

承载式激光通信光学天线

李响^{1,2}, 王守达^{1,2}, 张家齐^{1,2}, 李小明^{1,2}, 张立中^{1,2}

(1. 长春理工大学 空间光电技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130022;

2. 长春理工大学 机电工程学院, 吉林 长春 130022)

摘要: 在保证“一对多”激光通信终端光学天线的成像质量前提下, 为解决光学天线两端面承担载荷的技术问题, 提出了一种用于卫星平台的可承载式激光通信光学天线。对主镜组件、可承载式遮光罩及次镜支撑桁架的结构形式以及连接方式进行正对性设计, 保证主镜面形精度以及次镜的位置精度。使用 ANSYS 有限元分析软件进行分析, 结果表明: 整机一阶模态 151.54 Hz; 光学天线前端可承载 8.5 kg, 后端面可承载 13 kg; 径向 1 g 自身重力及两端承载工况下, 主镜面形精度 RMS 值(均方根误差)为 $\lambda/158$ 、PV 值(最大峰谷误差) $\lambda/30$, 次镜最大倾角 1.88°; 在 $(20 \pm 5)^\circ\text{C}$ 环境温度、轴向 1 g 自身重力及两端承载工况下, 主镜面形精度 RMS 为 $\lambda/65$ 、PV 为 $\lambda/14$, 次镜最大倾角 1.21°, 该天线承载后具有较好的力、热稳定性以及成像质量, 可以满足天线在地面装调、检测以及发射过程中的指标要求。采用质量块模拟两端负载质量及重心位置, 使用 ZYGO 干涉仪进行测试, 结果表明系统波相差能够满足 1 g 重力及负载条件下, 系统波相差 RMS 值优于 $\lambda/15$ 的指标要求。

关键词: 激光通信; 光学天线; 有限元分析; 遮光罩; 面形精度

中图分类号: TN929.13 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1118001

Loadable laser communication optical antenna

Li Xiang^{1,2}, Wang Shouda², Zhang Jiaqi^{1,2}, Li Xiaoming^{1,2}, Zhang Lizhong^{1,2}

(1. The Center of National and Local Combination of Optical-electrical Technology, Changchun University of Science and

Technology, Changchun 130022, China; 2. School of Mechanical Engineering, Changchun University of

Science and Technology, Changchun 130022, China)

Abstract: In order to solve the technical problem of bearing load on both ends of the optical antenna, a loadable laser communication optical antenna for satellite platform was proposed, and at the same time guaranteed the imaging quality of the one point to multi-point laser communication terminal optical antenna. In order to ensure the surface accuracy of the primary mirror and the position accuracy of the secondary mirror, the structure and connection form of the primary mirror assembly, the loadable baffle and the secondary mirror support truss were optimized. Using ANSYS finite element analysis software for analysis, the results show that the first-order mode frequency of this structure is 151.54 Hz; The front end of the optical antenna can carry the quality of 8.5 kg and the rear end of the antenna can carry the quality of 13 kg; Under the condition of 1 g radial self-gravity and bearing load at both ends,

收稿日期: 2019-09-11; 修订日期: 2019-10-21

基金项目: 国家自然科学基金(91838301)

作者简介: 李响(1986-), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事光学精密机械结构的优化以及检测与装校技术方面的研究。Email: abelfeel@163.com

通讯作者: 王守达(1994-), 男, 硕士生, 主要从事精密机械结构的设计与优化方面的研究。Email: 1047131040@qq.com

导师简介: 张立中(1968-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事精密机械设计、在线检测等方面的研究。Email: zlcust@126.com

the *RMS* (root mean square error) value of surface shape error of the primary mirror is $\lambda/158$, *PV* (maximum peak-to-valley error) value is $\lambda/30$, the maximum inclination of the secondary mirror is $1.88''$; Under the condition of $(20\pm 5)^\circ\text{C}$ ambient temperature, 1 g axial self-gravity and bearing load at both ends, the *RMS* of the primary mirror is $\lambda/65$ and the *PV* is $\lambda/14$, the maximum inclination of the secondary mirror is $1.21''$. It shows that the antenna has good mechanical properties, thermal properties and imaging quality after being loaded. It can meet the requirements of the antenna in the installation, detection and transmission of the ground. The ZYGO interferometer was used for testing. The quality of the load and the position of the center of gravity were simulated by the mass. The results show that the system wavefront aberration of the system *RMS* can meet the index requirements of $\lambda/15$ under the condition of 1 g gravity and load.

Key words: laser communication; optical antenna; finite element analysis; baffle; surface error accuracy

0 引言

随着光学有效载荷向高分辨率、高实时性、宽幅盖以及多传感器复合等方向发展，迫切需要建立高速率空间通信网络。激光通信具有信息量大、数据传输速率高、保密性好、抗干扰能力强等显著优势，必将成为空间信息传输的重要手段^[1-2]。

由于激光通信束散角小，目前都是单平台点对点的通信，尚无“一点对多点”同时激光通信空间应用的先例。美国计划于 2016 年实施的 TSAT 组网通信计划^[3]，预计通信速率为 10~40 Gb/s，但该方案多种复合方式难度较大，结构实施复杂；2002 年，日本提出激光与微波通信相结合的双层低轨道（700 km 和 2 000 km）全球通信组网方案，其上层采用激光通信，下层采用微波通信^[4]，以上方案都没有涉及具体激光通信一对多技术。

姜会林院士首次提出一种可用于多目标同时进行激光通信的技术方案^[5-7]，方案采用以旋转抛物面为基底的多反射镜拼接结构作为光学天线的方案，并实现了室内一对二同时激光通信，通信速率达到 2.5 Gb/s，为空间动态高速率信息传输提供了新的技术途径。在实验室室内试验成功的基础上，姜会林院士团队针对星载的空间环境设计了“一对三”激光通信系统，各个子链路可以独立工作，也可以构成并行链路，提高通信质量。文中基于室内试验原理样机的基础上，对星载环境下的光学天线环境适应性做进一步的优化设计。

根据星载环境下新的技术要求^[5-7]，光学天线前端承载光束中继组件，用于多光束的精密控制，后端承载分光光路组件，对信标光束与信号光束进行发射、分光和接收探测等处理后形成有效信息实现空间激光通信功能。传统光学天线技术相对成熟，但光学天线作为承载部件的应用还未见相关报道^[8-9]。与传统天线的应用相比，光学天线作为承载部件时，在考虑系统刚度的同时，天线应具有稳定可靠的成像质量。文中对这种特殊的应用场景，提出一种具有较好承载能力的光学天线结构，并对其承载后的成像质量做了进一步分析。

1 “一对多”激光通信总体方案设计

“一对多”同时激光通信终端如图 1 所示。系统主要由光束中继组件、光学天线以及分光光路组件组成。“一对多”通信终端可同时对来自三个不同卫星的通信光束进行捕获、跟踪与瞄准。其中光束中继组件用来调整通信光束的走向，对三点通信目标进

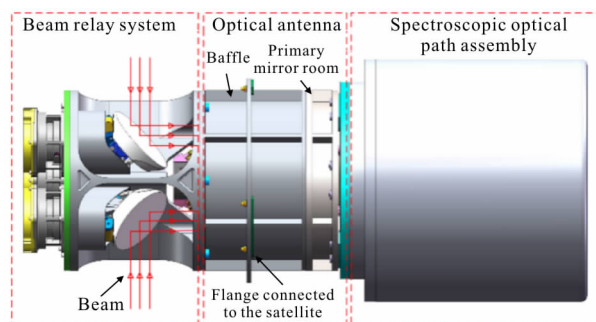


图 1 “一对多”空间激光通信终端

Fig.1 Terminal of one point to multi-point laser communication

行捕获与稳定跟踪。通过控制反射镜姿态,将接收的光束平行输入光学天线中,通过光学天线的缩束后进入分光光路组件对信号光束进行分光、探测接收和解码等处理后形成有效信息实现空间激光通信功能。

基于以上技术要求,光学天线不单起到了光束

缩束作用,遮光罩前端连接光学中继组件,主镜室后端连接分光光路组件,同时作为支撑组件将通信终端与卫星平台相连。光学天线对外载荷十分敏感,由于光学天线的承载需求,对其在装调、检测、发射运载及在轨工作期间的性能提出更严峻的要求,如表 1 所示。

表 1 承载式激光通信光学天线性能指标

Tab.1 Main performance of loadable laser communication optical antenna

Item	Value	Item	Value
Surface error of M1	$RMS \leq \lambda/60$	Primary mirror inclination	$\leq 4''$
Surface error of M2	$RMS \leq \lambda/60$	Secondary mirror inclination	$\leq 4''$
Rigid body displacement of M1	≤ 0.01 mm	Rigid body displacement of M2	≤ 0.01 mm
Ambient temperature	(20 ± 5) °C	System wavefront distortion	$RMS \leq \lambda/15$
Weight of the beam relay system	8.5 kg	Weight of receive and emission	13 kg
Total mass of the antenna	≤ 6 kg	Occlusion	$\leq 8\%$
Natural frequency	>80 Hz		

2 承载式光学天线光学参数设计

承载式光学天线设计结构形式为主镜为抛物面,次镜为双曲面的卡塞格林式天线。卡式系统主镜

通光口径 186 mm,次镜通光口径 28 mm。选择波长为 700~900 nm 的激光作为信标光,1 500~1 700 nm 的激光作为通信光,光学设计参数如表 2 所示。

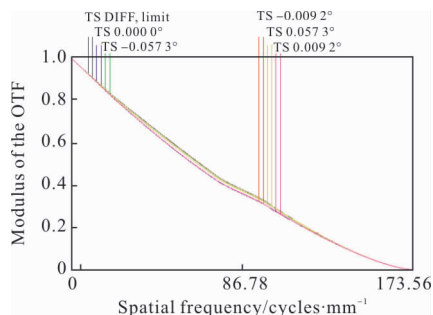
光学系统调制传递函数(MTF)曲线如图 2(a)所

表 2 光学天线设计参数

Tab.2 Optical antenna design data

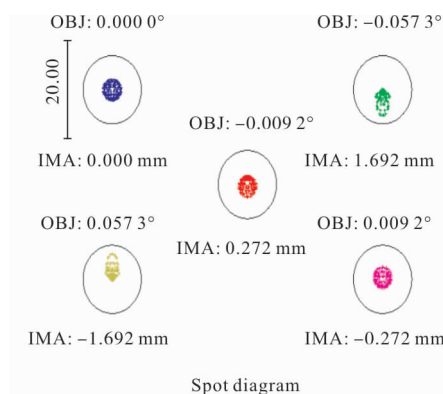
Entrance pupil diameter/mm	Operative wavelength λ /nm	Field of view (FoV)/mrad	Distance between the primary and secondary mirror/mm	Primary mirror		Secondary mirror	
				Conical constant	Radius of curvature	Conical constant	Radius of curvature
186	700~900, 1 500~1 700	1	170	$\delta_1 = -1$	-388.394	$\delta_2 = -2.265$	-60.616

示,从曲线可以看出,系统的成像质量接近衍射极限。系统点列图如图 2(b)所示,通信光视场 0.3 mrad,信标光视场 1 mrad,系统光斑直径 14.06 μm ,能够满足使用要求。



(a) MTF 曲线

(a) MTF curve



(b) 点列图

(b) Spot diagram

图 2 光学系统 MTF 曲线及点列图

Fig.2 MTF curve and spot diagram of optical system

3 承载式激光通信光学天线结构设计

3.1 材料选择

空间光学载荷常用材料如表 3 所示。主要从材料的力学性能及热稳定性等性能来综合考虑。比刚度定义了材料的弹性模量与密度的比值,即 E/ρ , 是材料的力学性能的重要衡量方法, 高比刚度材料具有高的弹性模量和低的密度。热稳定性定义了材料

的导热系数与热膨胀系数的比值,即 λ/α , 主要评价材料的热学性能,热稳定性系数越大,材料的热适应性越好。为了综合考虑,一般用材料的比刚度与热稳定性系数的乘积即 $(E/\rho) \cdot (\lambda/\alpha)$ 来评价材料的品质,定义其为的综合品质因子。同时可以参数设置相应的权重系数,选用更加合理的材料。

用于制作光学天线主镜的材料中,碳化硅(SiC)的各项指标均十分优越,但其制造周期长、成本较

表 3 空间光学载荷中常用材料

Tab.3 Common materials used in space optical payloads

Material	Density $\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	Youngs modulus E/GPa	Specific stiffness E/ρ	Thermal conductivity $\lambda/\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$	Thermal expansion coefficient $\alpha/10^{-6} \text{K}^{-1}$	Specific heat $C_p/\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$	Thermal stability λ/α	Comprehensive quality $(E/\rho) \cdot (\lambda/\alpha)$
M40	1.62	120	74.07	85	0.5	712	170	52 466
SiC	3.11	373	119.94	147	2.64	680	55.68	6 678
65SiC/Al	3.03	235	77.56	230	7.8	680	29.49	2 287
Zerodur	2.53	90.6	35.81	1.64	0.05	810	32.8	1 174
4J36	8.05	141	17.52	10.4	1.26	502.4	8.25	144
2A12	2.78	75	26.98	121	23.6	924	5.13	138
Fused quartz	2.205	73	33.11	1.37	0.58	741	2.36	78
TC4	4.44	109	24.55	7.4	8.9	612	0.83	20

高,而高体分铝基碳化硅(65SiC/Al)不但弥补了碳化硅的多种不足,更有与碳化硅十分接近的材料特性,因此这里选用高体分铝基碳化硅作为主镜的材料。碳纤维复合材料(M40)是一种含碳量在 90%以上的

以碳或石墨纤维为增强体的树脂基纤维状材料,其比刚度大、热稳定性好,因此选择碳纤维为二次镜间支撑结构的材料。光学天线主要结构的材料选用如表 4 所示。

表 4 主要零部件的材料选择

Tab.4 Material of main components

Components	Primary mirror	Primary mirror room	Flexible support structure	Baffle	Other components
Material	65SiC/Al	65SiC/Al	TC4	65SiC/Al or M40	TC4
Components	Secondary mirror	Taper sleeve structure	Support back plate	Primary mirror supporting structure	
Material	Zerodur	65SiC/Al	65SiC/Al	M40	

3.2 主镜组件

为减小外部载荷对主镜组件的影响,主镜材料选用高体分铝基碳化硅,轻量化形式为背部全开放式,背部采用四边形轻量化孔。为保证通光口径,根据经验与加工工艺,设计主镜直径为 $\Phi 192 \text{ mm}$,镜体的厚度 42 mm,镜面的厚度 6.6 mm,主镜背部中心支撑环的直径 75 mm,支撑环的厚度 5 mm,镜体

边缘厚 3 mm,背部轻量化筋厚 4 mm,主镜重 1.037 kg,其结构如图 3 所示。

由于主镜尺寸相对较小因此采用背部中心支撑结构,在主镜锥套与背板间设计柔性支撑结构,以减少支撑结构对于主镜面形的影响,同时改善由于安装应力、重力载荷以及温度变化等因素引起的面形精度降低的问题,反射镜的结构刚度在一定程度上

得以保证^[10]。选择热稳定性较好、综合品质因数较高的材料高体分 SiC/Al 作为主镜背板、主镜锥套的材料,柔性结构采用 TC4,锥套与主镜间采用环氧胶层相连。

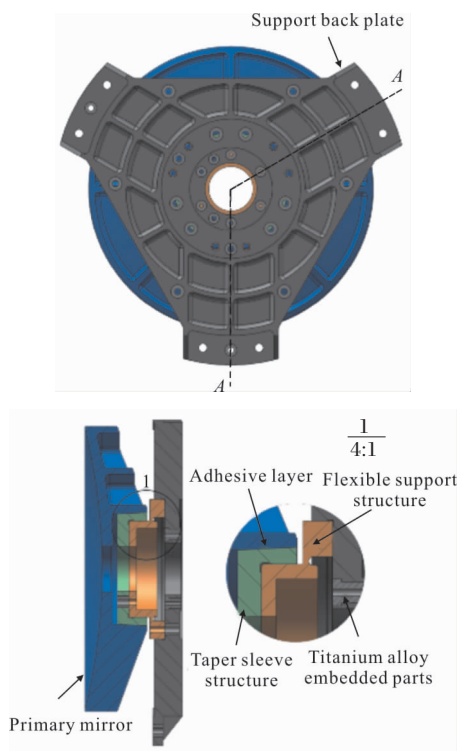


图 3 主镜组件结构示意图

Fig.3 Primary mirror components structure diagram

对主镜组件进行了模态分析,结果表明,主镜组件基频为 352 Hz,具有较好的动态刚度。对主镜的面形进行分析,在轴向 1 g 重力加速度下,主镜面形误差 PV 值为 $\lambda/124$,RMS 值为 $\lambda/621$;径向 1 g 重力加速度下,主镜面形误差 PV 值为 $\lambda/74$,RMS 值为 $\lambda/528$;在 (20 ± 5) °C 环境温度,主镜面形误差 PV 值为 $\lambda/12$,RMS 值为 $\lambda/70$ 。

3.3 承载式遮光罩

遮光罩作为承受载荷的关键部件,将整个通信终端与卫星相连,遮光罩前端连接光束中继组件,后端与主镜室相连,为保证系统成像质量,遮光罩应具有较好的刚度。为减小对光束的遮拦,提高遮光罩刚度,设计遮光罩为圆筒形,周向均布若干条筋。由光学参数确定遮光罩内径 202 mm,高度 140 mm,光学天线前后两安装法兰厚 B mm,与卫星安装法兰厚 B mm,遮光罩壁厚 T mm,遮光罩轴向布置筋的个数

为 N 个。结构如图 4 所示。

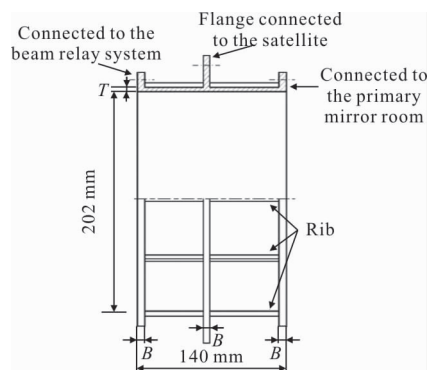
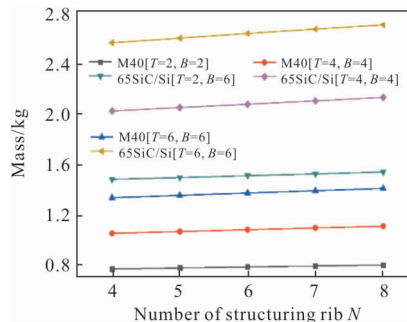


图 4 遮光罩结构示意图

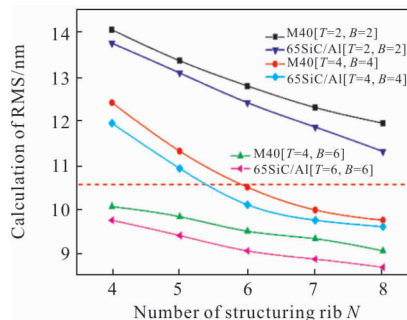
Fig.4 Diagram of the baffle structure

根据经验与加工工艺,假设筒壁及筋的厚度 B 为 2、3、4、5、6 mm,选择综合品质较好的碳纤维复合材料和高体分铝基碳化硅作为遮光罩的备选材料。结构的质量的变化规律如图 5(a)所示。分析可知同种材料时,遮光罩越厚,筋的个数越多,质量越大。



(a) 不同材料、结构形式及厚度的遮光罩质量

(a) Baffle quality of different materials, structures and thicknesses



(b) 不同材料、结构形式及壁厚的主镜面形

(b) Surface shape of different materials, structural forms and wall thickness

图 5 遮光罩仿真分析结果

Fig.5 Simulation results of the baffle

光束中继组件重 8.3 kg,分光光路组件重 12.9 kg,遮光罩承载后会引引起主镜面形发生变化,因此保证主镜面形的稳定是遮光罩设计的关键。在遮光罩两端面承受径向负载、自身重力以及(20±5) °C 的温度变化的边界条件下,将遮光罩与主镜组件模型装配后,对遮光罩的力/热稳定性进行分析,对镜面的节点位移数据进行 Zernike 多项式拟合,主镜面形变化如图 5(b)所示,红色虚线的 RMS 值为 λ/60。

在遮光罩结构参数相同的前提下,材料选择高体分铝基碳化硅与碳纤维复合材料相比,主镜面形精度较为相近,但遮光罩质量比碳纤维材料增加 90%;遮光罩两端面承受径向负载、自身重力以及(20±5) °C 的温度变化的边界条件下,系统要求主镜面形 RMS 优于 λ/60,因此设计遮光罩 6 条筋,壁厚为 4 mm,材料选择碳纤维复合材料时,主镜面形精度 RMS 为 λ/64,能够满足光学天线性能要求。

3.4 次镜支撑组件

3.4.1 次镜支撑结构形式

为保证承载后的次镜位置精度,需要对次镜支撑的结构形式进行合理设计。常用的主、次镜间支撑形式有 Spider 结构、连接筒与薄壁杆组合结构(cylinder)、Serrurier 结构等,如图 6 所示。Spider 结构具有各向一致的刚度,遮拦比较低,但其承受径向载荷能力相对较差,承载后次镜倾角及刚体位移较大;连接筒与薄壁杆组合结构的次镜组件之间安装在承载的遮光罩上,承载后次镜的位置精度难以保证;Serrurier 结构也称作 A 字型桁架结构,基于静定空间桁架原理,将桁架受弯曲载荷变为拉压载荷的结构优化设计原理,有效利用材料承受拉压载荷的能力远大于承受弯曲载荷的特性,力学稳定性得到较大提高,组件质量相比前两种较轻。因此在载荷较大的次镜支撑结构设计中,为保证系统在地面装调、检测及发射过程中次镜的精度,支撑结构选用 Serrurier 结构形式较好。



图 6 三种次镜支撑结构

Fig.6 Three secondary mirror support structures

3.4.2 次镜组件力/热稳定性分析

通常采用以下两种方法提高次镜支撑桁架刚度:一种是增加桁架的厚度,但会造成光学系统的遮拦比变大,影响光学天线的传输性能;另一种是增加桁架的数量,遮拦比增大的同时重量也会增加。采用偏置的三杆或者四杆次镜支撑结构,会提高扭转刚度,但是对结构整体刚度的提高不明显。次镜主要受到支撑结构对次镜的约束力以及环境温度变化所导致的热应力等力的作用而引起次镜面形误差、倾角以及刚体位移误差。由此建立了三杆和四杆的 Serrurier 形式的次镜支撑结构模型,分别研究不同壁厚及支撑杆数对结构性能的影响规律。根据经验与加工工艺,分别研究了壁厚 T 为 8、12、16 mm 的桁架结构对次镜面形误差、倾角、刚体位移以及支撑结构的遮拦比的影响,结果如表 5 所示。

表 5 次镜面形精度分析结果

Tab.5 Secondary mirror surface shape accuracy analysis result

	Truss thickness/mm	RMS	Inclination/ (")	Displacement/ μm	Occlusion ratio
3 truss	$T=8$	$\lambda/171$	8.04	10.85	7.32%
	$T=12$	$\lambda/338$	4.78	4.97	9.97%
	$T=16$	$\lambda/447$	2.28	2.28	12.998%
4 truss	$T=8$	$\lambda/212$	6.63	8.72	7.85%
	$T=12$	$\lambda/496$	3.38	4.19	10.791%
	$T=16$	$\lambda/512$	1.42	1.80	15.017%

由表 5 可知,相同壁厚的桁架,三杆桁架比四杆桁架遮光率可降低 10%左右。在重力、天线两端负载以及(20±5) °C 环境温度的边界条件下,3 杆桁架与四杆桁架在次镜刚体位移、倾角及轴向位移区别较小,而四杆桁架结构在遮拦面积上相比较较大,直接影响系统的成像质量,因此选取了设计宽度 16 mm 的三杆桁架形式的支撑结构,次镜面形、倾角以及刚体位移满足使用要求。

4 实验验证

4.1 整机仿真分析

由以上对主镜组件、遮光罩及次镜支撑结构的初步设计,为使结构更加紧凑,减小天线质量,对其

组合结构进行进一步的优化,如图 7 所示。将次镜支撑桁架的安装法兰与遮光罩安装法兰共同连接到主镜室端面,外轮廓尺寸减小,整机质量减轻 7%,优化后天线整机重 5.261 kg。

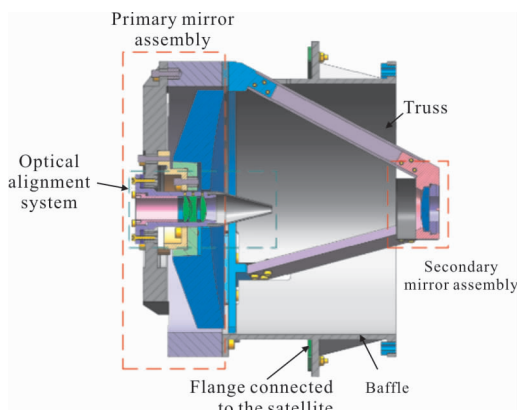
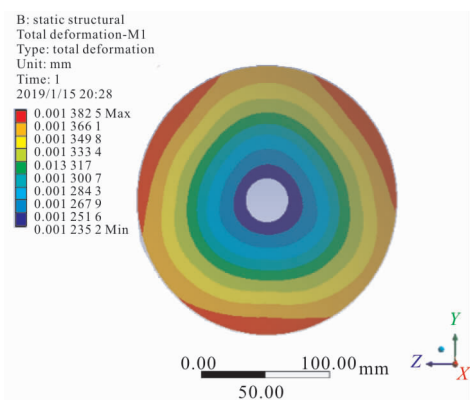


图 7 光学天线结构示意图

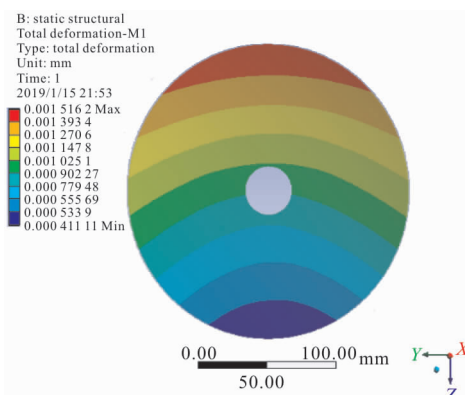
Fig.7 Optical antenna structure diagram

为验证设计方案的可行性,对承载式光学天线整机结构建立有限元模型,对天线进行模态分析,一阶模态 151.54 Hz,具有较好的动态刚度,可满足空间光学载荷的使用要求。对光学天线的力热稳定性进行仿真,模拟光学天线承载后,负载对光学天线的影 响,并将镜面节点变形情况进行 Zernike 多项式拟合。为了仿真结果更加准确,分析时模拟天线的两种使用状态:装调状态时光轴竖直向上,检测状态时光轴水平。分析结果表明:(1)模拟装调状态时,(20±5)℃温度变化范围内,天线两端施加轴向载荷时,主镜面形如图 8(a)所示,PV 值为 $\lambda/14$,RMS 值为 $\lambda/65$,次镜最大倾角 1.21";(2)模拟检测状态时,1 g



(a) 施加轴向载荷

(a) Apply axial load



(b) 施加径向载荷

(b) Apply radial load

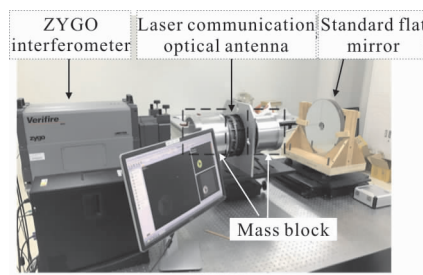
图 8 光学天线主镜面形误差仿真结果

Fig.8 Optical antenna primary mirror surface error simulation results

径向自身重力及天线两端径向负载时,主镜面形精度 RMS 为 $\lambda/158$ 、PV 为 $\lambda/30$,次镜最大倾角 1.88";(20±5)℃温度变化范围内,天线两端施加径向载荷时,主镜面形如图 8(b)所示,PV 值为 $\lambda/12$,RMS 值为 $\lambda/61$,次镜最大倾角 2.85";(3) 10 g 轴向过载条件下,主镜面形精度 RMS 值为 $\lambda/49$ 、PV 值为 $\lambda/11$,次镜最大倾角 1.35",最大应力远小于材料的破坏强度。能够满足光学天线装校、检测、发射以及在轨使用时的性能要求。

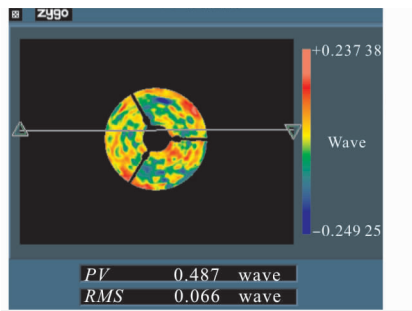
4.2 面形检测实验

由于安装中继组件及分光光路组件后会对光路轨迹产生影响,因文中采用两个质量环模拟天线两端的负载质量以及负载重心位置,对光轴水平及负载工况下光学天线的系统波像差进行检测,检测现场如图 9(a)所示。采用自准直光路,在光学天线前方放置平面反射镜,后方放置 ZYGO 干涉仪进



(a) 检测现场

(a) Testing site



(b) 检测结果

(b) Testing results

图 9 光学天线面形误差检测

Fig.9 Test of the optical antenna surface shape error

行测量。检测环境温度 20 ℃,检测结果如图 9(b)所示,天线系统波像差 PV 值为 0.487λ (λ/2), RMS 值为 0.066λ (λ/15),检测结果与仿真结果相符,表明光学天线能够满足激光通信系统对于光学天线波像差 RMS 值优于 λ/15 的指标要求。

5 结 论

为保证“一对多”激光通信终端光学天线的成像质量,以及光学天线两端连接前、后两组件的承载能力,文中重点对承载影响较大的主镜组件、遮光罩以及次镜组件进行优化设计。通过有限元分析,光学天线前端面能够承载 8.5 kg,后端面能够承载 13 kg;光学天线在 (20±5) ℃的环境温度及轴向承载状态下,主镜面形 RMS 值为 λ/65,PV 值为 λ/14,次镜最大倾角 1.21",具有较好的力/热稳定性及承载能力。采用质量环模拟天线两端负载质量,测试表明,系统波像差 RMS 值优于 λ/15 指标要求,与仿真分析相符。可以保证在装调、检测、发射运载和太空工作期间具有稳定的光学性能,为“一对多”激光通信下一步工作奠定了基础。

参 考 文 献:

[1] Gao Duorui, Li Tianlun, Sun Yue, et al. Latest

developments and trends of space laser communication [J]. *Chinese Optics*, 2018, 11(6): 901-913. (in Chinese)

[2] Jiang Huilin, Tong Shoufeng, Zhang Lizhong, et al. The Technologies and Systems of Spaces Laser Communication [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 1-2. (in Chinese)

[3] Allen Panahi, Alex A Kazemi. High speed laser communication network for satellite systems[C]//SPIE, 2011, 8026: 80260L.

[4] Yu Jianjie, Tan Lying, Liu Jianfeng, et al. Alignment for center distance of optical telescope in satellite optical communication terminal[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(9): 2091-2097. (in Chinese)

[5] Zhang Yalin, An Yan, Jiang Huilin, et al. A comparative research on optical principles and methods of one-point-to-multi-point space laser communication [J]. *Acta Armamentarll*, 2016, 37(1): 165-171. (in Chinese)

[6] Zhang Tao, Fu Qiang, Li Yahong, et al. Design of confocal reflection optical antenna of multi-platform network laser communication [J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(10): 1022006. (in Chinese)

[7] Jiang Huilin, Jiang Lun, Song Yandong, et al. Research of optical and APT technology in one-point to multi-point simultaneous space laser communication system [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2015, 42(4): 0405008. (in Chinese)

[8] Jin Guang, Li Yanjie, Zhong Xing, et al. Design of co-aperture optical system for space imaging and laser communication [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(8): 2067-2074. (in Chinese)

[9] Guan Shu, Wang Chao, Tong Shoufeng, et al. Optical antenna design of off-axis two-mirror reflective telescope with freeform surface for space laser communication [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(12): 1222003. (in Chinese)

[10] Zhang Limin, Wang Fuguo, An Qicang, et al. Application of bipod to supporting structure of minitype reflector [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(2): 438-443. (in Chinese)