

TAN Jiaheng, YONG Qiang, XU Wei. Design and Experiment of Optical Transmission Device for Laser Communication between Rotating Components on Satellite (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2025, 45(2): 629–640. CSTR:32142.14.cjss.2024-0160. DOI:10.11728/cjss2025.02.2024-0160

星载旋转部件间激光通信光传输装置设计与试验*

谭嘉恒^{1,2} 永强¹ 徐伟¹

1(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 长春 130033)

2(中国科学院大学 北京 100049)

摘要 针对旋转成像的超大幅宽空间相机与卫星平台间进行大容量、高可靠数据传输的需求,设计了一套采用激光通信的空间光传输装置,对高精度光学检测及装调方案进行了研究.通过在发射端和接收端各安装主份和备份两套准直器的方法提高装置的可靠性,并设计多光路通道实现了两套准直器的相互备份.同时,提出了一个高精度装调方案完成了对准直器光轴的精确测量及装调.利用有限元分析软件 MSC.PATRAN 对空间光传输装置进行模态分析,并对装调完成的空间光传输装置进行了振动试验.结果表明,空间光传输装置发射端和接收端的一阶频率分别为 264.25 Hz 和 434.35 Hz,振动试验后收发准直器间最大光功率损耗为 1.94 dB,各基准面法线的空间角变化均在 5" 以内.说明该空间光传输装置能够克服卫星发射时的复杂力学环境影响,具有较高的装调精度和可靠性,可以满足星载旋转部件间激光通信数据传输的要求.

关键词 激光通信, 旋转部件, 切换机构, 装调方案, 空间光传输

中图分类号 V19

Design and Experiment of Optical Transmission Device for Laser Communication between Rotating Components on Satellite

TAN Jiaheng^{1,2} YONG Qiang¹ XU Wei¹

1(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033)

2(University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

Abstract Aiming to address the demand for high-capacity and high-reliability data transmission between a rotating imaging ultra-wide-field space camera and the satellite platform, a space optical transmission device based on laser communication was designed, and the high-precision optical testing and alignment scheme was studied. The device's reliability was enhanced by installing the primary and backup collimators at both the transmitter and the receiver, with mutual backup achieved through the design of multiple optical channels. At the same time, a high-precision alignment scheme to ensure accurate measurement and alignment of the collimator's optical axis was proposed. Finally, the modal analy-

* XX 载荷建模仿真与优化设计项目资助 (2023-JCJQ-JJ-0467)

2024-11-13 收到原稿, 2024-12-29 收到修定稿

sis of the space optical transmission device was carried out by using the finite element analysis software MSC.PATRAN and the vibration test of the installed space optical transmission device was completed. The results show that the first-order frequency of the transmitter of the space optical transmission device is 264.25 Hz, and the first-order frequency of the receiver is 434.35 Hz. After the vibration test, the maximum optical power penalty between the transceiver collimator is 1.94 dB, and the spatial angle change of each prism reference surface normal is within 5". It shows that the space optical transmission device can overcome the influence of a complex mechanical environment during the satellite launch, has high alignment precision and reliability, and meets the requirements of laser communication data transmission between satellite-borne rotating components.

Key words Laser communication, Rotating components, Switching mechanism, Alignment schem, Space optical transmission

0 引言

激光通信技术因其传输速率高、传输容量大、抗电磁干扰能力强等特点,在空间信息传输方面具有广阔的应用前景^[1-4].激光通信技术根据信道的不同分为有线激光通信和无线激光通信两种.在旋转部件中,有线激光通信是以光纤作为传输信道,利用光纤旋转连接器实现在转子和定子间的信息传输,解决了导电滑环传输速率低、抗电磁干扰能力差的问题^[5].目前采用波分复用技术的单通道光纤旋转连接器可以将传输的信号量扩展到 100 Gbit·s⁻¹ 以上,但仍存在一定的疲劳磨损缺陷^[6].无线激光通信则是利用激光束直接在空间中进行信息传输,在工作时发射端和接收端间可实现零接触,但发射与接收准直器光轴需要精确对准.通常用于自由空间链路的信息传输,利用捕获、指向和跟踪系统进行收发准直器光轴对准^[3,7].在旋转部件内部,收发准直器光轴一般通过与旋转中心轴重合的方式实现对准,Lai 等^[8]利用无线激光通信技术设计的航空发动机转子参数传输系统,弥补了光纤旋转连接器的缺陷,数据传输速率达到 100 Mbit·s⁻¹.Tan 等^[9]设计的发动机转子无线激光数据传输模块可实现在 6000 r·min⁻¹ 转速和 50 cm 距离下 18 Mbit·s⁻¹ 的数据传输.此外,例如 coude 光路^[10,11]和潜望式光路^[12]也利用旋转中心轴将准直的光束导到外部光学系统.因此在设计多光路通道时,各准直器光轴在与旋转中心轴重合的同时还需要避免相互遮挡,同时也对准直器的装调精度提出了更高的要求.目前,针对空间环境下的旋转部件间无线激光通信的研究较少.

本文针对超大幅宽空间相机与卫星平台的旋转运动,设计了一个在星载旋转部件间进行激光通信的空间光传输装置.由于超大幅宽空间相机通过旋转成像增大幅宽的同时也增加了数据量,因此采用高可靠性单模光纤准直器进行旋转部件间高速激光通信,单模光纤 8~10 μm 的纤芯直径比多模光纤 50 μm 的纤芯直径更小,不存在模间色散,传输容量更大,传输损耗更低^[13],使收发准直器在相距 200 mm 时的传输速率不低于 10 Gbit·s⁻¹;同时,为提高装置可靠性,发射端和接收端均设计了主份和备份两套准直器,通过多光路通道实现两套准直器的相互备份;此外,还利用三端口光纤环形器、经纬仪和平面镜等实现对准直器光轴的精确测量,完成了高精度装调;最后,通过模态分析和振动试验验证了空间光传输装置设计的合理性以及检测和装调的有效性.

1 总体设计

1.1 空间光传输装置功能要求

超大幅宽空间相机与卫星平台通过旋转关节连接,空间光传输装置发射端和接收端分别与旋转关节的转子壳和定子轴固定,如图 1 所示.为提高系统可靠性,发射端和接收端均设计主份准直器和备份准直器,在工作时需要能在如表 1 所示四种光路通道间切换,为保证信号的及时传输,通道切换时间应不大于 80 s,并且每个通道的光路都需要与旋转中心轴重合才能在旋转时始终对准.

由于在激光通信系统中,接收器能够有效接收并正确解调信号的最低信号功率为灵敏度阈值,当接收的信号功率低于灵敏度阈值时,误码率会显著增加.

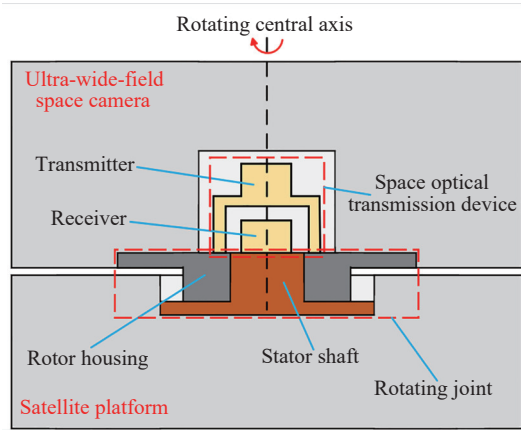


图 1 空间光传输装置与卫星安装位置
Fig. 1 Position of the space optical transmission device on the satellite

灵敏度阈值与信噪比、接收器性能和环境光影响等因素相关^[14]. 本文所研究的空间光传输装置用于星载旋转部件间的数据传输, 在信噪比、激光器发射功率等条件确定情况下, 为使接收端接收的信号功率达到灵敏度阈值, 指标要求空间光传输装置在旋转成像过程中的光功率损耗始终小于 7 dB. 由于激光具有发射角度小、方向性强的特性, 需要保证发射端和接收端的准直器光轴精确对准, 从而使光功率损耗维持在指定范围内以实现激光通信^[15]. 收发准直器光轴对准误差与旋转关节轴系章动和径向跳动的轴系精度, 且收发准直器光轴与旋转中心轴的装调精度相关, 而影响装调精度的因素包括轴向位置偏移、径向位置偏移和指向角度偏差三种, 其中轴向位置偏移对光功率损耗的影响较小可忽略不计, 径向位置偏移和指向角度偏差均能对光功率损耗产生较大影响^[16-19]. 由于发射主动段振动、在轨失重、真空放气等环境会对旋转关节的轴系精度产生影响, 为尽可能降低轴系精度下降对激光通信的影响, 提高空间光传输装置的容错性, 在误差分配阶段将空间光传输装置由光纤自身损耗、准直器固有损耗、收发准直器光轴与旋转中心轴装调精度引起的光功率损耗控制在 2 dB 以内. 根据所选用的准直器性能指标, 当收发准直器相距 200 mm, 光功率损耗小于 2 dB 时, 装调精度应满足指向角度偏差不大于 $\pm 30''$, 径向位置偏移不大于 ± 0.05 mm.

超大幅宽空间相机与卫星平台间的空间光传输装置应具备以下要求.

(1) 空间光传输装置发射端和接收端准直器光轴

表 1 空间光传输装置多光路通道组成
Table 1 Multiple optical channel composition of the space optical transmission device

Channel mode	Transmitter working collimator	Receiver working collimator
1	Primary collimator	Primary collimator
2	Backup collimator	Primary collimator
3	Primary collimator	Backup collimator
4	Backup collimator	Backup collimator

在对准同时还需与旋转中心轴重合, 并具有多光路通道以实现两套准直器相互备份, 提高可靠性.

(2) 空间光传输装置需控制收发准直器光轴与旋转中心轴的装调精度, 使由光纤自身损耗、准直器固有损耗和装调精度引起的光功率损耗小于 2 dB.

(3) 空间光传输装置的一阶频率在考虑结构刚度冗余之后不应小于 200 Hz.

1.2 多光路通道设计

在设计多光路通道时因球差等因素, 采用 DOVE 棱镜、菲涅尔透镜等透射式方法的耦合光束无法汇聚于旋转中心轴线上一点而是具有一定直径的光斑, 由于单模光纤的纤芯直径较小, 因此用单模光纤接收会存在很大的耦合损耗, 不宜使用; 采用 coude 光路、潜望式光路等结构的反射式方法可以避免球差的影响, 并通过控制振镜角度补偿误差实现跟踪瞄准, 然而振镜由于测量反馈、执行机构、控制组件等的存在使得系统复杂、可靠性降低, 且振镜系统发生故障后会影响到整个系统的功能, 无法满足空间环境的可靠性要求.

鉴于以上原因, 提出一种利用移动 45°反射镜进行多光路通道切换的反射式光路耦合方法, 通过控制装调精度将发射端和接收端各自的主份准直器安装于旋转中心轴上, 收发主份准直器间的轴向距离为 200 mm, 各自的备份准直器与主份准直器呈光轴夹角为 90°分开布置, 备份准直器距 45°反射镜的距离与主份准直器相同. 在通道模式 1 时, 收发主份准直器光轴与旋转中心轴重合直接进行数据传输; 在其他通道模式时, 通过切换机构将发射端或接收端的 45°反射镜移动到旋转中心轴上, 使相应的备份准直器光轴经 45°反射镜反射后与旋转中心轴重合进行数据传输, 从而实现两套准直器的相互备份, 空间光传输装置系统原理如图 2 所示.

由于备份准直器能否正常工作除受装调精度影响以外还受反射镜在移动到旋转中心轴上的镜面角度误差影响,因此切换机构采用步进电机+蜗轮蜗杆+丝杠螺母+直线导轨的组合实现运动的传递,45°反射镜安装于滑块连接件上,滑块连接件与螺母及两平行导轨上的滑块固定,保证反射镜只能沿丝杠方向直线运动,使反射镜每次切换到旋转中心轴上时都具有较高的镜面角度和位置重复精度,以降低对光功率的影响.同时,蜗轮蜗杆机构的自锁性可以有效防止反射镜因受到冲击、振动、过载等复杂环境的影响而发生晃动.主备份准直器切换机构传动原理图如图3所示.

直线导轨采用高精度导轨,可使滑块连接件绕丝杠旋转方向的晃动误差小于 $\pm 2''$,即45°反射镜的角度重复精度优于 $\pm 2''$.在切换机构工作时,步进电机输出的运动通过联轴器传递到蜗杆上,经过蜗轮蜗杆

的传动传递到丝杠上,再经丝母将丝杠的旋转运动转换为滑块连接件即45°反射镜的直线运动.同时通过在滑块连接件上安装26位光栅尺编码器对45°反射镜的位置进行实时精确测量,并反馈给控制器对切换机构运动进行闭环控制,使反射镜移动到旋转中心轴上的位置重复精度优于 $\pm 0.1\text{ mm}$.所采用的蜗轮蜗杆主要参数如表2所示.

蜗轮蜗杆机构传动比

$$I = \frac{Z_2}{Z_1} = \frac{d_2}{Z_1 \times m} = \frac{40}{1 \times 1} = 40. \quad (1)$$

式中, Z_1 为蜗杆头数, Z_2 为蜗轮齿数, d_2 为蜗轮分度圆直径, m 为模数.

设计反射镜由旋转中心轴处移出时的移动距离 $d_0=12\text{ mm}$.步进电机采用两相4线电机,步进角为 1.8° ,当机构控制单元的运行频率为600 Hz时,步进电机(蜗杆)转速 v_1 为

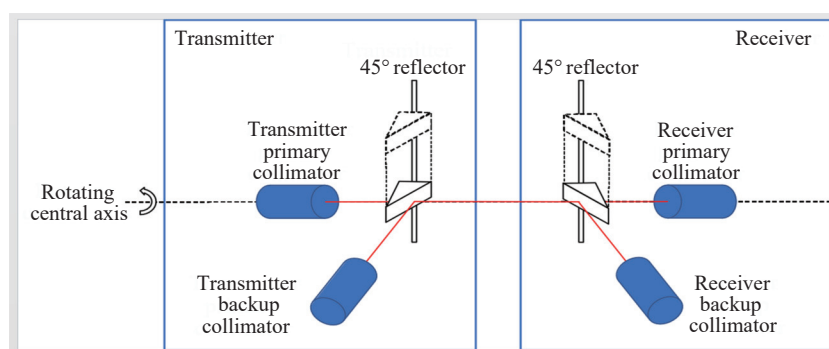


图2 空间光传输装置系统原理

Fig. 2 Principles of the space optical transmission device system

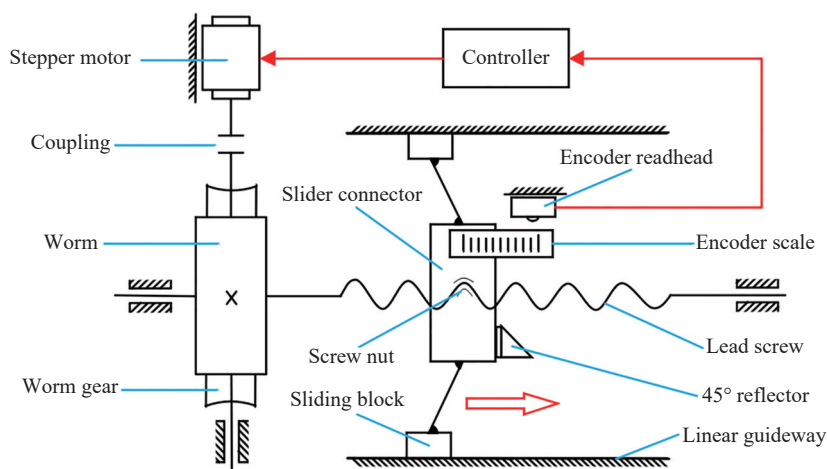


图3 切换机构传动原理

Fig. 3 Transmission principles of the switching mechanism

$$v_1 = \frac{1.8 \times 600}{360} = 3 \text{ r} \cdot \text{s}^{-1}. \quad (2)$$

则蜗轮(丝杠)转速 v_2 为

$$v_2 = \frac{v_1}{I} = \frac{3}{40} \text{ r} \cdot \text{s}^{-1}. \quad (3)$$

由于所采用的滚珠丝杠导程 $P=2 \text{ mm}$, 得到光路切换时间 T 为 80 s , 可满足要求, 即

$$T = \frac{d_0}{P \times v_2} = \frac{12}{2} \times \frac{40}{3} = 80 \text{ s}. \quad (4)$$

2 装调方案设计

根据图 2 空间光传输装置系统原理, 经过光学装调后发射端和接收端各自的备份准直器光轴经 45° 反射镜反射后应与主份准直器光轴重合, 同时发射端和接收端主备份准直器光轴应与旋转中心轴重合, 最终使 4 个光路通道各自的总光功率损耗均小于 2 dB .

由于 45° 反射镜的装调精度、准直器的装调精度、发射端(或接收端)与旋转关节的装调精度均会对准直器光轴产生影响, 同时由于角度偏差和位置偏移的相互耦合, 仅通过光功率计无法测量造成光功率损耗的误差来源.

为此根据安装关系将光学装调分为“内部装调”和“与旋转关节的装调”两个部分, 内部装调时先完成不影响最终装调精度的光轴指向装调基准设置和 45° 反射镜装调, 而后分别完成发射端和接收端主备份准直器的光轴指向和径向位置装调; 与旋转关节的装调时先完成发射端和接收端与旋转关节转子壳和定子轴的指向装调, 确定最终的收发准直器光轴指向角度偏差后, 再完成发射端和接收端的径向位置装调, 装调方案流程如图 4 所示.

2.1 装调基准设置与 45° 反射镜装调

在装调基准设置阶段, 在发射端和接收端分别安装一个基准棱镜, 将其与机械基准面平行的面设为棱

表 2 蜗轮蜗杆主要参数
Table 2 Main parameters of the worm gears

Object	Parameter	Object	Parameter
Modulus	1	Number of threads of worm	1
Reference circle diameter of worm	18 mm	Lead angle	3.17983°
Reference circle diameter of worm gear	40 mm	Pressure angle	20°

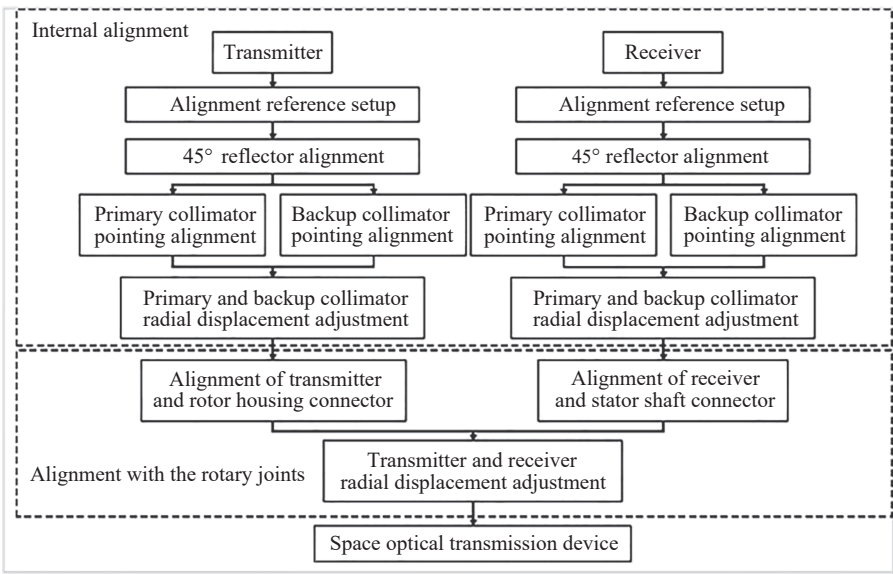


图 4 装调方案流程

Fig. 4 Flow chart of the alignment procedure

镜基准面,并以棱镜基准面的法线指向为装调基准测量准直器光轴的指向角度偏差.机械基准面的法线指向可通过贴靠一个光学平板玻璃,再对平板玻璃法线指向进行光学准直测量.利用 Leica TM6100 A 电子经纬仪采用十字丝法对平板玻璃或镜面的法线指向进行光学准直测量,测量误差不大于 $\pm 5''$ ^[20,21].为降低后续装调的工作量,通过调整基准棱镜底座使得机械基准面与棱镜基准面间的角度偏差小于 $\pm 10''$,此偏差可在与旋转关节的指向装调时修正,不影响最终装调精度.

在 45° 反射镜的装调阶段,将 45° 反射镜切换到备份工作状态,参考反射镜系统装调方法^[20],在备份准直器安装面贴靠一个光学平板玻璃,对经过 45° 反射镜反射的平板玻璃法线指向进行光学准直测量.为降低后续装调的工作量,通过调整 45° 反射镜调整垫片使平板玻璃法线与机械基准面法线的指向角度偏差不大于 $\pm 10''$,此偏差可在备份准直器光轴指向装调时修正,不影响最终装调精度, 45° 反射镜角度偏差测量原理如图5所示.

2.2 主备份准直器光轴角度偏差和位置偏移的解耦

为解耦准直器光轴指向角度偏差和径向位置偏移对光功率损耗的影响,提出利用三端口光纤环形器、经纬仪、六维调整架和平面镜实现在不受径向位置偏移影响条件下的准直器光轴指向测量.三端口光纤环形器可实现单根光纤上的双向光信号传输,光信号从端口1输入后由端口2输出,从端口2输入后由端口3输出,其信号传输方向不可逆,因此准直器与端口2连接后可同时作为激光的发射和接收装置.以发射端主份准直器为例,将主份准直器经过三端口光

纤环形器与激光器和光功率计连接,将平面镜放置于发射端前方的六维调整架上,通过六维调整架调整平面镜的法线指向,当光功率计的读数达到最大值时,主份准直器发射的光束经过平面镜反射后原路返回到主份准直器中,此时主份准直器光轴就与平面镜法线平行,再对平面镜进行光学准直测量即可得到主份准直器的光轴指向,且该方法不受准直器光轴径向位置偏移的影响,光轴指向测量原理如图6所示.

在主份准直器光轴指向装调阶段,利用上述光轴指向测量方法对主份准直器光轴和棱镜基准面法线间的指向角度偏差进行测量,通过反复修研主份准直器调整垫片二面角使指向角度偏差小于 $\pm 3''$ 完成光轴指向装调,由于测量误差不大于 $\pm 5''$,则主份准直器

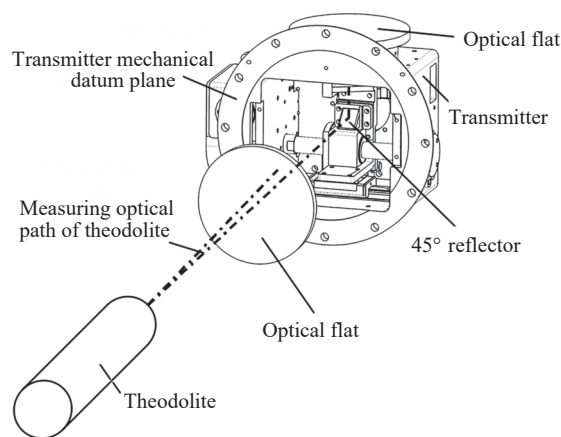


图5 45° 反射镜角度偏差测量原理

Fig. 5 Measurement principles of 45° reflector angular deviation

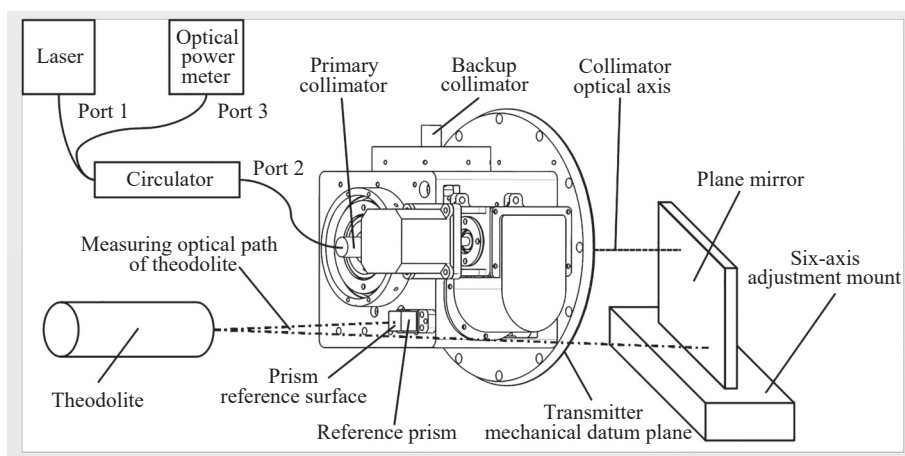


图6 利用光纤环形器测准直器光轴的工作原理

Fig. 6 Working principle of using fiber optic circulator to measure the collimator optical axis

光轴与棱镜基准面法线间的最终指向角度偏差 Δa 不大于 $\pm 8''$ 。

在备份准直器光轴指向装调阶段, 将光路通道切换为备份状态, 其余操作与主份准直器光轴指向装调相同, 通过反复修研备份准直器调整垫片二面角使指向角度偏差小于 $\pm 3''$ 完成光轴指向装调, 由于测量误差不大于 $\pm 5''$, 45° 反射镜的角度重复精度优于 $\pm 2''$, 则备份准直器光轴经 45° 反射镜反射后与棱镜基准面法线间的最终指向角度偏差 Δa 不大于 $\pm 10''$ 。发射端内部装调误差如图 7 所示, 由于空间光传输装置的发射端和接收端在除去相关转接件和接口后, 其余内部结构布局均相同, 因此接收端主备份准直器光轴指向装调方法与发射端相同。

在主备份准直器径向位置装调阶段, 拧紧主份准

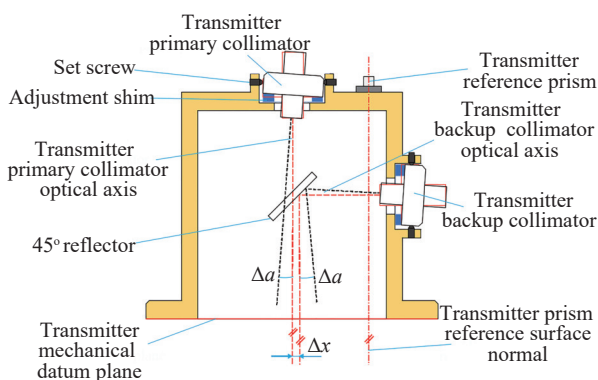


图 7 发射端内部装调误差

Fig. 7 Internal alignment error of the transmitter

直器四周固定螺钉, 并以主份准直器光轴为基准, 通过调整备份准直器四周固定螺钉来调整径向位置。首先, 将主份准直器与激光器 (或光功率计) 连接, 在主份准直器前端 200 mm 处放置一个装调用接收 (或发射) 准直器, 并与光功率计 (或激光器) 连接, 通过六维调整架调整装调准直器光轴指向和径向位置, 观察光功率计读数, 当读数最大时主份准直器光轴与装调准直器光轴重合, 从而将主份准直器光轴基准转移到装调准直器光轴上, 记录此时的六维调整架刻度为位置零点。随后, 保持六维调整架和发射端 (或接收端) 相对位置不动, 将光路通道切换为备份状态, 使备份准直器与激光器 (或光功率计) 连接。由于之前已完成对主备份准直器的光轴指向装调, 此时影响光功率损耗的因素可认为只有径向位置偏移。通过六维调整架调整装调准直器的径向位置并观察光功率计的读数, 判断备份准直器径向位置偏移的方向并指导其四周固定螺钉的调整工作, 当光功率计读数在位置零点达到最大时, 备份准直器光轴经 45° 反射镜反射后与装调准直器光轴即主份准直器光轴重合, 完成径向位置装调。该方法的径向位置偏移可通过千分表测量并控制在 ± 0.005 mm 内, 即备份准直器光轴与主份准直器光轴的最终径向位置偏移 Δx 优于 ± 0.005 mm, 如图 7 所示。发射端主备份准直器径向位置偏移测量过程如图 8 所示。

2.3 发射端和接收端与旋转关节的装调

在发射端 (或接收端) 与旋转关节指向装调阶段,

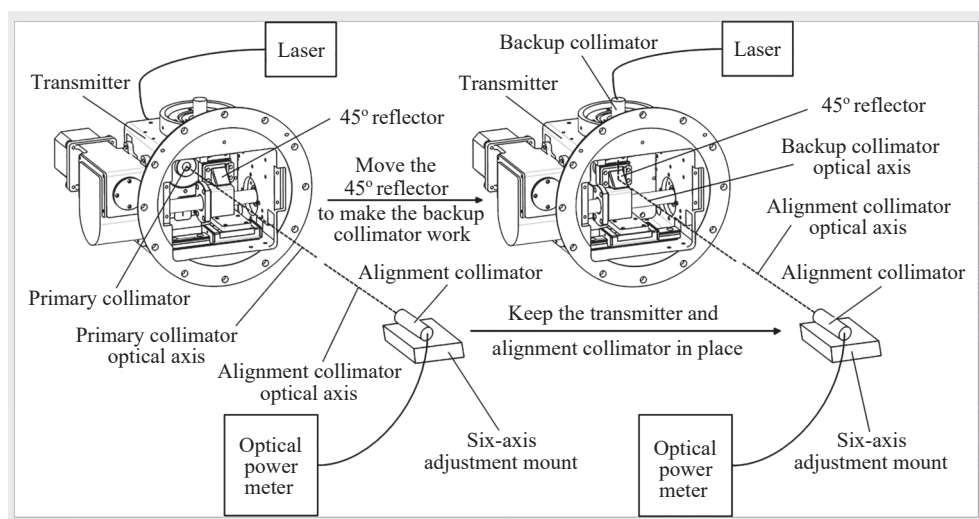


图 8 发射端主备份准直器径向位置偏移测量过程

Fig. 8 Radial position offset measurement process of the primary and backup collimators at the transmitter

首先利用水平仪将旋转关节的旋转中心轴调整至与大地垂直,再利用两个经纬仪分别对基准棱镜的两个垂直于棱镜基准面的非平行面进行光学准直测量,得到棱镜基准面的法线指向,实现在不受发射端(或接收端)径向位置偏移影响条件下的棱镜基准面法线和旋转中心轴间的指向角度偏差测量.通过反复修研发射端(或接收端)与转子壳连接件(或定子轴连接件)之间的调整垫片二面角,当两个经纬仪测得的俯仰角均显示 90°时可认为棱镜基准面法线与大地垂直,从而完成光轴指向装调.则发射端(或接收端)棱镜基准面法线与垂直于大地的旋转中心轴的最终指向角度偏差 $\Delta\theta$ 不大于 $\pm 5''$,如图 9 所示.最终在旋转状态下 4 个光路通道的收发准直器光轴指向角度偏差均不大于 $2\times|\Delta a_{\max}|+2\times|\Delta\theta_{\max}|=30''$.

在发射端和接收端径向位置装调阶段,通过调整发射端和接收端四周固定螺钉来调整径向位置.由于收发准直器光轴指向角度偏差范围已知,可通过将发射端和接收端工作准直器分别连接激光器和光功率计,控制旋转关节旋转发射端并观察光功率计在旋转一圈时的读数及对称性的方法,判断径向位置偏移的

方向并指导四周固定螺钉的调整工作.先调整接收端四周固定螺钉使旋转一圈的光功率计读数波动范围最小,保持接收端径向位置不变,再调整发射端四周固定螺钉使旋转一圈的光功率计读数波动范围最小.重复这个步骤,最终当 4 个光路通道在旋转状态下最大光功率损耗均不大于 2 dB 时满足装调要求,完成发射端和接收端径向位置装调.即最终 4 个光路通道的收发准直器光轴指向角度偏差均不大于 $\pm 30''$,径向位置偏移均不大于 $\pm 0.05\text{ mm}$.

3 模态分析与试验验证

3.1 模态分析

为保证卫星入轨后能正常工作,空间光传输装置须能承受卫星发射过程中的冲击和振动,若其低阶模态与火箭或卫星的固有模态重叠或相近,则还会发生共振现象,进而增大收发准直器间的对准误差,甚至导致空间光传输装置无法正常工作,所以在设计时必须要对空间光传输装置的模态进行分析.采用 MSC.PATRAN 分别建立了空间光传输装置发射端和接收端的有限元模型,整个模型均采用 10 节点 4 面体 Tet10 进行有限元网格划分,通过 MPC (RB2) 刚性连接模拟螺栓连接,材料选择如表 3 所示.经过分析计算得到空间光传输装置发射端和接收端的前四阶模态振型图及频率如图 10 和图 11 及表 4 所示.结果表明,空间光传输装置发射端和接收端的一阶模态频率均 $\geq 200\text{ Hz}$,满足设计要求.

3.2 试验验证

为验证空间光传输装置承受振动环境的能力以及装调的牢固性,对其进行了振动试验.通过上述光学装调方案完成空间光传输装置的装调后,测量 4 种光路通道下的光功率损耗均小于 2 dB,证明装调精度满足要求,随后用振动工装替代旋转关节的转子壳

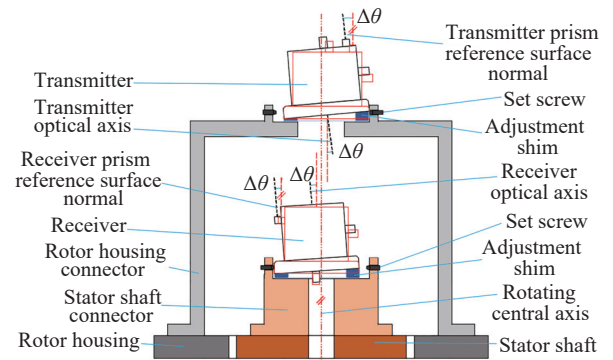


图 9 发射端和接收端与旋转关节的装调误差
Fig. 9 Alignment errors of the transmitter and receiver with the rotating joint

表 3 各组件材料参数
Table 3 Material parameters of each components

Component name	Material name	Density/(kg·m ⁻³)	Poisson ratio	Elastic modulus/MPa
Transmitter and receiver fixed bracket	TC4	4440	0.34	106820
Linear guideway, lead screw	9 Cr18	7700	0.3	196000
Worm gear	QSn4-3	8800	0.3	98686
Worm	40 Cr	7820	0.277	206780

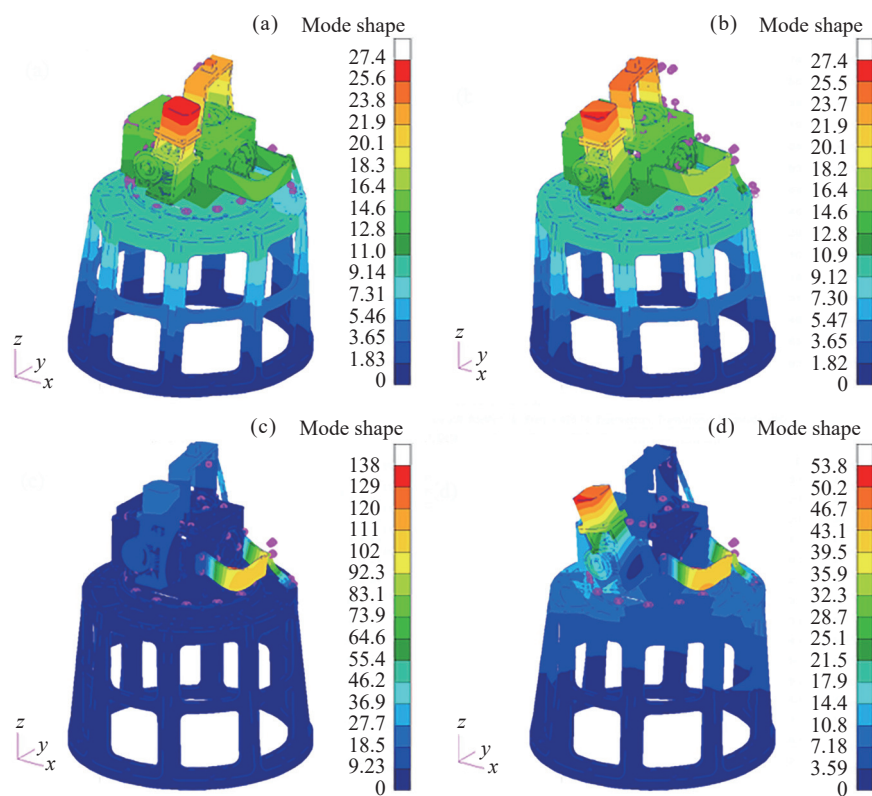


图 10 发射端前四阶模态振型. (a) 一阶, (b) 二阶, (c) 三阶, (d) 四阶

Fig. 10 The first 4 order mode shapes of the transmitter. (a) 1st order, (b) 2nd order, (c) 3rd order, (d) 4th order

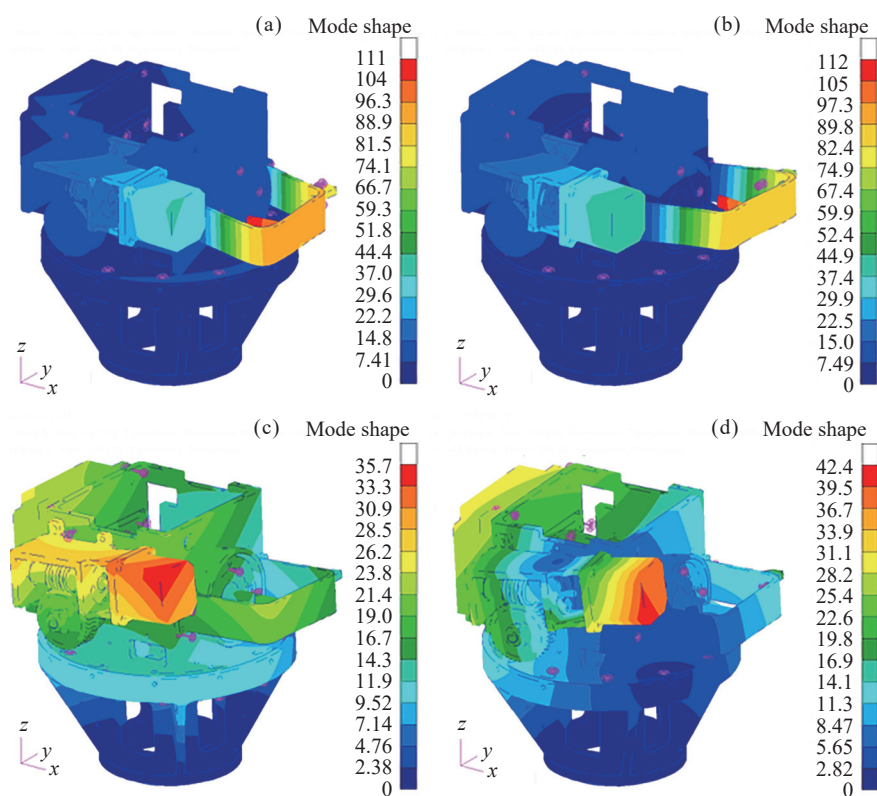


图 11 接收端前四阶模态振型. (a) 一阶, (b) 二阶, (c) 三阶, (d) 四阶

Fig. 11 The first 4 order mode shapes of the receiver. (a) 1st order, (b) 2nd order, (c) 3rd order, (d) 4th order

和定子轴将空间光传输装置及振动工装固定在振动台上,依次进行 x 轴方向、 y 轴方向和 z 轴方向的正弦扫频试验、正弦振动试验和随机振动试验,振动试验过程如图 12 所示,振动试验结果如表 5 所示.

振动试验后,检查空间光传输装置切换机构运动正常,外观无变形、裂纹.由试验结果可知,发射端的

表 4 发射端和接收端前四阶模态频率
Table 4 The first 4 order modal frequencies of the transmitter and receiver

Order	Transmitter frequency/Hz	Receiver frequency/Hz
1	274.57	402.84
2	276.54	441.48
3	459.38	459.02
4	476.74	568.43

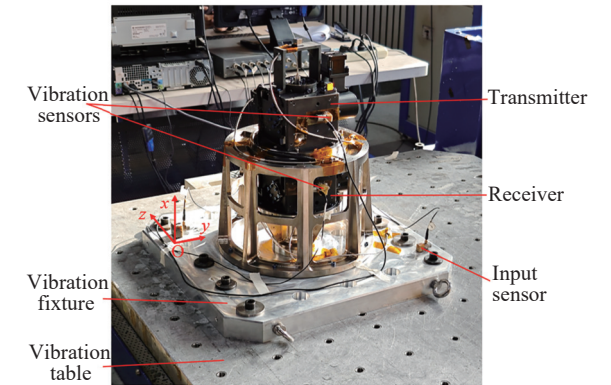


图 12 空间光传输装置振动试验
Fig. 12 Vibration test of the space optical transmission device

一阶频率为 y 轴方向的 264.25 Hz、接收端的一阶频率为 y 轴方向的 434.35 Hz,与模态分析结果基本吻合,满足一阶频率 ≥ 200 Hz 的要求.随机振动时,各方向的均方根加速度放大倍率均不超过 2 倍.说明空间光传输装置具有较好的强度和刚度.随后将空间光传输装置与转子壳和定子轴重新固定后旋转一圈,测量四种光路通道下的光功率值,计算最大光功率损耗如表 6 所示.对发射端和接收端的基准棱镜进行标定,再与振动试验前的测试数据对比整理得到空间光传输装置,发射端和接收端基准棱镜的空间角如表 7 所示.

结果表明,振动试验后发射端和接收端基准棱镜的空间角变化均在 5"以内,考虑到经纬仪多次瞄准时的测量误差,可认为基准面法线无变化,光路通道 4 的光功率损耗最大为 1.94 dB,满足小于 2 dB 的预期目标要求.

4 结论

针对超大幅宽空间相机旋转成像时对旋转部件间数据传输装置高可靠性、高传输速率等的需求,设计了一种星载旋转部件间的激光通信空间光传输装置.其发射端和接收端均设计了主备份两套准直器以提高系统可靠性,通过移动 45°反射镜切换多光路通道;并通过三端口光纤环形器、经纬仪、六维调整架、平面镜和装调准直器将准直器光轴指向角度偏差和径向位置偏移对光功率损耗的影响解耦,实现了对准直器光轴指向和径向位置的分别测量,完成了高精度装调.利用有限元软件对空间光传输装置的前四阶模

表 5 振动试验结果
Table 5 Vibration test results

Position	Direction	Fundamental frequency/Hz	Sinusoidal vibration		Random vibration	
			Control amplitude/ g	Response amplitude/ g	Control RMS/ g	Response RMS/ g
Transmitter system	x	517.94	6	8.2	7.3	14.5
	y	264.25	6	8.4	7.3	10.5
	z	271.88	6	8.4	7.2	11.3
Receiver system	x	1939.01	6	8.4	7.3	14.1
	y	434.35	6	7.9	7.3	11.9
	z	455.07	6	8.0	7.2	11.9

注 g 为重力加速度.

表 6 激光器发射功率 11 dBm 下振动试验前后各工作模式光功率损耗
Table 6 Optical power penalty in each operating mode before and after vibration test
at 11 dBm laser emission power

Channel mode	Before vibration test		After vibration test	
	Optical power range during one full rotation/dBm	Maximum loss /dB	Optical power range during one full rotation/dBm	Maximum loss /dB
1	10.07~10.25	0.93	9.80~10.05	1.20
2	9.70~10.00	1.30	9.41~9.76	1.59
3	9.70~10.01	1.30	9.38~10.07	1.62
4	9.50~9.80	1.50	9.06~9.74	1.94

表 7 振动试验前后标定数据变化
Table 7 Changes in calibration data before and after vibration test

Measurement objects	Calibration data	Theodolite readings		Change before and after vibration	
	Direction	y	z	Δy	Δz
Transmitter reference prism	Before vibration	89°59'58"	89°59'59"	3"	2"
	After vibration	90°00'01"	90°00'01"		
Receiver reference prism	Before vibration	89°59'57"	90°00'03"	3"	4"
	After vibration	90°00'00"	90°00'07"		

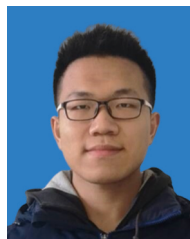
态频率进行分析,最后对空间光传输装置进行了振动试验.结果表明,发射端的一阶频率为 264.25 Hz,接收端的一阶频率为 434.35 Hz,均满足大于 200 Hz 的要求,可以避免共振现象的发生;振动试验后,空间光传输装置发射端和接收端棱镜基准面法线的空间角变化均在 5"以内,由光纤自身损耗、准直器固有损耗和装调精度引起的最大光功率损耗为 1.94 dB,满足小于 2 dB 的要求,提高了容错性,可实现收发准直器相距 200 mm 时,速率不低于 10 Gbit·s⁻¹的数据传输,验证了空间光传输装置的有效性和可靠性,满足了空间光传输装置的设计要求.

参考文献

- [1] BAI Z F, MENG J C, SU Y L, *et al.* On-orbit demonstration of inter-satellite free-space optical stable communication enabled by integrated optical amplification of HPA and LNA[J]. *Applied Optics*, 2023, **62**(23): G18-G25
- [2] KIRRBACH R, FAULWASSER M, SCHNEIDER T, *et al.* Monolithic hybrid transmitter-receiver lens for rotary on-axis communications[J]. *Applied Sciences*, 2020, **10**(4): 1540
- [3] LI M, GUO Y, WANG X, *et al.* Researching pointing error effect on laser linewidth tolerance in space coherent optical communication systems[J]. *Optics Express*, 2022, **30**(4): 5769-5787
- [4] YANG Chengwu, CHEN Ming, LIU Xiangnan, *et al.* Current status and development trends of minisatellite laser communication terminal technology[J]. *Journal of Telemetry, Tracking and Command*, 2021, **42**(3): 1-7 (杨成武, 湛明, 刘向南, 等. 小卫星激光通信终端技术现状与发展趋势[J]. *遥测遥控*, 2021, **42**(3): 1-7)
- [5] WU L, GAO Z R, ZHU Z J, *et al.* Design of dynamic testing device for watertight opto-electrical rotary joint[C]// *Proceedings of 2021 IEEE International Conference on Computer Science, Electronic Information Engineering and Intelligent Control Technology*. Fuzhou: IEEE, 2021: 733-736
- [6] ZHANG Qun, QIAN Jianguo, LIU Yi. Design improvement of fiber optic rotary joint[J]. *Modern Radar*, 2020, **42**(2): 80-84 (张群, 钱建国, 刘一. 一种光纤旋转连接器的设计改进[J]. *现代雷达*, 2020, **42**(2): 80-84)
- [7] LI D Q, MAO Z Y, SUN L J, *et al.* Analysis of coaxiality error induced by the cube corner retro-reflector geometrical and assembly errors of an acquisition, pointing, and tracking system[J]. *Photonics*, 2023, **10**(10): 1176
- [8] LAI Xiaohuang, YU Bing, MA Xiaodong. Non-contact parameters transmission system for rotor parts of aero engine based on wireless laser[J]. *Chinese Journal of Electron Devices*, 2016, **39**(5): 1224-1231 (赖小皇, 于兵, 马晓东. 基于激光的航空发动机转子部件参数非接触传输系统[J]. *电子器件*, 2016, **39**(5): 1224-1231)
- [9] TAN Wen, SHEN Sanmin, TAN Qiulin, *et al.* Wireless laser data transmission module for rotating environment[J].

- Chinese Journal of Electron Devices*, 2021, **44**(3): 525-529 (谭雯, 沈三民, 谭秋林, 等. 一种用于旋转环境的无线激光数据传输模块设计 [J]. *电子器件*, 2021, **44**(3): 525-529)
- [10] BAI Yangyang, CHEN Libing, MENG Lixin, *et al.* Coarse tracking technology of coude-type laser communication terminal[J]. *Acta Armamentarii*, 2021, **42**(9): 1931-1939 (白杨杨, 陈力兵, 孟立新, 等. 库德式激光通信终端粗跟踪技术 [J]. *兵工学报*, 2021, **42**(9): 1931-1939)
- [11] LEE J, RHEE H G, SON E S, *et al.* Optimal design of a coude mirror assembly for a 1-m class ground telescope[J]. *Current Optics and Photonics*, 2023, **7**(4): 435-442
- [12] HUANG Long, ZHANG Wenhui. Error calculation of periscope pointing assembly for laser communication[J]. *Chinese Optics*, 2015, **8**(5): 840-846 (黄龙, 张文会. 潜望式激光通信瞄准机构误差计算 [J]. *中国光学*, 2015, **8**(5): 840-846)
- [13] HE Q, ZHAO Z G, YE X D, *et al.* Optical coupling efficiency of a coupler with double-combined collimating lenses and thermally expanded core fibers[J]. *Micromachines*, 2022, **13**(2): 324
- [14] REN W J, SUN J F, CONG H S, *et al.* Sensitivity deterioration of free-space optical coherent/non-coherent OOK modulation receiver by ambient light noise[J]. *Sensors*, 2023, **23**(4): 2140
- [15] WU Congjun, YAN Changxiang, GAO Zhiliang. Overview of space laser communications[J]. *Chinese Optics*, 2013, **6**(5): 670-680 (吴从均, 颜昌翔, 高志良. 空间激光通信发展概述 [J]. *中国光学*, 2013, **6**(5): 670-680)
- [16] JING W C, JIA D G, TANG F, *et al.* Design and implementation of a broadband optical rotary joint using C-lenses[J]. *Optics Express*, 2004, **12**(17): 4088-4093
- [17] ZHAO Z G, DUAN S F, XU X P, *et al.* Bidirectional transmission of a collimator with double-combined collimating lenses and thermally expanded core fibers[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2023, **94**(3): 035105
- [18] MI L, YAO S L, SUN C D, *et al.* A single-channel fiber optic rotary joint on the basis of TEC fiber collimators [C]//Proceedings of the 9th International Conference on Optical Communications and Networks. Nanjing: IET, 2010: 437-440
- [19] ZHAO Z G, CAO F S, WANG S F, *et al.* Study on optical coupling characteristics of a high-radial-tolerance thick-lens beam expanding fiber collimator[J]. *Infrared Physics & Technology*, 2023, **133**: 104846
- [20] ZHANG Jian, WANG Jianfei, FANG Xin, *et al.* Alignment method of plane reflecting mirror system for aerial remote sensor[J]. *Chinese Optics*, 2022, **15**(3): 534-544 (张健, 王健飞, 方新, 等. 航空遥感器平面反射镜系统装调方法 [J]. *中国光学*, 2022, **15**(3): 534-544)
- [21] YANG Zhen, LI Guangyun, HE Lei. Measurement methods and precision analysis of optical collimation[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, **40**(2): 282-286 (杨振, 李广云, 贺磊. 光学准直测量方法与精度分析 [J]. *红外与激光工程*, 2011, **40**(2): 282-286)

作者简介



谭嘉恒 男, 2000年9月出生于湖北省武汉市, 现于中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所)攻读博士学位, 主要研究方向为空间遥感器结构与机构。

E-mail: tanjiaheng22@mailsucas.ac.cn



永强(通信作者) 男, 1995年出生于内蒙古通辽市, 现为中国科学院长春光学精密机械与物理研究所助理研究员, 主要从事航天器结构与机构, 航天器热控方向的研究工作。

E-mail: yongqiang0220@126.com