平方向的稳定度为  $7.5 \mu\text{rad}$ , 垂直方向的稳定度为  $4.0 \mu\text{rad}$ 。实际偏差比理论偏差略大: 一方面是理论分析模型本身与实际产品之间存在一定的差异性。如理论分析中所有材料的特性均为线性或者常

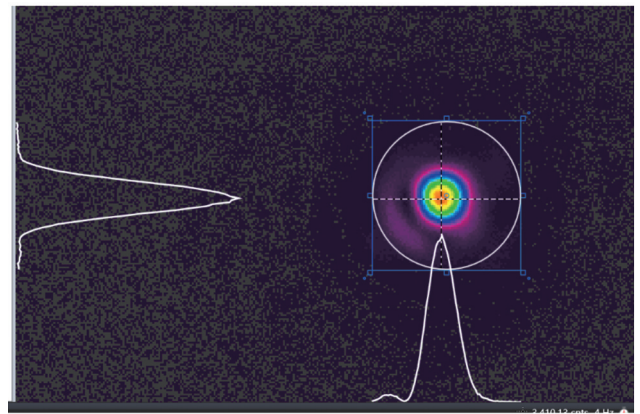


图 9 激光光斑稳定性测试图

Fig. 9 Laser spot stability test diagrams

数, 而实际产品的特性存在一定的非线性; 理论分析模型中一般取连接关系为刚性连接, 但实际为弹性连接等。另一方面是试验过程中存在一定的测试误差。

## 4 结 论

基于运动学原理, 采用双三角平台式并联机构的运动学安装方式, 以弓形柔性铰链替代球铰链进行支撑。通过优化设计, 支撑结构的一阶基频达到  $88 \text{ Hz}$ ; 支撑结构的抗弯刚度与光学基板的抗弯刚度比为  $1:8$ 。在安装应力作用下, 可较好地保证光学基板的稳定性。分析结果显示, 星上接口尺寸偏离量引起的激光测高仪的收发光轴误差为  $5.56 \mu\text{rad}$ , 远远小于指标要求, 支撑结构较好地消化了卫星接口的形变影响。

为了验证上述分析结果, 对单机进行了力学试验与热光试验。试验结果表明: 安装精度产生的实际偏差为  $8.5 \mu\text{rad}$ , 力学振动试验后光轴指向角度的变化量为  $30 \mu\text{rad}$ , 均能满足要求。在热光试验中, 当温度的上下边界变化时, 激光光轴水平方向的稳定度达到了  $7.5 \mu\text{rad}$ , 垂直方向的稳定度为  $4 \mu\text{rad}$ , 总的光轴偏差为  $8.5 \mu\text{rad}$ 。设计精度得到了较好的验证。设计方法与试验验证结果为同类型激光载荷接口的设计提供了新思路。

## 参 考 文 献

- [1] 罗廷云, 李思慧, 史姣红. 高精度次镜支撑结构设计及其稳定性验证[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(7): 0712004.  
Luo T Y, Li S H, Shi J H. Design and test of high precision and stability support structure for secondary mirror[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2022, 59(7): 0712004.
- [2] 李晓波, 李威, 孙天宇, 等. 天问一号高分相机星载接口分析与设计[J]. 光学精密工程, 2022, 30(2): 227-236.  
Li X B, Li W, Sun T Y, et al. Analysis and design of onboard interface of Tianwen-1 high-resolution camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2022, 30(2): 227-236.
- [3] 张军强, 董得义, 颜昌翔. 空间成像光谱仪的主体支撑方式[J]. 光学精密工程, 2009, 17(10): 2450-2455.  
Zhang J Q, Dong D Y, Yan C X. Primary support of high resolution space imaging spectrometer[J]. Optics and Precision

- Engineering, 2009, 17(10): 2450-2455.
- [4] 李炳强, 何欣, 袁涛. 空间光学遥感器运动学支撑方案设计与分析[J]. 光学仪器, 2013, 35(1): 54-59.  
Li B Q, He X, Yuan T. Design and analysis of kinematic supporting project for spatial optical remote sensor[J]. Optical Instruments, 2013, 35(1): 54-59.
- [5] 张缓缓, 任兰旭, 宋延松, 等. 激光通信终端光学收发通道运动学支撑设计[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2021, 44(5): 19-26.  
Zhang H H, Ren L X, Song Y S, et al. Kinematic support design of optical transmitter and receiver channel of laser communication terminal[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2021, 44(5): 19-26.
- [6] Grant J, Wood T, Bhatti I, et al. Cryogenic optical mounting for short-wave infrared spectrometers[J]. Proceedings of SPIE, 2014, 9151: 91513Z.
- [7] Johnston J, Cofie E. An overview of thermal distortion modeling, analysis, and model validation for the JWST ISIM structure[C]// 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 4-7, 2011, Denver, Colorado. Virginia: AIAA Press, 2011: 2161.
- [8] 李道京, 高敬涵, 崔岸婧, 等. 2 m 衍射口径星载双波长陆海激光雷达系统研究[J]. 中国激光, 2022, 49(3): 0310001.  
Li D J, Gao J H, Cui A J, et al. Research on space-borne dual-wavelength land-sea LiDAR system with 2 m diffractive aperture [J]. Chinese Journal of Lasers, 2022, 49(3): 0310001.
- [9] 舒嵘, 黄庚华, 孔伟. 空间激光测高技术发展及展望[J]. 红外与激光工程, 2020, 49(11): 20201047.  
Shu R, Huang G H, Kong W. Development and review of space-based laser altimetry technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2020, 49(11): 20201047.
- [10] 国爱燕, 戴君, 赵晨光, 等. 高分七号卫星激光测高仪总体设计与在轨验证[J]. 航天器工程, 2020, 29(3): 43-48.  
Guo A Y, Dai J, Zhao C G, et al. Design and on-orbit validation of GF-7 satellite laser altimeter[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(3): 43-48.
- [11] 张朝, 汤更秀, 刘志刚, 等. 激光系统中可调节支撑镜架的结构稳定性研究[J]. 中国激光, 2020, 47(10): 1001002.  
Zhang C, Tang G X, Liu Z G, et al. Structural stability of adjustable support mirror mount in laser system[J]. Chinese Journal of Lasers, 2020, 47(10): 1001002.
- [12] 肖玉华, 罗梦迪, 王兆英, 等. 半导体激光器锁频系统的环境适应性研究[J]. 中国激光, 2021, 48(23): 2301002.  
Xiao Y H, Luo M D, Wang Z Y, et al. Environmental adaptability of frequency-locked-laser system[J]. Chinese Journal of Lasers, 2021, 48(23): 2301002.
- [13] 崔宇龙, 周智越, 黄威, 等. 中红外光纤激光技术研究进展与展望[J]. 光学学报, 2022, 42(9): 0900001.  
Cui Y L, Zhou Z Y, Huang W, et al. Progress and prospect of mid-infrared fiber laser technology[J]. Acta Optica Sinica, 2022, 42(9): 0900001.
- [14] 黄真, 赵永生, 赵铁石. 高等空间机构学[M]. 2 版. 北京: 高等教育出版社, 2014: 160-170.  
Huang Z, Zhao Y S, Zhao T S. Advanced spatial mechanism[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2014: 160-170.
- [15] 吴鹰飞, 周兆英. 柔性铰链转动刚度计算公式的推导[J]. 仪器仪表学报, 2004, 25(1): 125-128, 137.  
Wu Y F, Zhou Z Y. Deduction of design equation of flexure hinge [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2004, 25(1): 125-128, 137.
- [16] 赵金森. 铝蜂窝夹层板的力学性能等效模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006: 34-40.  
Zhao J S. Research on equivalent models of the mechanical function for aluminium honeycomb sandwich panel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006: 34-40.

## Analysis and Design of Satellite Interface of Laser Altimeter Based on Stiffness Matching

Jiang Ziqing<sup>1,2</sup>, Ye Daohuan<sup>1,2</sup>, Hou Jia<sup>1,2</sup>, Liu Anwei<sup>1,2</sup>, Huang Genghua<sup>1,2\*</sup>

<sup>1</sup>Key Laboratory of Space Active Optical-Electro Technology, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China;

<sup>2</sup>Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China

### Abstract

**Objective** Spaceborne lidar has a high orbit and wide observation range, which facilitates the accurate and rapid acquisition of large-scale three-dimensional spatial information. It is a key research area, both domestically and internationally. Spaceborne lidar has been increasingly used in marine remote sensing and topographic mapping. With the continuous development of China's space laser altimeter, the measurement accuracy has increased from 5.0 m to 0.3 m. The stability requirements of the optical-mechanical structure continue to increase and the measurement accuracy also increases at the same time. Simultaneously, the laser itself is also a highly sensitive component of the optomechanical instrument. There can be shape and position errors of the onboard interface owing to factors such as production, emission vibration, and changes in satellite temperature. These errors lead to a deviation in the optical axis of the laser altimeter. The traditional installation method considers the rigidity requirements of the instrument rather than the precision requirements. In this study, the core accuracy of the altimeter is considered to be the main optimization goal. The flexibility of the supporting structure is optimized to isolate a part of the deformation caused by the outside surroundings. This ensures that the optical accuracy of the laser altimeter is better than that of the traditional method.

**Methods** This study designs the support structure of an altimeter based on the kinematic installation method. The rigidity of the optical plate of the laser altimeter is enhanced, and the rigidity of the supporting structure is reduced as much as possible while meeting the requirements of the satellite. Thus, most structural deformations caused by changes in the mechanical and thermal environments are isolated. The flexibility of the support structure is implemented by the arcuate hinge, and the parameters of the arcuate hinge are optimized to set reasonable flexibility. The structural deformation of the deck which is caused by the change in the

mechanical and thermal environments is transmitted to the equipment by comparing their stiffness values. The carbon fiber composite honeycomb panel is equivalent to an aluminum panel with a certain thickness using the equivalent method. The relative stiffness of the instrument and deck at the installation point is obtained using finite element analysis. The range of the errors is set according to the temperature and structural deviation ranges provided by the satellite. The optical axis stability performance of the laser altimeter under the support structure designed in this study is obtained by stiffness calculation and statistical analysis of the errors. Mechanical and thermo-optical tests are designed to verify the conclusions of the analysis.

**Results and Discussions** The stiffness ratio between the support structure and the optical plate is 1:8 (Tables 2 and 3) by structural optimization. The test shows that the first-order frequency of the device reaches 88 Hz (Fig. 7). The statistical analysis of the errors shows that the optical axis change of the laser altimeter is only approximately 8.5  $\mu\text{rad}$  (Table 7) under the interference of the external environment. The analysis results above imply that the supporting structure designed in this study can satisfy the requirements of the structural rigidity of the satellite. Additionally, it can protect the optical performance of the laser altimeter from structural deformation of the platform. The change in the optical axis of the laser altimeter is approximately 30  $\mu\text{rad}$  (Table 8) before and after the mechanical vibration. The mechanical stability of the structure satisfies the optical requirements. During the thermo-optical test, the optical axis stability of the device is about 8.5  $\mu\text{rad}$  (Fig. 8), indicating that when the environment temperature alternates between high and low boundaries ( $20\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), the support structure can absorb most of the thermal deformation to ensure optical stability.

**Conclusions** There are shape and position errors in the onboard interface due to factors such as production, emission vibration, and changes in the satellite temperature. These errors lead to a deviation in the optical axis of the laser altimeter. To reduce the influence of errors in the onboard interface, this study designs the support structure of the altimeter based on the kinematic installation method. The support structure is optimized by stiffness analysis between the deck and the laser altimeter. The error distribution of the onboard interface is analyzed using the Monte Carlo statistical method, and the errors in the installation area are determined as the analysis inputs. The analysis and experimental results show that the first-order fundamental frequency of the designed support structure reaches 88 Hz, the change in the laser emission-receiving optical axis caused by installation is approximately 8.5  $\mu\text{rad}$ , and the change before and after mechanical vibration is 30  $\mu\text{rad}$ . The thermo-optic test shows that the optical axis stability is 8.5  $\mu\text{rad}$  between the high- and low-temperature boundaries. The designed support structure can satisfy the requirements of laser altimeter. The design ideas and test results in this study provide a reference for the design of similar type of laser load on satellites.

**Key words** measurements; space instrumentation; onboard interface; kinematic support; support stiffness; statistical analysis