

文章编号 1004-924X(2024)06-0822-11

低轨光学卫星相控阵数传期间太阳光规避方法

童 鑫, 曲友阳, 刘洁冰, 宋欣屿, 戴 路*
(长光卫星技术股份有限公司, 吉林 长春 130102)

摘要:为防止低轨光学卫星相控阵数传任务过程中相机进光而对传感器造成损伤,提出了一种相控阵数传任务期间的太阳光姿态规避方法。首先,计算出地心固连坐标系中卫星指向太阳的向量与卫星指向地面数传站的向量,并建立两向量所在平面的单位法向量。其次,以单位法向量为旋转轴使卫星指向地面数传站的向量以相控阵最大离轴角进行旋转,旋转后的向量即为卫星在地心固连坐标系下的太阳光规避向量。然后,通过太阳光规避向量、地心固连坐标系中卫星的位置及地心固连坐标系到轨道坐标系的转换矩阵,规划卫星在轨道坐标系下的太阳光规避姿态并计算出相控阵指向角。最后,在吉林一号高分 02D 星上进行了仿真分析和在轨试验。仿真结果表明,在相控阵最大波束角为 60° 的情况下,卫星使用太阳光姿态规避方法进行数传后,在 12 月份内相机与太阳光夹角在 90° 以下的概率由传统凝视姿态数传方法的 44.1% 降低为 2.1%。吉林一号高分 02D 星在轨试验结果表明,近似相同条件下的两次数传任务在使用太阳光姿态规避方法进行数传后,相机与太阳光的夹角由传统凝视姿态的 $31.3^\circ \sim 152.1^\circ$ 提升为 $96.3^\circ \sim 180^\circ$,验证了太阳光姿态规避方法可在数传任务期间有效规避太阳光,保证了低轨光学卫星相机在轨的安全性和可靠性。

关键词: 光学卫星;相控阵数传;太阳光规避;期望姿态;吉林一号高分 02D 星

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.37188/OPE.20243206.0822

Sunlight avoidance planning method for data transmission with phased array of low-earth orbit optical satellites

TONG Xin, QU Youyang, LIU Jiebing, SONG Xinyu, DAI Lu*

(Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd, Changchun 130102, China)

* Corresponding author, E-mail: zjdailu@aliyun.com

Abstract: In order to prevent damage to the sensor caused by the camera receiving light during the phased array transmission process of low-earth orbit optical satellites, this paper proposes a sun avoidance method for phased array transmission tasks. Firstly, the vector pointing from the satellite to the sun in the geocentric fixed coordinate system and the vector pointing from the satellite to the ground station for phased array transmission were calculated, and the unit normal vector of the plane containing the two vectors was also calculated. Secondly, the vector pointing from the satellite to the ground station for data transmission was rotated at the maximum off-axis angle of the phased array by using the unit normal vector as the rotation axis, and the resulting vector was the sun avoidance vector of the satellite in the geocentric fixed coordinate system. Then, the expected attitude of the satellite in the orbital coordinate system was calculated by using the sun

收稿日期:2023-05-12;修订日期:2023-10-09.

基金项目:国家重点研发计划项目(No. 2020YFA0714104);2022 年度吉林省人才开发专项资金资助项目(No. 220D506)

avoidance vector, the position of the satellite in the geocentric fixed coordinate system, and the transformation matrix from the geocentric fixed coordinate system to the orbital coordinate system, and the phased array pointing angle was also calculated. Finally, mathematical simulations and on-orbit tests of the proposed method were applied for the Jilin1-GF02D satellite. The simulation results show that when the maximum beam angle of the phased array is 60° , the probability of the camera and the sun angle being less than 90° during transmission using the sun avoidance method is reduced from 44.1% using the traditional staring attitude transmission method to 2.1% in December. The on-orbit tests of the Jilin1-GF02D satellite show that, when using the sun avoidance method under approximately the same conditions, the angle between the camera and the sun during transmission is increased from 31.3° - 152.1° using the traditional staring attitude to 96.3° - 180° , which verifies the feasibility and effectiveness of the sunlight avoidance method.

Key words: optical satellite; phased array transmission; sunlight avoidance; expected attitude; Jilin1-GF02D satellite

1 引言

光学遥感卫星影像具有光谱特征丰富、地表覆盖面积大与信息获取速度快等特点,在农业、林业、国土与测绘等领域有着广泛应用^[1]。卫星平台技术和光学载荷技术的进步,使得光学卫星体积和重量逐渐减小,进而降低了发射成本^[2]。相比于高轨光学卫星,低轨光学卫星在发射成本和实现全球覆盖等方面具有明显优势,其较强的抗毁性、低传输延时性和低功耗链路使得低轨光学卫星进入快速发展期。

光学卫星相机在空间中的指向方位随星体的运行而不断改变,会发生太阳光入射相机或与相机夹角较小的情况,这样不仅会对焦面探测器与光学反射镜表面的镀膜造成损伤或稳定性下降,还会增加因相机镜筒内壁温度上升而引起材料退化污染相机镜头的风险^[3-4]。线阵相机电荷耦合元件的性能受温度影响很大,其热电子噪声随温度呈指数递增,如果温度波动较大或热噪声变化不定,会给电路设计和信号处理带来较大的负面影响,严重时甚至会影响相机的在轨使用寿命^[5]。因此,卫星在轨执行任务期间的太阳光姿态规避问题是光学卫星所面临的且必须解决的重要问题之一。刘云鹤等人提出了一种将地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO)光学卫星设计的工程约束条件转换为空间几何约束条件,再将明确约束参数后的算法引入卫星姿态控制器来调整卫星姿态指向,以避免阳光入侵GEO光学卫星相机内部的方法^[6]。彭洲等人提出一种GEO光学卫星的

改进滚动轴机动太阳规避算法,针对太阳规避姿态机动算法存在规避开始时初始角速度过大的问题,在规避开始与结束时设计一定的规避角度余量,通过延长建立初始状态的时间以减小初始角速度的方式实现太阳规避^[7]。SHI等人针对目前GEO光学卫星在太阳光规避期间无法进行有效载荷标定或其他空间观测任务的情况,进行了空间约束、姿态约束和能量约束的分析,提出了GEO光学卫星周期性阳光规避的任务规划方法^[8]。

现有的光学卫星太阳规避方法主要针对高轨的GEO卫星,对低轨光学卫星的太阳规避研究较少。低轨光学遥感卫星的空间分辨率、光谱分辨率和成像幅宽等成像性能得到不断提高,使得卫星数据量以几何级数递增^[9-10]。卫星数据传输通常采用弱方向性、低增益且数传速率慢的单波束天线^[11]。随着相控阵天线技术的飞跃式发展与工程应用的逐步成熟,其凭借着高增益、多点波束、灵活度高与数传速率高的特点,已成为航天领域应用新趋势^[12-13]。美国Motorola公司的铱星(Iridium)星座^[14]、Loral公司与Qualcomm公司的全球星(Globalstar)^[15]、日本宇宙航空研究开发机构的宽带互联网工程试验与验证卫星(WINDS)^[16]、我国航天科技集团的高分三号^[17]、吉林一号高分02系列卫星与高分04系列卫星等均使用了相控阵。低轨光学卫星急剧提升的数据量导致卫星需要频繁进行数传任务,为确保最大的数传时长,卫星数传任务一般选用传统的凝视数传姿态^[18-19]。卫星数传天线通常与光学相机同轴安装,因此在执行凝视姿态的数传任务期间

会出现太阳光照射相机镜筒内壁或者直接入射相机,出现损伤光学相机的情况。

本文针对使用与相机同轴的相控阵天线进行数传的卫星,提出了一种相控阵数传任务期间的太阳光姿态规避方法,充分利用卫星相控阵数传单机的能力,可在数传任务期间有效的规避太阳光照射光学相机。相控阵数传任务期间,在计算出地心固连坐标系中卫星指向太阳的向量、卫星指向地面数传站的向量以及二者所在平面的单位法向量的情况下,根据相控阵天线在最大波束角范围内均可以进行数传的能力,以单位法向量为旋转轴使卫星指向地面数传站的向量以相控阵最大波束角进行旋转作为期望向量,并通过期望向量与卫星的轨道信息计算出卫星相控阵数传期间太阳光规避的最佳姿态。基于吉林一号高分 02D 星参数进行了数值仿真与在轨试验,验证了太阳光姿态规避方法的可行性与有效性。

2 太阳光姿态规避设计

本文使用了若干个航天飞行器常用坐标系,包括轨道坐标系 $F_o(O_o-X_oY_oZ_o)$ 、地球固连坐标系(WGS-84 坐标系) $F_e(O_e-X_eY_eZ_e)$ 、地心惯性坐标系(J2000 坐标系) $F_i(O_i-X_iY_iZ_i)$ 与卫星本体坐标系 $F_b(O_b-X_bY_bZ_b)$,以上各坐标系的定义参见文献^[20]。本文还使用包括相控阵天线坐标系 $F_a(O_a-X_aY_aZ_a)$ 与相机坐标系 $F_c(O_c-X_cY_cZ_c)$ 的单机坐标系。根据实际情况,令相控阵天线与相机坐标系均与卫星本体坐标系重合,相机光轴 Z_c 轴、相控阵 Z_a 轴与星体 Z_b 轴同向。

以吉林一号高分 02D 星为例,卫星坐标系、相机坐标系与相控阵坐标系的关系如图 1 所示。

2.1 太阳光姿态规避流程设计

单波束天线难以兼顾通信速率和覆盖范围,卫星使用单波束天线数传时,通常采用凝视姿态实时指向地面数传站以确保数传质量。相控阵天线凭借多波束与灵活度高的特点,可在其多波束范围内进行广阔数传,降低了姿态指向的要求,一般可采用推扫姿态数传或凝视姿态数传。相控阵天线实现高质量数传的前提条件是能够准确计算出目标波束指向角,相控阵天线的波束指向 O_aP 由一组角度组合 (α, β) 确定。角度 α 为

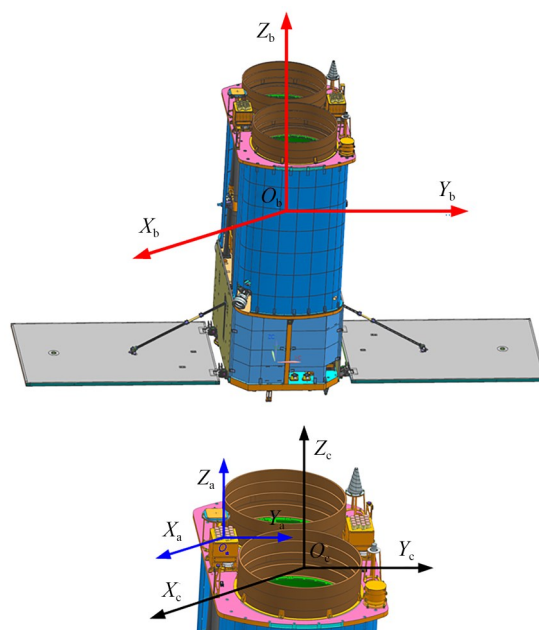


图 1 卫星、相机与相控阵坐标系关系

Fig. 1 Relationship between satellite coordinate system, camera coordinate system, and phased array coordinate system

波束 O_aP 与 Z_a 轴的夹角,称为离轴角,离轴角的取值范围因单机型号不同而存在差异,设其最大离轴角为 μ 。以吉林一号高分 02D 星的相控阵为例,其最大离轴角 μ 为 60° 。角度 β 为波束在 $X_aO_aY_a$ 平面的投影与 X_a 的夹角,称为方位角,方位角的取值范围为 $0^\circ \sim 360^\circ$ 。图 2 为相控阵波束

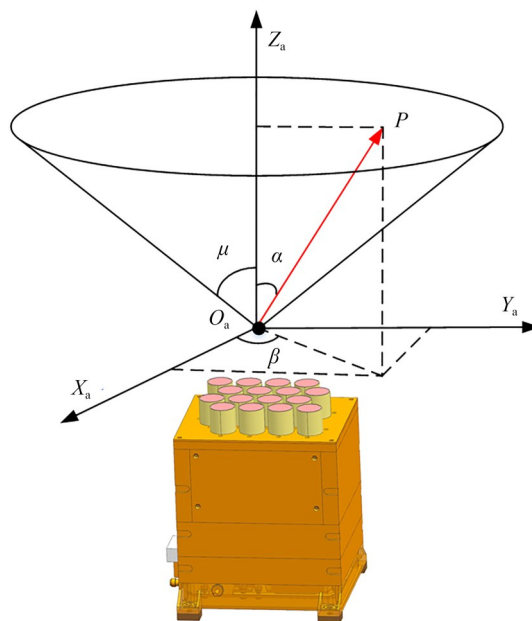


图 2 相控阵波束指向

Fig. 2 Direction of phased array beamforming

指向示意图。

在卫星姿态机动能力满足的情况下,为确保数传时长与数传质量,卫星相控阵数传任务一般也采用凝视姿态进行数传,卫星凝视姿态数传需要在轨道进动和地球自转情况下通过对姿态的实时调节使数传天线始终指向目标。凝视姿态数传的情况下,相控阵天线的离轴角与方位角均为 0° 。图3为凝视姿态数传的示意图。

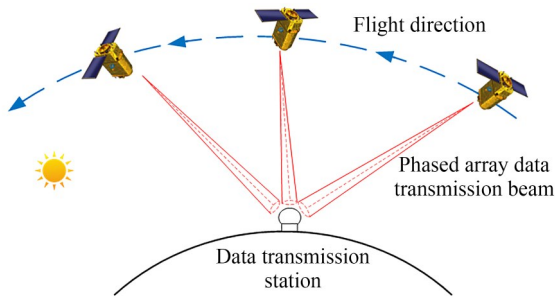


图3 卫星凝视姿态数传

Fig. 3 Satellite data transmission using staring attitude

当低轨光学卫星在阳照区从北极向南飞,针对北半球高纬度地区的数传站进行数传时,在姿态前仰阶段存在太阳光直射相机或与相机夹角较小的情况。此情况下,单波束数传天线因其弱方向性难以通过姿态的调整而在保证数传的同时还能进行太阳光规避。相控阵则可通过姿态的调整在其离轴角范围内同时实现数传与太阳光规避。

相控阵数传太阳光规避方法分为太阳光规避向量计算、期望姿态计算与规避姿态下相控阵指向角计算三部分。相控阵数传太阳光规避方法流程如图4所示。

具体流程如下:

(1)太阳光规避向量计算模块:根据卫星相控阵数传期间的具体时间,计算出太阳在WGS-84坐标系中的向量;根据卫星与地面数传站在WGS-84系中的向量,计算出WGS-84系中相机(相控阵)指向地面数传站的向量。

(2)期望姿态计算模块:建立WGS-84系中相机(相控阵)指向地面数传站的向量与卫星位置向量的法向量;使相机指向地面数传站的向量以法向量为旋转轴,以相控阵最大离轴角为旋转角进行旋转,得到期望姿态。

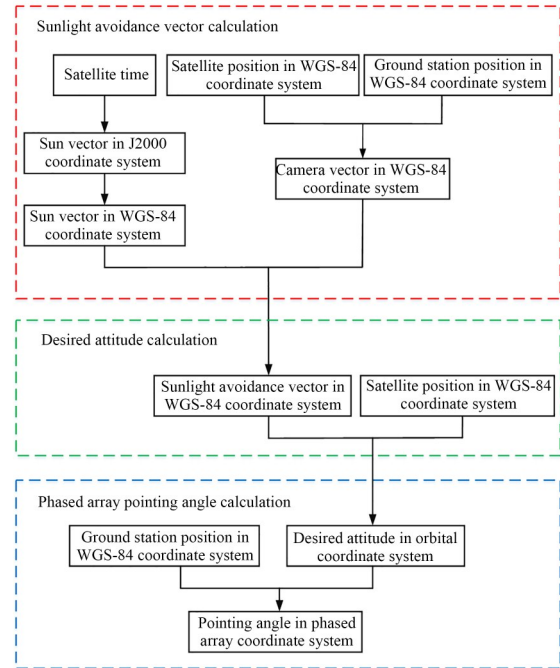


图4 相控阵数传太阳光姿态规避方法流程图

Fig. 4 Process flowchart of sunlight attitude avoidance method for phased array data transmission

(3)相控阵指向角计算模块:根据WGS-84系中期望姿态与地面数传站的向量,计算出相控阵指向地面数传站的方位角与离轴角。

2.2 太阳规避向量计算

为实现太阳光规避,需首先计算出太阳向量。根据相对运动原理,二体假设下太阳相对于地球的运动遵循开普勒定律,在忽略月球及行星摄动的情况下假设地球运动的轨迹是一个椭圆,地球位于椭圆的一个焦点上,运动的平面是黄道面。在J2000坐标系中的太阳方向向量 V_{sun} 可由太阳黄经 l_s 与黄赤交角 i_s 表示^[21-22],两者的计算与儒略日 JD 以及儒略世纪数 T 有关,儒略日 JD 与儒略世纪数 T 的表示如下:

$$JD = \lfloor 365.25(Y + 4716) \rfloor + \lfloor 30.6001(M + 1) \rfloor + D + 2 - \lfloor Y/100 \rfloor + \lfloor \lfloor Y/100 \rfloor / 4 \rfloor - 1524.5, \quad (1)$$

$$T = (JD - 2451545) / 36525, \quad (2)$$

其中: $\lfloor * \rfloor$ 为向下取整函数, Y 、 M 与 D 为卫星在数传过程中每一刻的时间, Y 为年份, M 为月份, D 为该月日期,若 $M > 2$,则 Y 和 M 不变。若 $M = 1$ 或 2 ,则 $Y = Y - 1$ 且 $M = M + 12$, D 可为小数(小数部分是当天逝去的秒数除以86400)。

黄赤交角 i_s 的表示如式(3)所示:

$$i_s = 23^\circ 26' 21.448'' - 46.8150''T - 0.00059''T^2. \quad (3)$$

太阳黄经 l_s 可由太阳几何平黄经 L_0 与太阳平近点角 M 表示, L_0 与 M 的表示如式(4)和式(5)所示:

$$L_0 = 280.46645^\circ + 36000.76983^\circ \cdot T + 0.0003032^\circ \cdot T^2, \quad (4)$$

$$M = 357.5291^\circ + 35999.0503^\circ \cdot T - 0.0001559^\circ \cdot T^2 - 0.00000048^\circ \cdot T^3. \quad (5)$$

由太阳几何平黄经 L_0 与太阳平近点角 M 可计算太阳黄经 l_s , 其表示如式(6)所示:

$$l_s = L_0 + (1.9146^\circ - 0.000014^\circ \cdot T^2) \cdot \sin(M) - 0.004817^\circ \cdot T \cdot \sin(M) + 0.019993^\circ \cdot \sin(2M) - 0.000101^\circ \cdot T \cdot \sin(2M) + 0.00029^\circ \cdot \sin(3M). \quad (6)$$

根据计算出的黄赤交角 i_s 与太阳黄经 l_s 可得 J2000 系下的太阳矢量 V_{JSun} 的表示如式(7)所示:

$$V_{JSun} = \begin{bmatrix} \cos l_s \\ \sin l_s \cos i_s \\ \sin l_s \sin i_s \end{bmatrix}. \quad (7)$$

为方便进行期望姿态求解, 通过 J2000 坐标系到 WGS-84 坐标系的转移矩阵 T_{JW} 将 J2000 坐标系中的太阳矢量 V_{JSun} 转为 WGS-84 坐标系中的太阳向量 V_{WSun} , V_{WSun} 的表示如式(8)所示:

$$V_{WSun} = T_{JW} \cdot V_{JSun}. \quad (8)$$

为计算太阳规避向量, 还需确定卫星向量与相控阵指向数传站的向量, 因相机坐标系、相控阵坐标系与卫星坐标系重合, 则相机光轴 Z_c 指向、相控阵 Z_a 轴指向与星体 Z_b 指向相同。设 WGS-84 坐标系下卫星 S 的位置向量为 $R_{Sat} = [R_{Satx}, R_{Saty}, R_{Satz}]^T$, 数传站 D 的位置向量为 $R_{Dat} = [R_{Datx}, R_{Daty}, R_{Datz}]^T$, 则 WGS-84 坐标系下相机光轴指向数传站的向量 V_{SD} 的表示如式(9)所示:

$$V_{SD} = [R_{Datx} - R_{Satx}, R_{Daty} - R_{Saty}, R_{Datz} - R_{Satz}]^T. \quad (9)$$

相机光轴指向数传站的向量 V_{SD} 与太阳向量 V_{WSun} 的夹角为 γ , 建立两向量的单位法向量 V_1 , 令 V_{SD} 以 V_1 为旋转轴以旋转角 θ 进行旋转, 旋转后的向量 V_{SDrot} 即为相机在 WGS-84 坐标系中的太阳规避向量。太阳规避向量 V_{SDrot} 旋转过

程如图 5 所示。

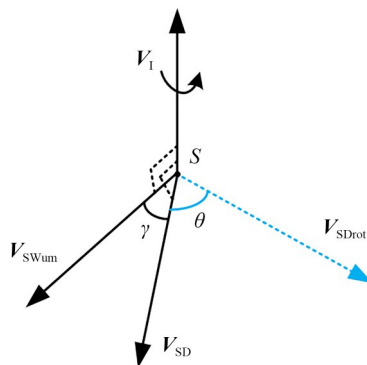


图 5 太阳规避向量旋转过程

Fig. 5 Rotation process of sunlight avoidance vector

V_{SDrot} 的表示如式(10)所示:

$$V_{SDrot} = \cos \theta \cdot V_{SD} + \sin \theta \cdot V_1 \times V_{SD}, \quad (10)$$

其中, 旋转角 θ 的取值需要根据 V_{SD} 与 V_{WSun} 的夹角大小分情况进行考虑:

(1) 若 V_{SD} 与 V_{WSun} 的夹角 $\gamma > 180^\circ - \mu$, 则令旋转角 θ 取值为 $180^\circ - \gamma$ 。此时旋转后的相机指向向量 V_{SDrot} 与太阳光的夹角为 180° , 可实现最好的太阳光规避效果, 且可以避免出现旋转后夹角大于 180° 后反而变小的情况。

(2) 若 V_{SD} 与 V_{WSun} 的夹角 $\gamma \leq 180^\circ - \mu$, 则令旋转角 θ 取值为 μ , 此时旋转后的相机指向向量 V_{SDrot} 与太阳光的夹角为 $\gamma + \mu$, 最大可达到 180° , 在保证数传的同时可尽量将太阳规避角度实现最大。

2.3 卫星期望姿态计算

太阳规避向量 V_{SDrot} 确定后, 卫星即确定了 Z_b 轴的二维姿态指向, 但卫星进行姿态控制需要完成三维姿态的确定, 本文通过规避向量 V_{SDrot} 与卫星的位置向量 R_{Sat} 设计了期望姿态计算方法。

卫星、数传站与期望向量的关系如图 6 所示。

轨道坐标系 X_o 轴在 WGS-84 坐标系中的投影 R_{OWx} 为:

$$R_{OWx} = [0, 0, \omega_{ie}]^T \times R_{Sat} + V_{Sat}, \quad (11)$$

其中: ω_{ie} 为 WGS-84 坐标系下的地球自转角速度, V_{Sat} 为卫星在 WGS-84 坐标系中的速度向量。

轨道坐标系 Z_o 轴在 WGS-84 坐标系下的单

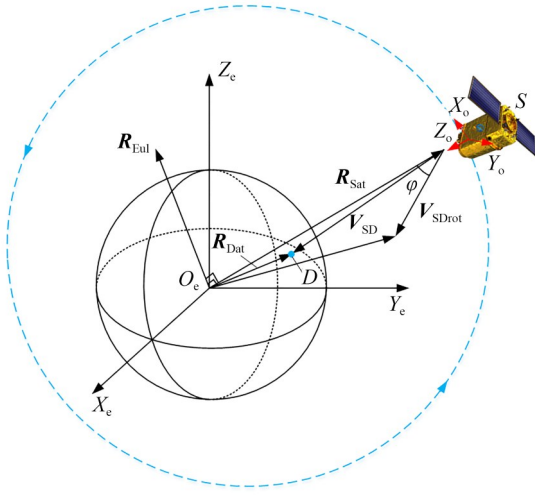


图6 卫星、数传站与期望姿态关系

Fig. 6 Relationship between satellites, ground stations, and the desired attitude

位向量为:

$$r_{oz} = \frac{-R_{Sat}}{|R_{Sat}|}, \quad (12)$$

其中, $|R_{Sat}|$ 为向量 R_{Sat} 的模。

轨道坐标系 Y_o 轴在 WGS-84 坐标系中的单位向量为:

$$r_{oy} = \frac{-R_{Sat}}{|R_{Sat}|} \times \frac{R_{OWx}}{|R_{OWx}|}. \quad (13)$$

轨道坐标系 X_o 轴在 WGS-84 坐标系下的单位向量为:

$$r_{ox} = \frac{r_{oy}}{|r_{oy}|} \times \frac{-R_{Sat}}{|R_{Sat}|}. \quad (14)$$

在 WGS-84 坐标系中,地心 O_e 、卫星与太阳规避向量 V_{SDrot} 所构成平面的法向量 R'_{Eul} 为:

$$R'_{Eul} = \frac{R_{Sat}}{|R_{Sat}|} \times \frac{R_{Sat} + V_{SDrot}}{|R_{Sat} + V_{SDrot}|}. \quad (15)$$

向量 V_{SDrot} 与 R_{Sat} 反向量的夹角为:

$$\varphi = \arccos\left(\frac{V_{SDrot}}{|V_{SDrot}|} \cdot \frac{-R_{Sat}}{|R_{Sat}|}\right). \quad (16)$$

法向量 R'_{Eul} 在轨道坐标系 X_o 与 Y_o 轴上的分量 R'_{EOx} 与 R'_{EOy} 分别为:

$$R'_{EOx} = r_{ox} \cdot \frac{R'_{Eul}}{|R'_{Eul}|}, \quad (17)$$

$$R'_{EOy} = r_{oy} \cdot \frac{R'_{Eul}}{|R'_{Eul}|}. \quad (18)$$

以法向量 R'_{Eul} 为欧拉轴,以 φ 为旋转角,根据

欧拉轴角与姿态四元数的关系,即可计算出卫星本体相对轨道坐标系下的期望姿态,期望姿态对应的四元数 q_o^h 为:

$$q_o^h = \left[\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right), R'_{EOx} \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right), R'_{EOy} \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right), 0 \right]^T. \quad (19)$$

2.4 相控阵指向角计算

传统凝视姿态的相控阵数传任务,数传期间因天线 Z_a 轴全程指向数传站,相控阵的离轴角 α 与方位角 β 均为 0° 。实现相控阵数传太阳光规避姿态后,天线 Z_a 轴不再指向数传站,且指向全程变化,因此需要针对规避姿态进行离轴角与方位角的实时计算。

由 WGS-84 坐标系下卫星指向数传站的向量 V_{SD} 与卫星的位置向量 R_{Sat} 可以计算出地心、卫星与数传站所构成平面的单位法向量 R'_{Eul} :

$$R'_{Eul} = \frac{R_{Sat}}{|R_{Sat}|} \times \frac{V_{SD}}{|V_{SD}|}. \quad (20)$$

向量 V_{SD} 与 R_{Sat} 反向量的夹角为:

$$\varphi' = \arccos\left(\frac{V_{SD}}{|V_{SD}|} \cdot \frac{-R_{Sat}}{|R_{Sat}|}\right). \quad (21)$$

由 R_{Sat} 反向量旋转至与 V_{SD} 重合需要将轨道坐标系沿着旋转轴 R'_{Eul} 旋转角度 φ' ,可以计算出 V_{SD} 在轨道坐标系下的姿态四元数 q_o^d :

$$q_o^d = \left[\cos\left(\frac{\varphi'}{2}\right), R'_{EOx} \sin\left(\frac{\varphi'}{2}\right), R'_{EOy} \sin\left(\frac{\varphi'}{2}\right), 0 \right]^T, \quad (22)$$

其中: R'_{EOx} 与 R'_{EOy} 为法向量 R'_{Eul} 在轨道坐标系 X_o 与 Y_o 轴上的分量,表达式如下:

$$R'_{EOx} = r_{ox} \cdot \frac{R'_{Eul}}{|R'_{Eul}|}, \quad (23)$$

$$R'_{EOy} = r_{oy} \cdot \frac{R'_{Eul}}{|R'_{Eul}|}. \quad (24)$$

根据 V_{SD} 在轨道坐标系下的姿态四元数 q_s^d 、J2000 坐标系到轨道坐标系的旋转四元数 q_i^o 与姿态传感器采集的卫星在 J2000 坐标系下的四元数 q_i^b ,可计算出本体坐标系下指向数传站姿态四元数 q_b^d :

$$q_b^d = (q_i^b)^* \otimes q_i^o \otimes q_s^d, \quad (25)$$

其中: $(q_i^b)^*$ 为 q_i^b 的共轭四元数, $\otimes$ 表示四元数乘法。

相控阵的指向 V_{SD} 向量在相控阵坐标系中的表示 V_{SDa} 为:

$$V_{SDa} = [X_{SDa}, Y_{SDa}, Z_{SDa}]^T = A_d^b [0, 0, 1]^T, \quad (26)$$

其中, A_d^b 为 q_d^b 的共轭四元数对应的旋转矩阵。

离轴角 α 的计算公式为:

$$\alpha = \arctan 2 \left(\frac{\sqrt{X_{SDa}^2 + Y_{SDa}^2}}{Z_{SDa}} \right), \quad (27)$$

其中, $\arctan 2$ 为四象限计算反正切函数, 其定义如式(28)所示:

$$\arctan 2 \left(\frac{y}{x} \right) = \begin{cases} \arctan \left(\frac{y}{x} \right) & x > 0 \\ \arctan \left(\frac{y}{x} \right) + \pi & x < 0, y > 0 \\ \arctan \left(\frac{y}{x} \right) - \pi & x < 0, y < 0 \\ \frac{\pi}{2} & x = 0, y > 0 \\ -\frac{\pi}{2} & x = 0, y < 0 \\ 0 & x = 0, y = 0 \end{cases} \quad (28)$$

方位角 β 的计算公式为:

$$\beta = \begin{cases} \beta' & \beta' > 0 \\ \beta' + 360 & \beta' < 0 \end{cases}, \quad (29)$$

$$\beta' = \arctan 2 \left(\frac{Y_{SDa}}{X_{SDa}} \right). \quad (30)$$

3 数值仿真与卫星在轨试验

3.1 仿真分析

本文以吉林一号高分 02D 星为仿真对象, 仿真条件如表 1:

以 2022 年度为卫星在轨时间进行仿真分析,

表 1 数值仿真条件

Tab. 1 Numerical simulation condition

仿真条件	参数
轨道类型	太阳同步轨道
轨道高度/km	535
轨道倾角/(°)	97.53
降交点地方时	12:40 PM
相控阵最大离轴角/(°)	60
仿真数传站经纬度	127°42' E / 45°04' N

假设卫星在阳照区经过数传站即进行相控阵数传任务。根据太阳运动规律, 以传统凝视姿态进行卫星相控阵数传时相机与太阳光夹角较小的月份为 12 月, 则重点对 12 月份的某单次相控阵数传任务与整月相控阵数传任务进行分析。单次相控阵数传任务选取 2022 年 12 月 1 日 12:30:51~12:40:32 的时间段, 卫星姿态规划分别使用传统凝视姿态与太阳光规避姿态, 相控阵数传期间轨道坐标系下的姿态角如图 7 所示, 轨道坐标系下的姿态角速度图 8 所示, 卫星相机与太阳光的夹角如图 9 所示。

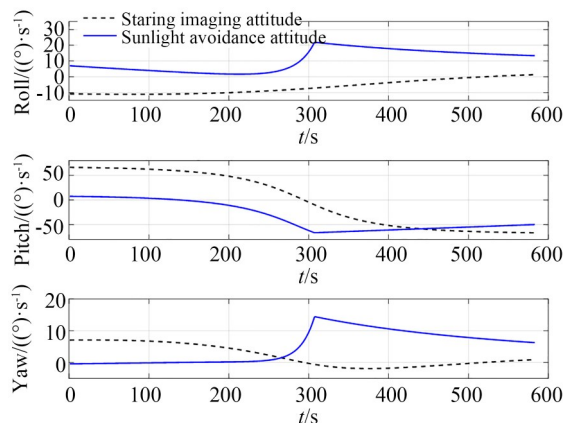


图 7 轨道坐标系下姿态角

Fig. 7 Attitude angle under the orbital coordinate system

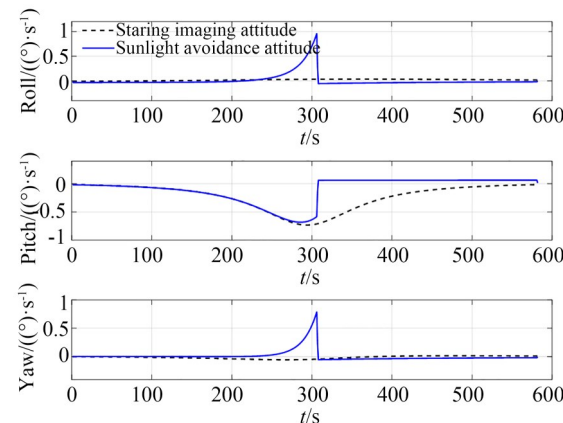


图 8 轨道坐标系下角速度

Fig. 8 Angular velocity in orbital coordinate system

结果表明, 相控阵数传期间采用传统凝视姿态时, 相机与太阳光夹角由 26.5° 逐渐增加到 162.1° , 夹角小于 90° 所占时长的比例为 45.9%。相控阵数传期间使用太阳光规避姿态后, 相机与

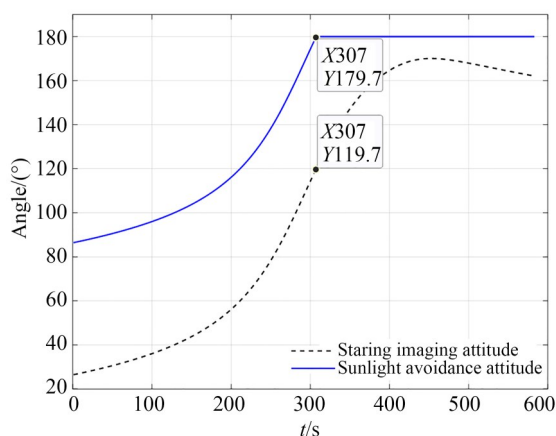


图9 相机与太阳光夹角

Fig. 9 Angle between camera and sunlight

太阳光夹角由 86.5° 逐渐增加到 180° , 夹角小于 90° 所占时长的比例为 7.4% 。

太阳光规避姿态数传期间的相控阵离轴角与方位角如图10。

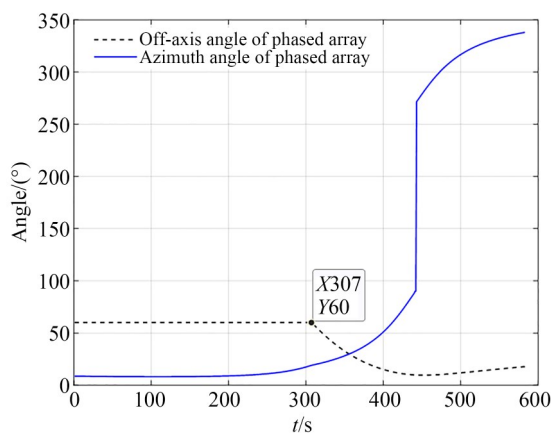


图10 相控阵离轴角与方位角

Fig. 10 Off-axis Angle and azimuth Angle of phased array

根据图9与图10的仿真结果,卫星采用传统凝视姿态时,相机与太阳光的夹角在前307 s内均小于 120° 因此,在相同的条件下,当卫星采用太阳光规避姿态时,前307 s一直以相控阵最大离轴角的 60° 为旋转角度进行太阳光姿态规避。卫星采用传统凝视姿态时,相机与太阳光的夹角在307 s后均大于 120° 。因此,当卫星采用太阳光规避姿态时,在307 s后不再使用最大离轴角调整姿态指向,而是以逐渐减小离轴角的态度规避,使相机与太阳光的夹角保持在 180° , 以防止

夹角超过 180° 后变小的情况。单次相控阵数传任务的仿真结果表明,太阳光规避姿态对相机与太阳光夹角的增加具有显著的效果。但图8也表明,太阳光规避姿态相比凝视姿态的姿态变化较快,三轴最大姿态角速度由凝视姿态的 $0.73^\circ/\text{s}$ 变为 $0.96^\circ/\text{s}$, 对卫星的快速机动能力有一定的要求。

对2022年12月份整月的相控阵数传进行分析,传统凝视姿态与太阳光规避姿态下,相机与太阳光夹角如图11。

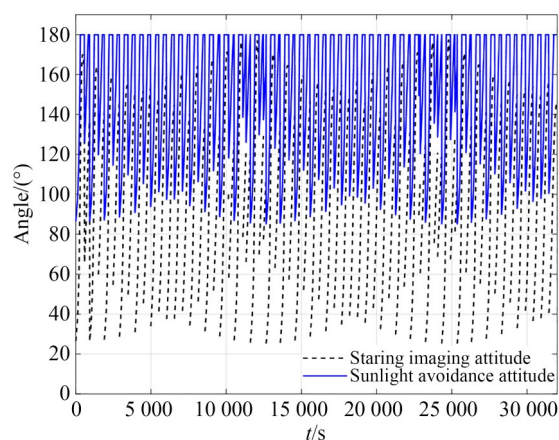


图11 2022年12月相机与太阳光夹角

Fig. 11 Angle between camera and sunlight in December 2022

2022年12月期间,卫星数传总时长31 752 s, 卫星使用传统凝视姿态时相机与太阳光夹角小于 90° 的时长为14 001 s, 占比为 44.1% 。卫星使用太阳光规避姿态时相机与太阳光夹角小于 90° 的时长为656 s, 占比为 2.1% 。

3.2 卫星在轨验证

本文设计的太阳光姿态规避方法已应用于吉林一号高分02D卫星上软件,并进行了在轨验证。

高分02D卫星在轨试验的数传站选取长春市北部某数传站,根据该卫星12天回归的轨道特性,设置卫星在2022年11月12日12:10:46~12:20:18期间使用传统凝视姿态进行数传,在2022年11月24日11:46:34~11:54:26期间使用太阳光规避姿态进行数传。卫星在传统凝视姿态的相控阵数传起始时刻星下点经度为 141.3973°E , 纬度为 62.0041°N 。卫星在太阳光规避姿态的相控阵数传起始时刻星下点经度为 146.267°E ,

纬度为 $59.888\ 2^{\circ}\text{N}$ 。两次相控阵数传任务起始时刻的星下点相距约为 353 km ,考虑到星下点速度为 7.3 km/s ,则基本可认为卫星在两次相控阵数传任务具有相同的在轨状态。因数传期间后半段相机与太阳光夹角均大于 120° ,因此两次数传任务均选取前 470 s 作为对比,卫星在凝视姿态与太阳光规避姿态下,相控阵数传期间的相机与太阳光夹角如图 12 所示。

吉林一号高分 02D 星的两次在轨相控阵数传任务结果表明,采用传统凝视姿态时,相机与太阳光夹角变化范围为 $31.3^{\circ}\sim 152.1^{\circ}$,其中相机与太阳光夹角小于 90° 所占时长的比例为 55.7% 。使用太阳光规避姿态后,相机与太阳光夹角变化范围为 $96.3^{\circ}\sim 180^{\circ}$,其中相机与太阳光小于 90° 所占时长的比例为 0% ,太阳光规避姿态实现了卫星相机在该次在轨数传期间太阳光的完全规避。

4 结 论

本文针对低轨光学卫星相控阵数传任务过程中相机进光的问题,根据太阳矢量、卫星位置与数传站位置的关系,设计了一种利用相控阵在最大离轴角范围内均可以进行数传的能力,以实现相控阵数传期间太阳光规避的方法,并基于吉

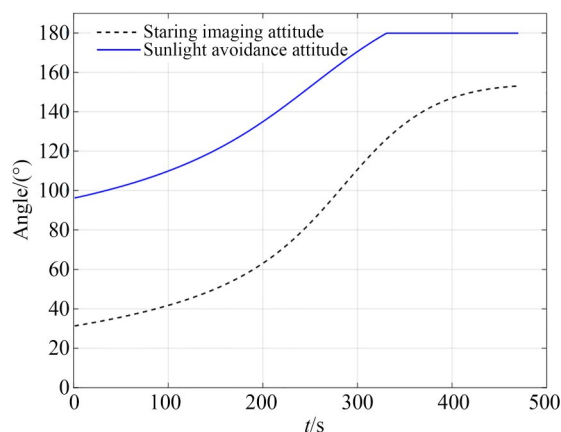


图 12 数传期间相机与太阳光夹角

Fig. 12 Angle between the camera and the sunlight during the data transmission

林一号高分 02D 星进行了数值仿真与在轨验证。仿真结果表明,在每年相机比较容易进光的 12 月份,太阳光规避姿态相比于传统凝视姿态,可将数传期间相机与太阳光的夹角小于 90° 的概率由 44.1% 降为 2.1% ,夹角小于 90° 的总时长由 $14\ 001\text{ s}$ 降为 656 s ,大幅降低了相机进光的概率与时间。吉林一号高分 02D 星 2022 年 11 月的两次在轨相控阵数传试验的结果表明,在近似同样的数传条件下,太阳光规避姿态将太阳光与相机小于 90° 的比例由凝视姿态的 55.7% 降为 0% ,进一步验证了本文提出方法的可行性与有效性。

参考文献:

- [1] 刘飞. 基于改进 U-Net 网络的光学卫星影像云检测方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2022.
LIU F. *Research on Cloud Detection Method from Optical Satellite Image Based on Improved U-Net Network* [D]. Wuhan: Wuhan University, 2022. (in Chinese)
- [2] 邱炜. 面向空间光学成像任务的敏捷运动体建模与优化控制[D]. 杭州: 浙江大学, 2021.
QIU W. *Modeling and Optimization-Based Control of Agile Vehicle for Space Optical Imaging* [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2021. (in Chinese)
- [3] 李强, 孔林, 张雷, 等. 多光谱大幅宽光学遥感卫星的热设计及验证[J]. 光学精密工程, 2020, 28(4): 904-913.
LI Q, KONG L, ZHANG L, et al. Thermal de-

- sign and validation of multispectral max width optical remote sensing satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2020, 28(4): 904-913. (in Chinese)
- [4] 柏添, 孔林, 黄健, 等. 低倾角轨道微小遥感卫星的热设计及验证[J]. 光学精密工程, 2020, 28(11): 2497-2506.
BAI T, KONG L, HUANG J, et al. Thermal design and verification of micro remote-sensing satellite in low inclination orbit [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2020, 28(11): 2497-2506. (in Chinese)
- [5] 鲁盼, 赵振明, 高腾, 等. 高分辨率立体测绘相机系统热控设计及验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(4): 768-779.
LU P, ZHAO Z M, GAO T, et al. Thermal control design and verification for high resolution stereo mapping camera system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2023, 49

- (4): 768-779. (in Chinese)
- [6] 刘云鹤, 刘凤晶, 于龙江. GEO 光学遥感卫星阳光入侵规避方法[J]. 航天器工程, 2014, 23(6): 24-29.
LIU Y H, LIU F J, YU L J. Sunlight invasion avoidance method of GEO optical remote sensing satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23(6): 24-29. (in Chinese)
- [7] 彭洲, 李振松, 乔国栋, 等. 地球静止轨道遥感卫星相机太阳规避设计[J]. 中国空间科学技术, 2015, 35(2): 57-62, 76.
PENG Z, LI Z S, QIAO G D, *et al.* Sunlight avoidance design for camera of geostationary orbit remote sensing satellite [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2015, 35(2): 57-62, 76. (in Chinese)
- [8] SHI X X, LI X D, WANG Y. A mission planning method for sunlight avoidance period of GEO optical remote sensing satellite [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, 2364(1): 012056.
- [9] 薛武, 王鹏, 钟灵毓. 线阵垂轨环扫式光学遥感卫星影像几何纠正[J]. 光学精密工程, 2021, 29(12): 2924-2934.
XUE W, WANG P, ZHONG L Y. Geometric correction of optical remote sensing satellite images captured by linear array sensors circular scanning perpendicular to the orbit [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29(12): 2924-2934. (in Chinese)
- [10] 李峰, 万秋华, 刘萌萌, 等. 低轨光学卫星同轨立体成像姿态规划与控制方法[J]. 光学精密工程, 2022, 30(14): 1682-1693.
LI F, WAN Q H, LIU M M, *et al.* Attitude planning and control method of low-orbit optical satellite along-track stereoscopic imaging[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2022, 30(14): 1682-1693. (in Chinese)
- [11] 阎鲁滨. 星载相控阵天线的技术现状及发展趋势[J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 11-17.
YAN L B. Technology status and developing trends of satellite phased array[J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(3): 11-17. (in Chinese)
- [12] AL-RAWI A, DUBOK A, GELUK S J, *et al.* Increasing the EIRP by Using FPA-Fed Reflector Antennas [C]. 2016 *IEEE International Symposium on Antennas and Propagation (APSURSI)*. June 26-July 1, 2016. Fajardo, PR, USA. IEEE, 2016: 1623-1624.
- [13] 于立, 雷柳洁, 张凯, 等. 低轨星座多波束相控阵天线研究进展与发展趋势[J]. 空间电子技术, 2022, 19(6): 1-11.
YU L, LEI L J, ZHANG K, *et al.* Research progress and development trends on low-earth-orbit spaceborne multi-beam phased array antennas [J]. *Space Electronic Technology*, 2022, 19(6): 1-11. (in Chinese)
- [14] SCHUSS J J, UPTON J, MYERS B, *et al.* The IRIDIUM main mission antenna concept [J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1999, 47(3): 416-424.
- [15] DIETRICH F J, METZEN P, MONTE P. The Globalstar cellular satellite system [J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1998, 46(6): 935-942.
- [16] YAJIMA M, KURODA T, MAEDA T, *et al.* Active phased array antenna for WINDS Satellite [C]. 25th *AIAA International Communications Satellite Systems Conference (organized by AP-SCC)*, 2007: 3240.
- [17] 任波, 赵良波, 朱富国. 高分三号卫星C频段多极化有源相控阵天线系统设计[J]. 航天器工程, 2017, 26(6): 68-74.
REN B, ZHAO L B, ZHU F G. Design of C-band multi-polarized active phased array antenna system for GF-3 satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(6): 68-74. (in Chinese)
- [18] 陈雪芹, 耿云海, 王峰, 等. 敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制[J]. 光学精密工程, 2012, 20(5): 1031-1040.
CHEN X Q, GENG Y H, WANG F, *et al.* Staring imaging attitude tracking control of agile small satellite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(5): 1031-1040. (in Chinese)
- [19] 张刘, 张晓寒, 岳庆兴, 等. 光学遥感卫星凝视成像姿态规划及快速仿真方法[J]. 吉林大学学报(工学版), 2021, 51(1): 340-348.
ZHANG L, ZHANG X H, YUE Q X, *et al.* Attitude planning and fast simulation method for staring imaging of optical remote sensing satellite [J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2021, 51(1): 340-348. (in Chinese)
- [20] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
ZHANG R W. *Satellite Orbit Attitude Dynamics*

- and Control* [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 1998. (in Chinese)
- [21] 国志磊, 安雪滢, 罗宗富, 等. 轨道动力学方法用于太阳位置精确解算的比较研究[J]. 太阳能学报, 2020, 41(6): 188-195.
GUO Z L, AN X Y, LUO Z F, *et al.* Comparative research of solar position precise algorithm based on methods of orbital mechanics [J]. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2020, 41(6): 188-195. (in Chinese)
- [22] 李文, 赵永超. 地球椭球模型中太阳位置计算的改进[J]. 中国科学院大学学报, 2019, 36(3): 363-375.
LI W, ZHAO Y C. The improvement in solar position calculations in the ellipsoid model of the earth [J]. *Journal of University of Chinese Academy of Sciences*, 2019, 36(3): 363-375. (in Chinese)

作者简介:



童 鑫(1992—),男,内蒙古赤峰人,硕士,工程师,2013年、2016年于北京理工大学分别获得学士、硕士学位,主要从事光学遥感卫星姿态控制系统设计方面的研究。E-mail: ignizegod@foxmail.com

通讯作者:



戴 路(1980—),男,吉林长春人,博士,研究员,主要从事卫星姿态控制系统设计、航天器总体设计等方面的研究。E-mail: zjdailu@aliyun.com