

外热流环境中星间激光快速建链影响分析研究

张萍, 成飞, 关哲, 贺文正, 韩轶丹
(上海卫星工程研究所 上海 201109)

摘要: 激光通信作为卫星间数据传输的重要手段之一, 其快速稳定的建链能力直接影响着星座系统的性能。激光通信终端依赖高精度光学跟瞄系统以实现信号光束持续稳定指向目标卫星。然而, 空间环境因素会干扰激光终端的指向精度, 其影响程度可达毫弧度量级。卫星在轨运行中因热胀冷缩和应力变化产生的星体结构形变, 导致激光终端指向精度相较卫星平台基准位置发生刚体位移。本文以星间激光通信链路快速稳定建链为应用背景, 采用有限元分析方法对激光终端基准与卫星平台星敏基准因热致形变产生的指向误差进行研究。通过分析不同轨道高度卫星在轨受热变形产生的安装基准误差量, 获取激光通信链路指向误差变化规律, 为实现快速稳定建链提供分析基础, 同时为整星响应单机布局及总体热控提供设计参考。

关键词: 激光通信; 稳定建链; 热变形; 指向误差; 有限元分析

中图分类号: TN929.1; TN927+.2 文献标志码: A 文章编号: 2095-1000(2025)02-0020-14

DOI: 10.12347/j.ycyk.20241217006

引用格式: 张萍, 成飞, 关哲, 等. 外热流环境中星间激光快速建链影响分析研究[J]. 遥测遥控, 2025, 46(2): 20-33.

Analysis and Study on the Impact of Rapid Link Establishment of Interstellar Laser in External Heat Flux Environment

ZHANG Ping, CHENG Fei, GUAN Zhe, HE Wenzheng, HAN Yidan
(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: As one of the important means of data transmission between satellites, laser communication has a direct impact on the performance of the constellation system due to its fast and stable link establishment ability. The laser communication terminal relies on a high-precision optical tracking system to achieve continuous and stable pointing of the signal beam to the target satellite. However, space environmental factors can interfere with the pointing accuracy of laser terminals, and their influence can reach the level of milliarcsecond measurements. The deformation of the satellite structure caused by thermal expansion, cold contraction and stress changes during the satellite operation in orbit leads to the rigid displacement of the laser terminal pointing accuracy compared with the reference position of the satellite platform. In this paper, based on the application background of the rapid and stable chain construction of inter-satellite laser communication links, the finite element analysis method is used to study the pointing error caused by the thermally induced deformation of the laser terminal datum and the satellite platform star sensitive datum. By analyzing the installation reference error caused by the thermal deformation of satellites at different orbit altitudes, the variation law of laser communication link pointing error is obtained, which provides an analytical basis for the rapid and stable chain construction, and provides a design reference for the module layout and overall thermal control of the whole satellite.

Keywords: Laser communication; Stable link establishment; Thermal deformation; Pointing error; Finite element analysis

Citation: ZHANG Ping, CHENG Fei, GUAN Zhe, et al. Analysis and Study on the Impact of Rapid Link Establishment of Interstellar Laser in External Heat Flux Environment[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2025, 46(2): 20-33.

0 引言

星间激光通信以激光为载波在空间中传输信

息, 其频率比无线电波高 4~5 个数量级^[1], 具有数据传输速率高、波束方向性好、抗干扰能力强、安全保密性好等优点。与传统微波通信载荷产品

相比,激光通信终端体积更小、重量更轻、功耗更低,可进一步节约卫星发射与运行成本,符合通信、导航、遥感等卫星对宇航产品小型化、低功耗的要求。

星间激光通信一般包括LEO(近地轨道)与LEO、LEO与GEO(地球静止轨道)、GEO与GEO等通信链接关系,其通信距离通常至少为几百千米,甚至到几万千米。在星间激光快速建链和长期稳定通信时,由于通信距离较远且激光光束发散角较小等原因,激光终端光学跟瞄系统对卫星平台姿态测量精度和自身指向精度都提出了较高要求。

卫星平台和激光通信终端在结构系统间相互耦合、相互关联。激光通信终端涉及光学、结构、材料、空间环境等多学科、多领域^[2]。目前,星间激光通信技术在快速稳定建链方面面临多项工程难题,最为突出的是对复杂空间环境下涉及多学科的多源耦合因素的把控不到位。目前制约星间激光通信的误差来源可分为固定误差和随机误差两个方面^[3]。固定误差主要包括结构安装误差、轨道姿态确定误差、终端轴系误差、跟踪控制误差、光路系统误差、星历误差、时延误差等。随机误差主要包括星上热致形变、微振动等。在激光终端完成在轨标校及首次链路建立后,可通过指向修正措施对固定误差进行校正^[3]。但是,随卫星在轨运行过程中持续随机变化的随机误差,则难以通过简单指向修正实现一次性标定校正,需开展专项分析与研究。

针对星上影响激光通信的随机误差,其中微振动误差主要由活动部件转动造成,通常影响量级较小,一般在微弧度量级,可通过激光终端的微振动抑制手段进行缓解。但是,空间环境中热致形变误差主要由星体在轨受到太阳光照、其他单机热辐射和整星热控等因素共同影响,其对激光终端指向精度的影响程度可达毫弧度量级,已远超激光终端抑制能力^[4-8]。

本文针对激光终端在轨受热致形变产生的指向误差进行研究,分析卫星在轨受热变形影响产生的激光终端与卫星平台星敏感器之间的安装基准误差量,以获取星间激光通信链路指向误差的变化规律。

卫星在轨工作时受空间热环境、自身单机热辐射、整星热控等因素共同影响,其结构将会由

于热胀冷缩和应力应变等而产生热形变。由于空间环境的不确定性和热变形的非线性^[9-10],在轨的热变形难以通过量化来表征。卫星平台在轨运行产生热形变主要受到外因和内因的影响^[11-12]。所谓外因,即随着卫星绕地球飞行,卫星的轨道位置和姿态不断变化,它所接受的空间热流也随之呈现出周期性的变化,加之轨道阴影区以及结构部件之间的各种遮挡关系的影响,在卫星的结构中会产生周期性冷热变化且分布不均匀的瞬态温度场,恶劣的温度交变环境或较大的温度梯度可引起材料的尺寸变化,从而引发结构的变形,影响卫星在轨精度。所谓内因,即卫星机械组件的材料本身的“热胀冷缩”的属性。大多数材料在温度发生变化时,由于其内部粒子的振动而引起结构外形尺寸的变化。对于高精度机械系统而言,一般要求其组成材料和结构在空间温度发生变化时能保持尺寸和精度的稳定,因此所使用的材料应有较小的热膨胀系数。

卫星在天基环境中产生的热形变具有复杂性的特点。不同的轨道和卫星姿态条件下,卫星平台各部分温度分布不同,当卫星平台在轨运行时,温度分布会随轨道和姿态的变化而变化^[13-14],从而使得星间激光通信终端等高精度载荷机械精度也会呈现复杂变化,且地面试验很难对在轨温度环境进行精确模拟,无法直接对其在轨变形情况进行验证。

热形变对激光通信终端的影响主要表现在以下三个方面^[15-16]:

① 影响光学天线面型精度

激光终端的光学材料受到太阳光照容易引起变形,以光学天线为例,天线增益表示天线辐射集中程度的参数,天线增益与天线面型精度误差之间的关系如下所示^[17-19]:

$$\frac{G}{G_0} = \exp\left[-\left(\frac{4\pi\delta}{\lambda}\right)^2\right] \quad (1)$$

式中, G 、 G_0 表示实际反射面与理想反射面的天线增益; δ 代表实际反射面的形面精度误差(RMS),可通过实际反射面与理想反射面的尺寸偏差求出; λ 代表光学天线的工作波长。当波长一定的情况下,改变天线的形面精度会使光学天线的增益下降,影响光束传输距离。

② 影响激光终端的指向误差

激光终端的光学头单机安装在卫星舱外,很

容易受到卫星平台热形变的影响, 使得光学头相对星敏感器安装位置发生变化, 最终导致光学天线理论指向角度与目标实际角度产生偏差, 影响激光光轴的指向精度。

③ 影响激光终端光学头后光路光学元件安装位置和镜面面型

温度对后光路收发光路一致性的影响主要体现在两个方面: 一方面, 激光终端后光路组件一般位于激光终端光学头单机底部, 靠近卫星平台安装面, 卫星平台热形变会导致激光终端光学头单机安装面产生应变扭曲, 影响后光路上相应镜组原有装调位置及面型精度; 另一方面, 激光终端单机内部自身由于外热流及工作产能产生的温度变化, 影响后光路上相应镜组原有装调位置及面型精度; 破坏信号光发射光路及接收光路的同轴度, 影响系统耦合效率。

1 理论分析

热变形分析研究是航天器热变形控制的重要环节^[20]。在卫星方案设计阶段, 可根据以往型号经验和历史仿真数据, 创建热变形分析初步模型, 进行典型工作状态下的热变形分析, 了解航天器结构应力、应变以及变形等情况; 同时进行设计参数敏感度分析, 指导高稳定结构设计, 为方案选型和优化设计提供技术支撑。在地面试验阶段, 根据热变形分析的温度场结果, 设定各个部件温度条件, 制定试验工况, 地面热试验的结果可用于修正热变形分析模型。在详细设计阶段, 进行全周期内温度环境仿真分析, 获取关键部件的详细温度环境, 基于修正后的热变形分析模型, 预测恶劣环境下的热变形情况及对载荷性能的影响, 也为在轨变形测量和主动控制提供选型依据。

热变形分析的一般分析流程包括轨道外热流计算、温度场分析和热弹性分析等^[20]。

① 轨道外热流计算, 根据卫星轨道参数计算光照角度系数等, 获取轨道外热流;

② 温度场分析, 根据卫星设计要求建立卫星的 CAD (计算机辅助设计) 模型, 在此基础上建立热分析模型, 获得卫星系统内各个设备的温度分布;

③ 热弹性分析, 将温度场分析结果作为体载荷加载到结构有限元模型进行力学分析, 通过对变形值的处理可以得到敏感元件的刚体位移和形面变化^[21]; 温度场映射, 即温度场分析结果传递至

热弹性分析工况, 旨在解决温度场分析模型和热弹性分析模型网格不一致的情况。

温度场指的是在特定时间和空间范围内的温度变化, 它可以作为空间坐标和时间的函数^[22]。由于温度是标量, 因此温度场属于标量场。常用的空间坐标系有直角坐标系、柱坐标系和球坐标系。在直角坐标系中, 温度场的表达形式为:

$$t=f(x,y,z,t) \quad (2)$$

式中, t 表示温度, x 、 y 、 z 为三个空间坐标, τ 表示时间。若温度场各点的温度均不随时间变化, 即 $\partial t/\partial \tau=0$, 则该温度场称为稳态温度场; 如果温度随时间变化, 则称该温度场为非稳态温度场。

物体形状的变化与各点位移之间属于完全几何关系, 所以热弹性方程里的几何方程和弹性力学中的相同。在弹性物体内出现 ΔT 的温度变化时, 若研究对象不受约束, 其内部各点的微小长度会产生 $\alpha \Delta T$ 的正应变 (α 为弹性体材料的线热膨胀系数)。对于各向同性材料而言, 线热膨胀系数不随方向改变, 所以也不会产生剪切应变。

$$\begin{cases} \varepsilon_{x0} = \varepsilon_{y0} = \varepsilon_{z0} = \alpha t \\ \gamma_{xy0} = \gamma_{yz0} = \gamma_{zx0} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中, ε 为 x 、 y 和 z 方向上的正应变, γ 为 x 、 y 和 z 方向上的剪应力。

通常而言, 受温度载荷影响的物体不会出现自由变形的情况。这是由于存在边界约束, 且物体内部各个区域之间相互制约, 于是便产生了热应力。而热应力的存在又会促使物体发生变形。所以, 物体在温度载荷下各个方向上的总变形量为:

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{1}{E} [\sigma_x - \mu(\sigma_y + \sigma_z)] + \alpha \Delta T \\ \varepsilon_y = \frac{1}{E} [\sigma_y - \mu(\sigma_x + \sigma_z)] + \alpha \Delta T \\ \varepsilon_z = \frac{1}{E} [\sigma_z - \mu(\sigma_y + \sigma_x)] + \alpha \Delta T \\ \gamma_{yz} = \frac{1}{G} \tau_{yz}, \gamma_{xz} = \frac{1}{G} \tau_{xz}, \gamma_{xy} = \frac{1}{G} \tau_{xy} \end{cases} \quad (4)$$

理论上, 针对给定温度场的热变形分析问题, 通过求解上述微分方程组, 就可以得到弹性物体的应力、应变和位移分布。一般情况下, 方程组不易求解, 通常需要借助一些特殊的求解方法, 例如位移法、应力函数法、有限元方法等。

将弹性体离散为结构单元, 采用有限元方法开展热变形仿真分析。弹性体承受载荷时产生应变 $\{\varepsilon\}$ 和应力 $\{\sigma\}$, 将温度变化产生相应的应变定义

为 $\{\varepsilon_0\}$, 弹性体的应力-应变关系写为:

$$\{\varepsilon\} = [Q]^{-1}\{\sigma\} + \{\varepsilon_0\} \quad (5)$$

式中, $[Q]$ 为弹性矩阵。弹性体的应力表示为:

$$\{\sigma\} = [Q](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_0\}) \quad (6)$$

单元体的势能由以下两部分组成:

① 单元的应变能

$$\begin{aligned} U &= \frac{1}{2} \iiint_e \{\sigma\}^T (\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_0\}) dx dy dz = \\ & \frac{1}{2} \iiint_e \{[Q](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_0\})\}^T \cdot (\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_0\}) dx dy dz = \\ & \frac{1}{2} \iiint_e \{\varepsilon\}^T [Q] \{\varepsilon\} dx dy dz - \frac{1}{2} \iiint_e \{\varepsilon\}^T [Q] \{\varepsilon_0\} dx dy dz + \\ & \frac{1}{2} \iiint_e \{\varepsilon_0\}^T [Q] \{\varepsilon_0\} dx dy dz = \\ & \frac{1}{2} \{\delta\}^T [K] \{\delta\} - \{\delta\}^T \{L\} + \{C\} \end{aligned} \quad (7)$$

上式中, $[K]$ 为刚度矩阵, $\{L\}$ 为热载荷向量, $\{C\}$ 为与节点位移无关的项。

② 外力势能

外力可分为三类: 体积力 $\{P_v\}$ 、表面力 $\{P_s\}$ 、和节点集中力 $\{F_e\}$, 单元体的外力势能为:

$$\begin{aligned} V &= - \left[\iiint_e \{f\}^T \{P_v\} dV + \int_r \{f\}^T \{P_s\} dA + \{\delta\}^T \{F_e\} \right] = \\ & - \{\delta\}^T \left[\iiint_e [N]^T \{P_v\} dV + \int_r [N]^T \{P_s\} dA + \{F_e\} \right] = \\ & - \{\delta\}^T \{F\} \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $\{f\}$ 为单元体任一点的位移, $[N]$ 为形函数矩阵, $\{F\}$ 为等效节点力。将单元势能的各部分相加后可以得到总势能泛函的表达式。

$$\Pi^e = U + V = \frac{1}{2} \{\delta\}^T [K] \{\delta\} - \{\delta\}^T \{F\} - \{\delta\}^T \{L\} + \{C\} \quad (9)$$

利用最小势能原理, 对上式变法后并整理可以得到:

$$[K] \{\delta\} = \{F\} + \{L\} \quad (10)$$

根据上式及边界条件, 可以求解出节点的位移、结构的应变及应力。

NASTRAN(有限元分析软件)在航空航天与汽车工业中应用广泛, 在结构分析领域表现尤为卓越, 能够精确处理线性和非线性的静态、动态结构问题, 并且具备精度高、兼容性好的优点^[23]。运用该软件开展热变形分析时, 主要包含前处理、求解以及后处理这三个关键步骤, 详细内容可参照表1。在前处理阶段进行精细建模并准确定义材料属性, 求解阶段正确设置并运行, 后处理阶段对结果加以分析和优化, 这确保了热变形分析的准确性与有效性。在卫星结构设计时, 合理运用仿真软件进行热变形分析, 有助于工程师预测结构在温度变化时的表现, 从而优化设计, 提升结构的可靠性和性能。

按照上述流程, 能够利用NASTRAN开展全面的热变形分析^[24]。

指向精度是光学天线指向机构的关键技术指

表1 开展热变形分析步骤

Table 1 Thermal deformation analysis steps performed by finite element software

步骤	详细流程	内容
前处理	建几何模型	使用建模软件PATRAN (有限元分析前/后处理软件)创建结构的几何模型,定义模型的尺寸、形状和结构特征。
	定义材料属性	指定结构所使用材料的热物理和机械属性,如热膨胀系数、导热系数、密度和弹性模量。
	网格划分	对几何模型进行网格划分,将其离散为有限元单元。选择合适的单元类型和网格密度,以平衡计算精度和计算量。
	定义工况	指定温度载荷,如环境温度变化、内部热源等。确定分析工况,包括静态、瞬态或周期性热分析。
求解	设置分析类型	选择适当的分析类型,如热分析、热-结构耦合分析等。对于热变形分析,通常需要进行热分析后进行结构分析(即热-结构耦合分析)。
	生成求解输入文件	根据前处理的设置,生成NASTRAN求解器所需的输入文件。确保所有材料属性、边界条件、载荷和工况定义正确。
后处理	运行求解	使用NASTRAN求解器运行分析,解决热分析和随后的结构分析。监控求解过程,确保计算顺利进行并得到收敛解。
	查看结果	使用后处理软件PATRAN查看分析结果,检查温度分布、热流分布、热应力和热变形等结果。
	结果分析	通过结果后处理,分析温度变化对结构变形和应力分布的影响,识别可能的热应力集中区域和变形最大值。
	验证与优化	验证分析结果是否符合预期,检查是否存在异常或错误。根据分析结果,对结构设计进行优化,如调整材料、改变几何形状或改进边界条件,以减小热应力和变形。

标, 它直接关系到整个系统工作的可靠性。在初始扫描捕获阶段, 激光通信终端要对整个不确定区域进行螺旋扫描, 借助探测器判断捕获是否成功并测定对方光束的方向, 根据测得的光斑脱靶量计算出目标激光通信终端在本地激光通信终端空间坐标系中的矢量方向, 然后调整机构指向, 让入射光斑进入精跟踪视场范围。激光通信终端的指向误差会直接对不确定区域的范围和扫描精度产生影响, 指向误差较大时, 会使扫描捕获时间变长、捕获概率变低, 甚至可能导致系统失效。电子科技大学李晓峰^[25]等人经分析研究可得: 在光束发散角 α 一定的情况下, 指向误差 σ 增大 1.732 倍, 此时突发误码将提升 4 个数量级。由此可知指向误差对激光通信链路性能的影响非常大。掌握卫星激光通信终端在轨指向误差和通信误码率的变化规律, 对我们进行系统指标设计和在轨温控指标的确定是有帮助的。

2 仿真分析

采用有限元方法计算卫星平台在不同的观测姿态和日照环境下的非均匀温度分布及其变化规律, 探讨激光终端光学头安装面面形与星敏感器安装面在实时变化的光照影响下的演变规律。

2.1 低轨卫星分析研究

激光终端光学头一般安装于卫星平台舱外, 以低轨倾斜轨道卫星为例设置其轨道高度为 1150 km, 倾斜角度为 50° 左右, 轨道周期是 108.34 min。太阳光照面在 $-74^\circ \sim 74^\circ$ 之间变化。卫星在轨温度变化的外界影响因素主要是空间外热流。光照角为 0° 时轨道上阴影期最长为 35 min, 光照角在 $58^\circ \sim 74^\circ$ 、 $-74^\circ \sim -58^\circ$ 范围内无阴影期,

在轨道面光照角为 60° 和 -60° 时为全光照期, 该卫星的 $-Y$ 侧与 $+Y$ 侧位置受太阳光照长期照射, 卫星受到空间外热流总和最大。

针对该低轨卫星配置的一台激光终端光学头和一台平台星敏感器, 建立分析模型, 经网格划分后的模型如图 1、图 2 所示。

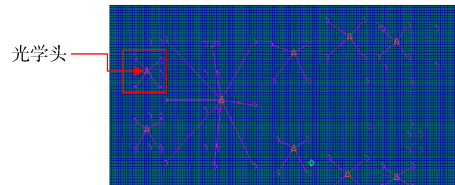


图 1 卫星平台模型

Fig. 1 Satellite platform model

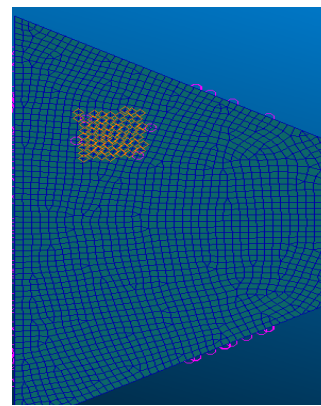


图 2 星敏感器模型

Fig. 2 Star sensor model

网格划分要求为: ① 承力筒和结构板考虑为壳单元; ② 贮箱和推进剂考虑为壳单元, 推进剂考虑为均布质量; ③ 各种仪器设备: 激光终端, 星敏感器等模型考虑质量点载荷或均布质量。

边界条件属于在轨自由状态情况, 模型具体参数如表 2 所示:

表 2 模型使用材料参数表

Table 2 The model uses a material parameter table

材料	E/GPa	G/GPa	V	σ_s /MPa	ρ /(kg/m ³)	A
铝合金 2A12T4	70.6	27	0.3	250	2 780	2.27E-005
镁合金	40.2	-	0.3	120	1 780	2.37E-005
碳纤维 M55J	2 888	4.6	0.266	-	16 000	-1.3E-006 3.24E-005
蜂窝芯	8.04×10^{-5}	1.508	1/3	-	33	-

设计光学头与星敏感器通过 4 个安装点实现支撑框架连接, 考虑光学头支撑框架选用零膨胀复合材料制成, 在结构模型中将光学头安装位置连

接到 4 个点上, 设卫星材料参考温度为 20°C 并进行热变形分析。完成上述模型构建、约束条件定义和载荷施加之后, 基于结构有限元计算软件进

行仿真求解。在MATLAB中调用Nastran^[26-28]进行结构热变形的仿真计算。对于该低轨卫星光学头指向误差的仿真分析，一方面选取高低温极限工况下进行计算，另一方面选用卫星运行一个轨道周期(130 min)每隔10 min一个工况进行计算。

2.1.1 极限工况分析

低轨卫星光学头高低温极限工况下的温度云图和热变形云图如图3所示。

低轨卫星星敏感器高低温极限工况下的温度云图和热变形云图如图4所示。

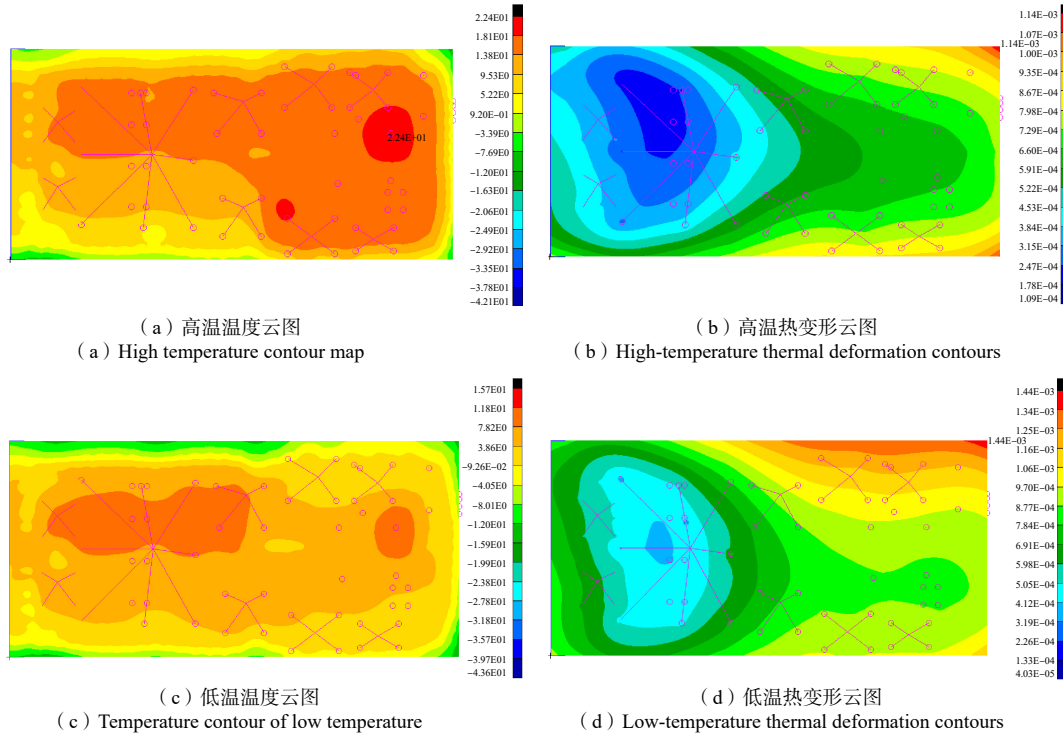


图3 光学头高低温极限工况下温度云图和热变形云图

Fig. 3 Temperature contours and thermal deformation contours under high and low temperature limit conditions

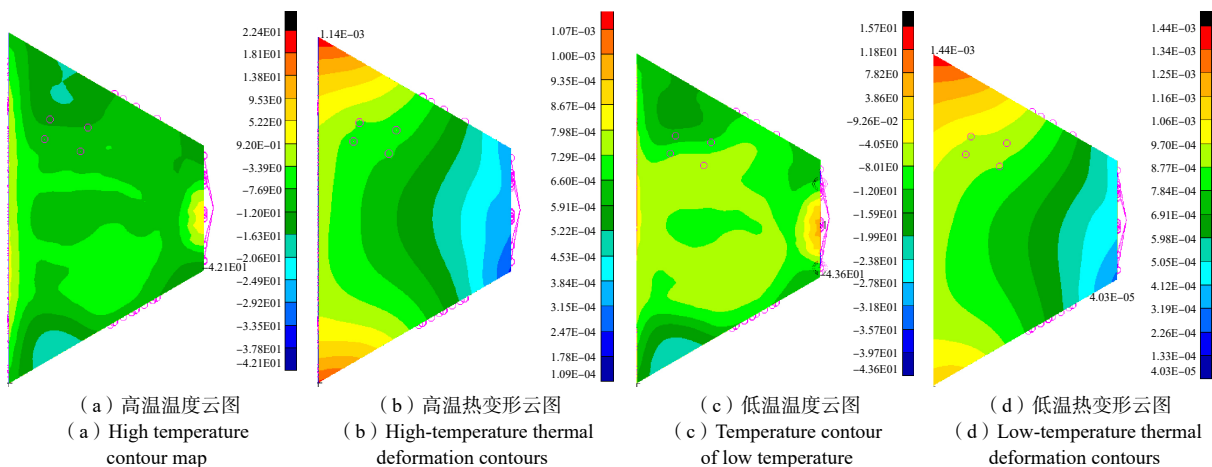


图4 星敏感器高低温极限工况下温度云图和热变形云图

Fig. 4 Temperature contour and thermal deformation contour of the star sensor under high and low temperature limit conditions

经仿真计算，在高温极限工况下，光学头安装面相对于星传感器的变化量为7.148 297角秒(等于0.034 7 mrad)，光学头安装面相对于基准面的变

形量为83.586角秒(0.405 mrad)，星敏感器相对于基准面的变形量为115.993 4角秒(等于0.562 mrad)。在低温极限工况下，光学头安装面相对于星敏感

器的变化量为 105.165 8 角秒(等于 0.51 mrad), 光学头安装面相对于基准面的变形量为 161.508 9 角秒(0.783 mrad), 星敏感器相对于基准面的变形量为 115.900 7 角秒(0.562 mrad)。

2.1.2 轨道周期分析

为了进一步研究光学头在天基环境中指向误差的变化规律, 此次仿真不仅讨论高低温极限工况下指向误差的大小, 还针对该卫星在轨运行一

轨的情况开展仿真分析研究, 选取运行 10 min 为一个工况, 总计选取 13 个工况, 即在轨运行 130 min, 在该卫星一个轨道周期内, 选取 13 个时间节点进行分析, 低轨卫星光学头对应时间点温度云图和热变形云图如图 5 所示。鉴于篇幅受限, 本文只附 7 个时间点(每隔 20 min)的工况。

高轨卫星星敏感器对应时间点温度云图和热变形云图如图 6 所示。

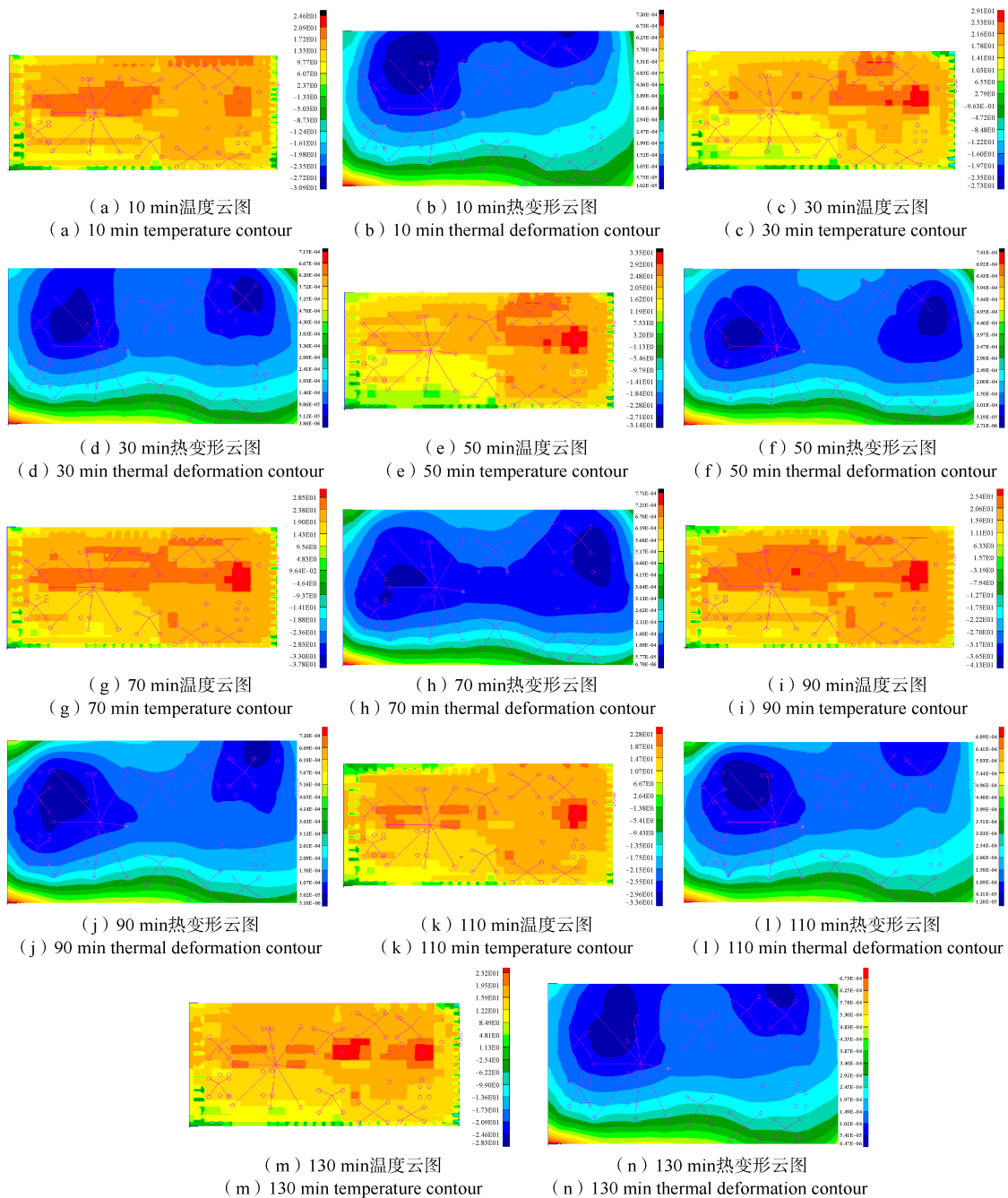


图 5 一轨中 7 个工况光学头的温度云图及热变形云图

Fig. 5 Temperature contours and thermal deformation contours of optical heads under 7 working conditions in one track

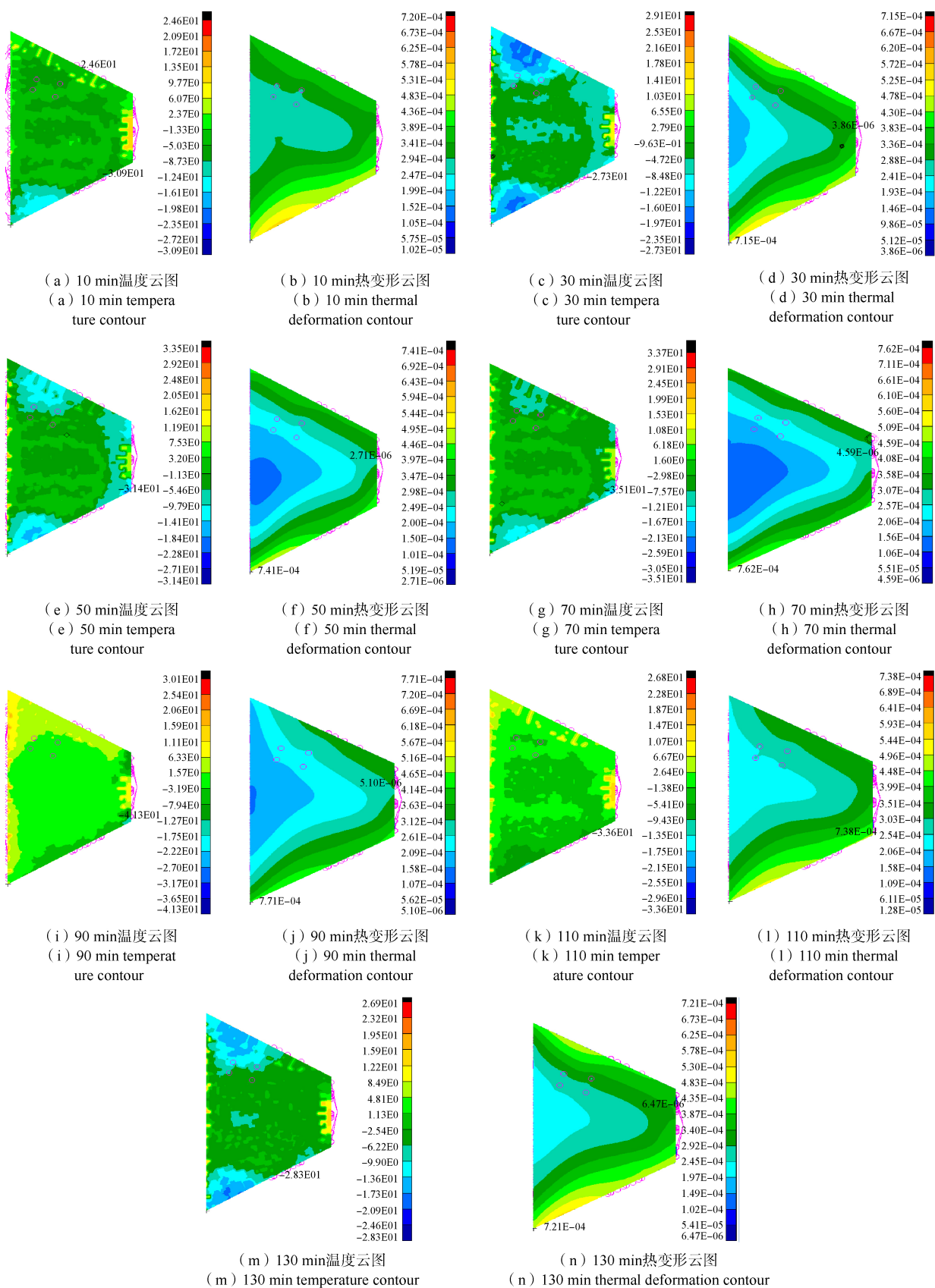


图 6 一轨中 7 个工况星敏感器的温度云图及热变形云图

Fig. 6 Temperature contours and thermal deformation contours of 7 operating condition star sensors in one orbit

经仿真计算, 在一个轨道周期内, 激光终端光学头安装面相对于基准面的变形量最大为 28.281 1 角秒(0.137 mrad), 星敏感器相对于基准面的变形量最大为 63.171 2 角秒(0.306 mrad), 综合激光终端光学头安装面相对于星敏感器的变化量最大为 60.861 角秒(0.295 1 mrad)。仿真结果如表 3 所示。

表 3 低轨卫星指向误差变化情况表

Table 3 Changes in the pointing error of a LEO satellite in one circle

工况	星敏感器 变形量/"	光学头 变形量/"	指向 误差/"	指向 误差/mrad
高温极限工况	115.993 4	83.586	7.148 29	0.034 7
低温极限工况	115.900 7	161.508 9	105.165 8	0.51
10	63.171 2	26.917 3	16.607 5	0.080 5
20	13.262 9	25.1	7.111	0.034 5
30	27.009 4	27.124 7	20.326 7	0.098 5
40	32.798 5	25.901 4	25.943 1	0.125 8
50	30.137 0	21.896 8	33.276 2	0.161 3
60	27.558 3	25.573 8	48.447 6	0.234 9
70	33.179 3	28.281 1	60.861	0.295 1
80	22.356 9	23.997	46.065 5	0.223 3
90	10.107 3	14.996 5	12.788 1	0.062
100	27.247 9	11.025 9	13.245	0.064 2
110	39.082 3	10.135 6	16.746 2	0.081 2
120	47.236 3	27.184 0	8.185 9	0.039 7
130	9.664 1	25.074 5	7.496 6	0.036 3

将高低温工况与上述低轨卫星在轨运行一圈的 13 个工况下的数据整理成图 7 所示。

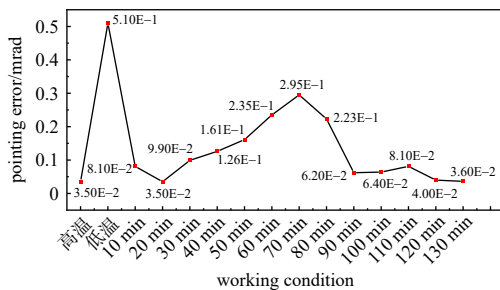


图 7 低轨卫星指向误差变化曲线图

Fig. 7 Low-orbit satellite pointing error curve

从图 7 可得, 该低轨卫星激光终端光学头指向误差最大时对应低温极限工况下, 指向误差大小为 0.51 mrad, 指向误差最小时对应高温极限

工况下, 指向误差大小为 0.034 7 mrad, 最大指向误差与最小指向误差相差 0.475 3 mrad; 该低轨卫星在一轨中激光终端光学头指向误差最小为 20 min 时的变形量 0.034 5 mrad, 指向误差最大为 70 min 时的变形量 0.295 mrad; 在轨一圈中相邻 10 min 内产生指向误差的变化梯度为最大 0.161 3 mrad, 最小为 0.034 5 mrad。

2.2 高轨卫星分析研究

设计该高轨卫星配置一台激光终端光学头和 1 台星敏感器, 卫星网格划分后的模型如图 8、图 9 所示。

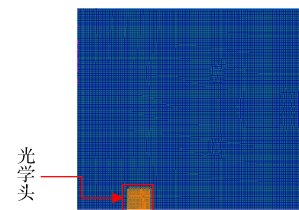


图 8 高轨卫星光学头安装面模型

Fig. 8 Model of the mounting surface of the optical head of a high-orbit satellite

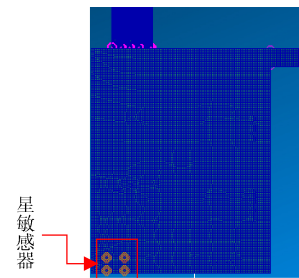


图 9 高轨卫星星敏感器安装面模型

Fig. 9 Model of the mounting surface of star sensor of a high-orbit satellite

对该高轨卫星的模型进行仿真计算, 一方面分析高低温极限工况下激光终端光学头指向误差的变化情况, 另一方面分析卫星在轨运行 24 h 内每 2 h 一次的激光终端光学头指向误差变化情况。

2.2.1 高低温极限工况指向误差

高低温工况下激光终端光学头的温度云图和热变形云图如图 10 所示。

高低温工况下的星敏感器温度云图和热变形云图如图 11 所示。

仿真分析激光终端光学头相对不同星敏感器的指向误差, 结果如表 4 所示。

由图 10 可以清晰得知, 在高低温极限工况下

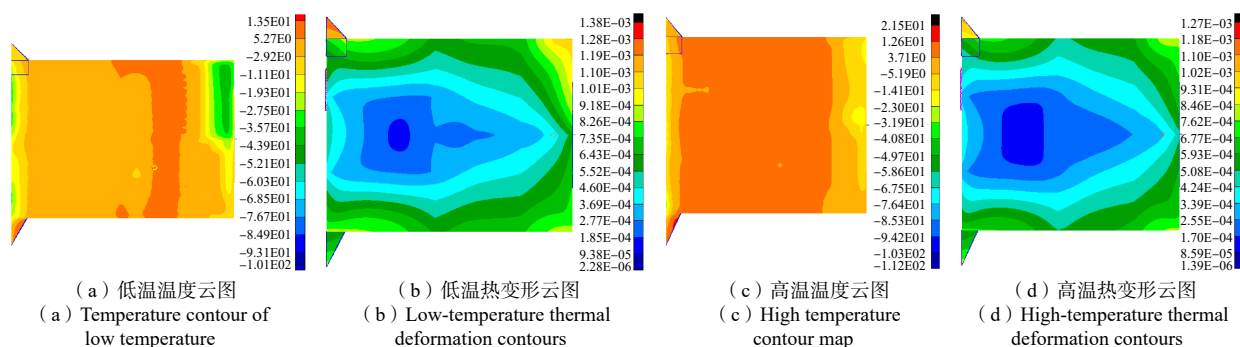


图 10 光学头高低两个极限工况下的温度及热变形云图

Fig. 10 The optical head diagram of temperature and thermal deformation under the two extreme operating conditions of high and low

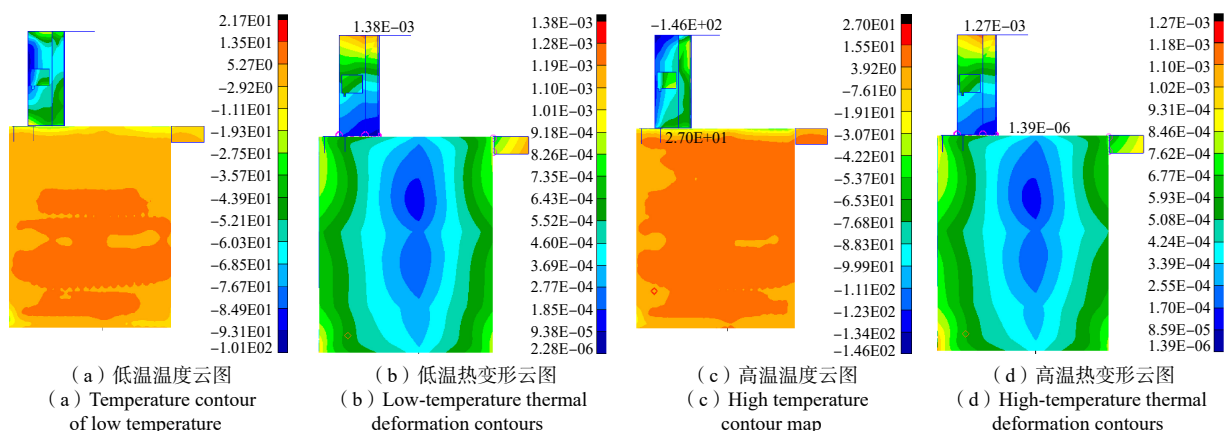


图 11 星敏感器高低温极限工况下温度云图和热变形云图

Fig. 11 Temperature contour and thermal deformation contour of the star sensor under high and low temperature limit conditions

表 4 高低温极限工况下仿真结果

Table 4 Simulation results under high and low temperature limit conditions

工况	星敏感器变形量/ ("/mrad)	光学头变形量/ ("/mrad)	指向误差/ ("/mrad)
低温	212.879 5/1.032 1	110.371 1/0.535 1	273.715 3/1.33
高温	199.08/0.965 2	112.328 9/0.544 6	220.469 3/1.07

激光终端光学头指向误差最大为 1.33 mrad (低温), 指向误差最小为 1.07 mrad (高温)。

2.2.2 冬至指向误差

冬至 12 个工况下光学头温度场及热变形云图如图 12 所示, 鉴于篇幅受限, 本文只附 7 个时间点(每隔 4 小时选取一个工况)的工况。

冬至 12 个工况下星敏感器温度场及热变形云图如图 13 所示。

表 5 的数据是激光终端光学头相对于星敏感器的指向误差。从表中可以得到, 星敏感器最大变形量为 220.216 5 "(1.07 mrad), 光学头最大变形量为 122.874 4 "(0.596 mrad)。

对上面的指向误差参数进行整理分析可得图 14。

由图 14 可知, 在冬至 24 小时中, 指向误差最大在冬至 1 h 达到了 1.111 7 mrad, 最小在冬至 19 h 时为 0.820 1 mrad; 星敏感器一天中的变化量波动较小, 相邻 2 h 间波动最大为 0.163 7 mrad, 最小为 0.000 1 mrad; 若在轨使用时选用该星敏感器获取信息时需要再次建链时, 需要再次采取恒星标校措施。

综合上述研究, 对高低轨卫星在高低温极限工况下激光终端光学头因热致产生的指向误差大小进行对比分析, 分析结果如表 6 所示。

综上所述, 高轨卫星相对低轨卫星的激光终端光学头产生的指向误差较大, 所以针对高轨卫星激光终端自身结构, 热控设计及其在整星的布局应考虑更加全面, 采取相应的解决措施, 如增加激光终端底座与后光路安装底板的厚度, 优化热控设计使其在轨工作时温度梯度符合其使用要求等。

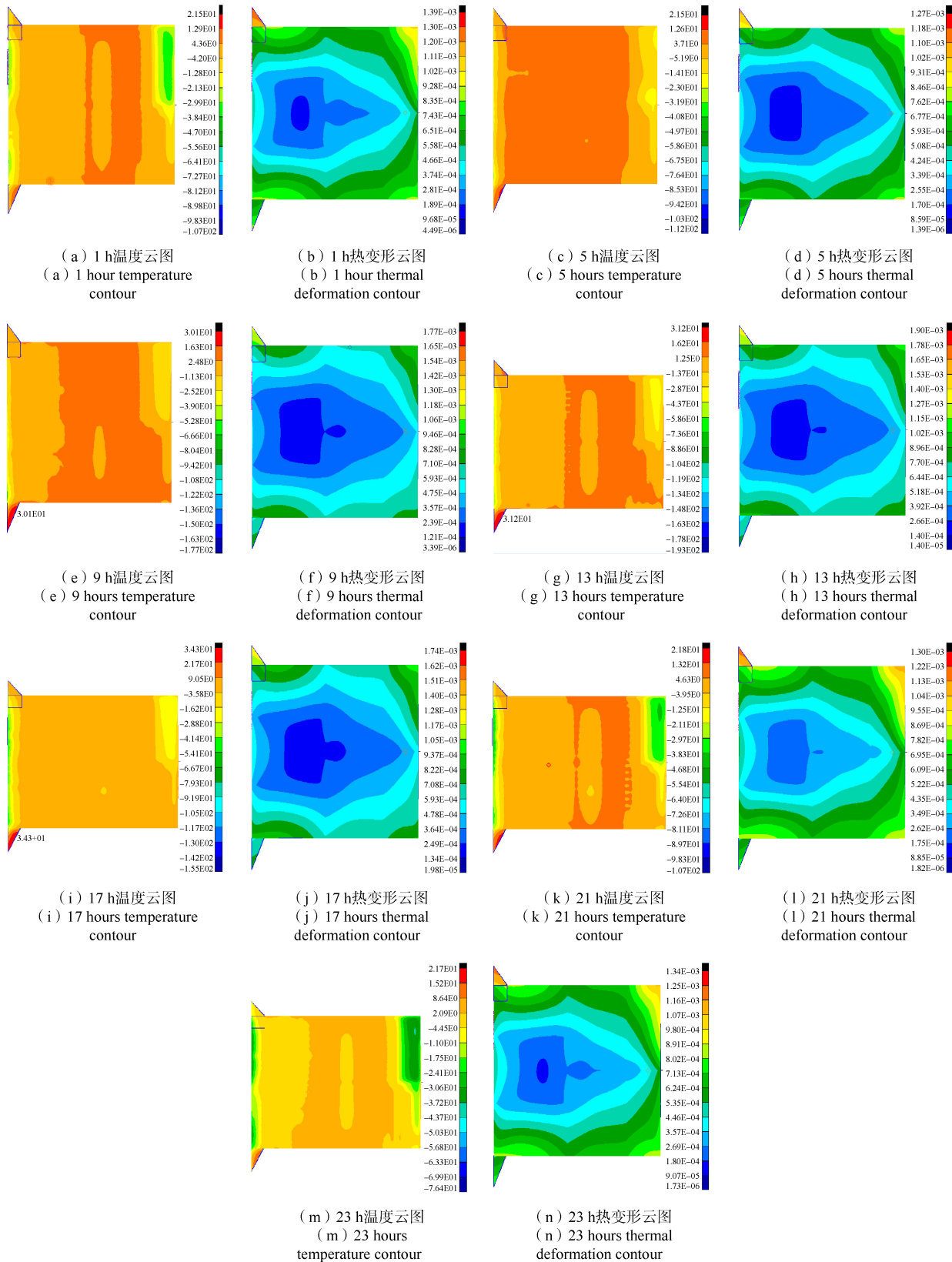


图 12 冬至 24 h 中选取 7 个工况下的温度云图和热变形云图

Fig. 12 Temperature contours and thermal deformation contours under 12 working conditions were selected in the 24 h period of winter solstice

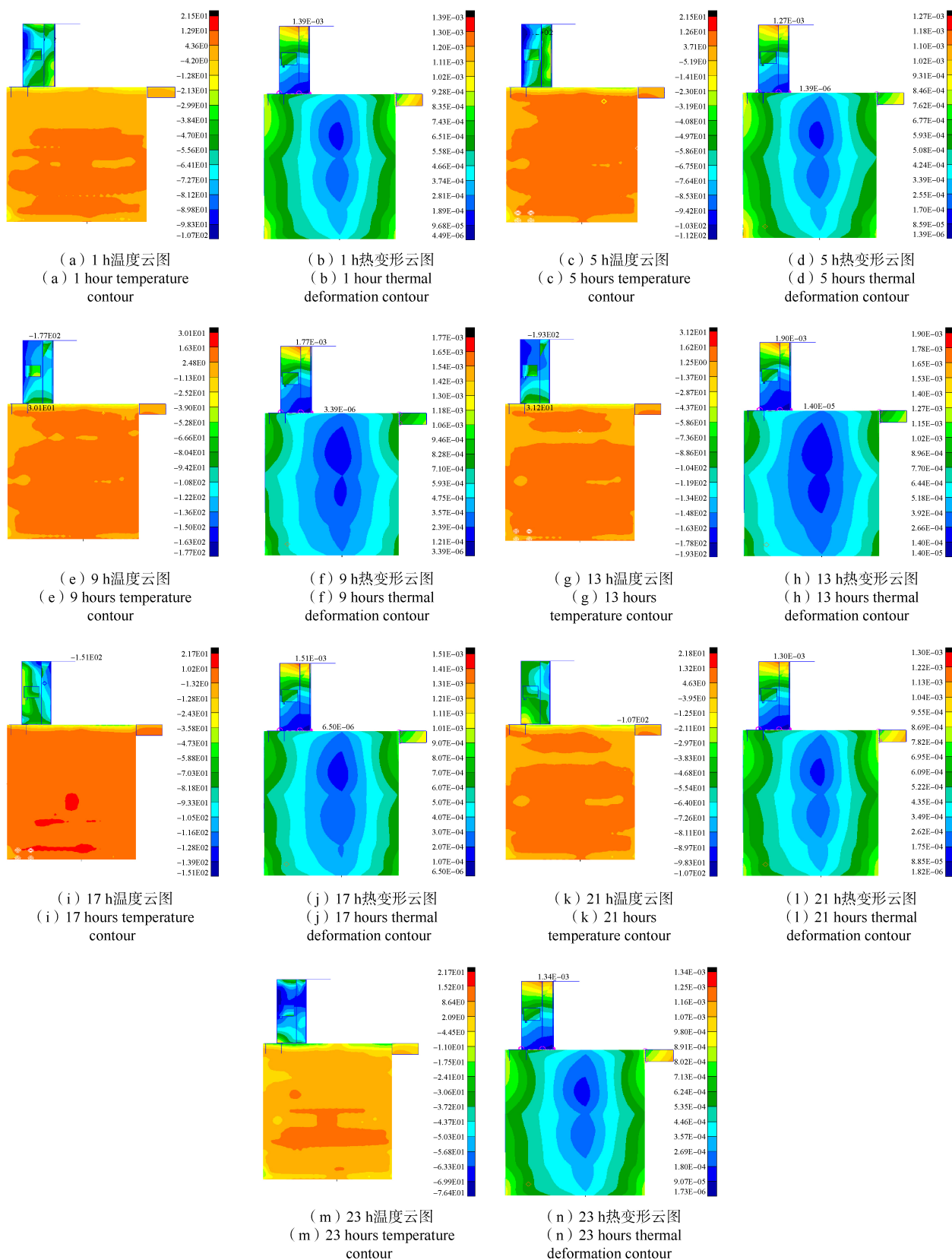


图 13 冬至 24 h 中选取 12 个工况下的温度云图和热变形云图

Fig. 13 Temperature contours and thermal deformation contours under 12 working conditions were selected during the 24 h period of winter solstice

表 5 光学头相对于星敏感器的指向误差

Table 5 Pointing error of the optical head relative to the star sensor

时间	星敏感器变形量/"	光学头变形量/"	指向误差/"	指向误差/mrad
冬至 1 h	201.731 2	111.600 8	229.296	1.111 7
冬至 3 h	211.24	111.116 9	235.368	1.141 1
冬至 5 h	212.879 5	103.870 4	230.600 4	1.118
冬至 7 h	220.216 5	104.611 3	232.87	1.129
冬至 9 h	215.581	115.842 2	235.690 5	1.142 7
冬至 11 h	207.336 5	121.402 8	230.704 2	1.118 5
冬至 13 h	196.050 2	122.874 4	214.924 6	1.042
冬至 15 h	180.447 5	121.308 3	191.654 6	0.929 2
冬至 17 h	177.784 8	102.069 8	175.771 8	0.852 2
冬至 19 h	175.258	95.741 7	169.167 4	0.820 1
冬至 21 h	173.257 5	95.009 3	169.583 4	0.822 2
冬至 23 h	182.689 6	101.113 7	186.928 7	0.906 3

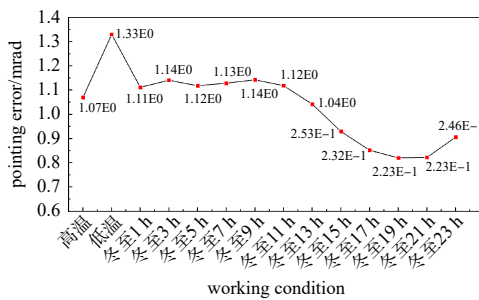


图 14 冬至不同时刻高轨卫星光学头指向误差对比分析图
Fig. 14 Comparative analysis of the optical head pointing error of high-orbit satellites at different times of the winter solstice

表 6 高低轨卫星在高低温极限工况下指向误差大小对比分析
Table 6 Comparative analysis of the magnitude of pointing error of high and low orbit satellites under high and low temperature limit conditions

不同轨道卫星	高温工况下指向	低温工况下指向
	误差/mrad	差/mrad
高轨卫星	1.07	1.33
低轨卫星	0.034 7	0.51

3 结束语

以星间激光通信链路快速稳定建链为应用背景, 采用有限元分析方法对激光终端基准与卫星平台星敏基准因热致形变产生的指向误差进行研究, 通过分别建立低轨、高轨两型卫星仿真模型, 开展卫星在轨运行中, 基于太阳光照角度变化、

星上单机热辐射、整星热控等多因素复合影响情况下的星体结构形变分析。在低轨卫星仿真模型中, 获得激光终端光学头与卫星平台星敏之间因热致形变产生的指向误差最大为 0.51 mrad; 在高轨卫星仿真模型中, 获得激光终端光学头与卫星平台星敏之间因热致形变产生的指向误差最大为 1.33 mrad。通过分析高、低两型卫星激光终端受热形变影响产生指向误差, 计算不同轨道高度卫星在轨受热变形影响产生的激光终端与卫星平台星敏之间的安装基准误差量, 分析获取星间激光通信链路指向误差变化规律, 为星间激光通信终端在轨应用及数据分析基础, 同时为整星响应单机布局及总体热控提供设计参考。

参考文献

- [1] 张德鹏, 俞研, 王悦. 卫星激光网络应用技术研究[J]. 光通信研究, 2023(1): 32-41.
ZHANG Depeng, YU Yan, WANG Yue. Research on application technology of satellite laser network[J]. Optical Communication Research, 2023(1): 32-41.
- [2] 王守达. 多点同时激光通信终端光学基台技术研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2020. DOI:10.26977/d.cnki.gccgc.2020.000042.
- [3] 侯睿, 赵尚弘, 李勇军, 等. 空间环境对卫星光通信系统的影响因素分析[J]. 光通信技术, 2008(4): 61-64.
HOU Rui, ZHAO Shanghong, LI Yongjun, et al. Analysis of the influencing factors of space environment on satellite optical communication systems[J]. Optical Communication Technology, 2008(4): 61-64.
- [4] 万小平. 一种天线指向机构的指向精度分析[J]. 空间电子技术, 2016, 13(5): 71-75.
WAN Xiaoping. Pointing accuracy analysis of an antenna pointing mechanism[J]. Space Electronics Technology, 2016, 13(5): 71-75.
- [5] 陆高原. 指向误差对空间激光通信系统性能的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- [6] 丁少行. 星载激光通信端机指向误差分析及振动特性研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2020.
- [7] 程竟爽, 林益明, 何善宝, 等. 激光星间链路终端指向误差标定中的误差分离研究[J]. 宇航学报, 2019, 40(1): 85-93.
CHENG Jingshuang, LIN Yiming, HE Shanbao, et al. Research on error separation in the calibration of laser inter-satellite link terminal pointing error[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(1): 85-93.
- [8] SONG, Z, WANG, P, KANG, C, et al. Satellite laser links pointing accuracy analysis methods. In: Yang, C., Xie[C]// China Satellite Navigation Conference Proceedings.

- Springer: Singapore, 2021: 502-510.
- [9] 王海强, 吕红剑, 李新刚, 等. 应用遥测数据的地球同步轨道卫星热变形分析[J]. 航天器工程, 2019, 28(5): 81-88. WANG Haiqiang, LYU Hongjian, LI Xingang, et al. Research on thermal deformation of GEO satellite by using telemetry measurement data[J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(5): 81-88.
- [10] WANG X, HAN J, CUI K, et al. On-orbit space optical communication demonstration with a 22s acquisition time[J]. Optics Letters, 2023, 48(22): 5980-5983.
- [11] 张海涛. 星载可展开天线热振动分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2012.
- [12] KAHRAMAN Y E, AKBULUT A. Investigation of the effects of pointing errors on optical intersatellite links using real orbital data[C]//2021 8th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ICEEE), Antalya, Turkey. Berlin: Springer, 2021: 273-276.
- [13] 杨东武. 星载大型可展开索网天线结构设计及型面调整[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2010.
- [14] 刘绍然, 李一帆, 张文睿, 等. 星载激光通信终端在轨机动对温度影响[J]. 宇航学报, 2018, 39(11): 1221-1227. LIU Shaoran, LI Yifan, ZHANG Wenrui, et al. Effect of on-orbit maneuvering of spaceborne laser communication terminal on temperature[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(11): 1221-1227.
- [15] 张赛. 空间光学相机折纸型薄膜防护罩设计及热变形分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- [16] 赵亮, 张志刚, 孙瑶. 高精度光学系统光机热耦合分析方法与实现[J]. 系统仿真学报, 2023, 35(6): 1381-1394. ZHAO Liang, ZHANG Zhigang, SUN Yao. Method and implementation of optical-mechanical thermal coupling analysis of high-precision optical system[J]. Journal of System Simulation, 2023, 35(6): 1381-1394.
- [17] 杨何, 王晨, 沈星, 等. 面向天线板热变形的有限元模型修正方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(6): 1118-1125. YANG He, WANG Chen, SHEN Xing, et al. A finite element model updating method for thermal deformation of antenna plates[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 55(6): 1118-1125.
- [18] 张正尧, 江世臣, 王萌, 等. 星载天线反射面型面热变形影响因素分析[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(2): 130-137. ZHANG Z Y, JIANG S C, WANG M, et al. Analysis of influencing factors on thermal deformation of satellite onboard antenna reflector[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2021, 38(2): 130-137.
- [19] 张兴丽, 朱德鑫, 叶东. 星载双反射抛物面天线热变形分析[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(6): 569-574. ZHANG X L, ZHU D X, YE D. Thermal deformation analysis on reflection surface of space-borne dual reflector parabolic antenna[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(6): 569-574.
- [20] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
- [21] 李奇, 周徐斌, 杜三虎, 等. 大型星载固定面天线热变形试验及仿真分析验证[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(1): 40-48. LI Q, ZHOU X B, DU S H, et al. Simulation analysis and model validation of thermal distortion for large space-borne solid antenna[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(1): 40-48.
- [22] 刘国青, 罗文波, 童叶龙, 等. 航天器在轨全周期热变形分析方法[J]. 航天器工程, 2016, 25(6): 40-47. LIU Guoqing, LUO Wenbo, TONG Yelong, et al. Thermal deformation analysis method of in orbit whole cycle for spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(6): 40-47.
- [23] 吕佳飞. 微小型卫星激光通信终端跟瞄机构的研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2017.
- [24] 宋义伟. 潜望式卫星光通信终端45度镜空间温变特性及影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- [25] 李晓峰, 汪波, 胡渝. 在轨运行热环境下的天线镜面热变形对空地激光通信链路的影响[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 581-585. LI Xiaofeng, WANG Bo, HU Yu. Effect of mirror thermal deformation of antenna on air-to-ground laser communication link in thermal environment of orbit operation[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(5): 581-585.
- [26] 谢小龙. 星间光通信中反射式接收天线热变形影响的分析方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [27] 印璞. 反射面天线结构热形变及其辐射特性影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [28] 王朋朋, 刘佳, 王峰, 等. 大口径高精度星载天线的热变形优化设计与仿真计算[J]. 机械工程学报, 2022, 58(9): 41-48. WANG Pengpeng, LIU Jia, WANG Feng, et al. Thermal distortion optimization design and simulation of a large high precision satellite antenna[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(9): 41-48.

[作者简介]

- 张萍 1998年生, 硕士研究生。
 成飞 1980年生, 博士研究生, 研究员。
 关哲 1988年生, 博士, 高级工程师。
 贺文正 2001年生, 硕士研究生。
 韩轶丹 1992年生, 硕士, 工程师。

(本文编辑: 潘三英)