

低频姿态控制绳系弹射—太赫兹通信地面融合实验^{*}

廖之峰¹ 陈提¹ 余本嵩^{1†} 朱忠博² 陈首旭¹ 刘树杰¹

(1. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

(2. 中国空间技术研究院西安分院, 西安 710043)

摘要 航天器的工作环境、硬件性能及能源管理等多重因素决定其只能接受低频控制输入, 本文基于此对搭载太赫兹通信设备的绳系主星、子星载荷在弹射释放过程的相对姿态控制器及太赫兹在移动平台实现持续通信和机会通信进行研究. 所设计控制器能够在较低控制频率下, 使主、子星的相对姿态能够太赫兹实现通信. 针对该控制器开展绳系卫星弹射释放和太赫兹通信地面融合实验. 实验结果表明, 在低频控制下, 所设计控制器不仅能使子星仿真器的运行轨迹较好地贴合预先设计的最优释放曲线, 还能满足太赫兹实现持续通信和机会通信对于主、子星的相对姿态角的要求. 太赫兹通信速率和误码率表明, 太赫兹在移动平台上机会通信和持续通信的适应能力满足要求.

关键词 绳系卫星, 低频控制, 弹射, 相对姿态, 太赫兹通信

中图分类号: V416

文献标志码: A

Ground Integration Experiment of Tethered Ejection Deployment and Terahertz Communication Based on Low-frequency Attitude Control^{*}

Liao Zhifeng¹ Chen Ti¹ Yu Bensong^{1†} Zhu Zhongbo² Chen Shouxu¹ Liu Shujie¹

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Xi'an Branch of China Academy of Space Technology, Xi'an 710043)

Abstract Multiple factors such as the environment, hardware performance and energy management of the spacecraft determine that it can just use the control input with low-frequency. Based on this, this paper investigates the relative attitude controller for the tethered main and sub-satellite payloads equipped with terahertz communication devices during the ejection deployment process, as well as the implementation of continuous and opportunistic communication via terahertz on mobile platforms. The controller enables the relative attitude between main and sub-satellites to achieve terahertz communication at lower control frequencies. The ground experiment integrating tethered satellites ejection deployment and terahertz communication was conducted with the controller. The experimental results show that under low-frequency control, the designed controller not only allows the sub-satellite simulator's trajectory to closely follow the pre-designed optimal deployment curve, but also meets the relative attitude angle requirements for continuous and opportunistic communication via terahertz between the main and sub-satellites. The terahertz communication rate and bit error rate demonstrate that the adaptability of terahertz com-

2025-01-11 收到第 1 稿, 2025-03-01 收到修改稿.

^{*} 国家自然科学基金资助项目(12472014), 航空航天结构力学及控制全国重点实验室(南京航空航天大学)自主研究课题(MCAS-I-0224G04)、青年学生项目(MCAS-S-0225K01), Natural Science Foundation of China(12472014), Research Fund and Youth Student Fund of State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics) (MCAS-I-0224G04, MCAS-S-0225K01).

[†] 通信作者 E-mail: yu_bensong@nuaa.edu.cn

munication on mobile platforms for both opportunistic and continuous communication meets the required standards.

Key words tethered satellite, low-frequency control, ejection deployment, relative attitude, terahertz communication

引言

与传统航天器相比,绳系卫星可通过释放/回收调整系绳长度实现灵活拓扑.当系绳为导电系绳时,通过航天器安装的主动电荷交换装置,使得导电系绳与太空地磁环境相互作用,产生洛伦兹力,绳系卫星可在不消耗燃料的情况下,借助电荷交换装置以及存储的气体工质,实现航天器的轨道转移^[1](升轨或降轨)以及太空垃圾的清理^[2,3]等功能,具有巨大的应用潜力.

绳系卫星的弹射释放通常通过一定的弹射释放装置实现,在系绳快释放完毕时,通过主动或被动的的方式进行减速控制. Gupta 等^[4]设计了一种用于纳米卫星的绳系卫星弹射机构,并对线轴的形状以及绕线的方式进行了优化,能够提高系绳存储的效率以及弹射释放的出现稳定. Yang 等^[5]针对绳系弹射释放机构成功率低的问题,设计了一种基于推杆电机的新型弹射释放机构,并提出一种对机构各部分进行优化的方法.通过地面弹射实验,验证了优化方法的可行性.王加成^[6]设计了一种小型绳系卫星弹射机构,具有结构简单、性能稳定、可重复进行实验的特点,适用于地面实验的验证.

由于系绳具有阻尼小、柔性大等特点,在绳系卫星释放过程中,常通过控制系绳张力或卫星自带的姿态控制装置对释放过程中整个系统的姿态进行控制.如不加控制,系绳张力可能会超过材料的强度而导致释放失败,因此通常需要在释放过程中施以控制.对此,张莹等^[7]结合动力学分析解与控制器设计,设计一种滑模控制律用于抑制子星姿态振动,并通过仿真验证控制器有效性.李晓磊^[8]提出新型离散时间滑模预测控制方案,充分考虑实际工程离散采样特性,能够显著提升传统滑模控制对绳系系统释放过程的控制性能,并有效改善其抖动问题.贾程等^[9]通过模型预测控制调整主星姿态,在实现绳系编队系统轨道跟踪的同时,抑制系统在轨机动过程的系绳摆动.

除数值仿真以外,常通过地面实验进行控制策略验证.如文浩等^[10]根据天一地动力学相似原理,基于计算机视觉和无线局域网技术,构建在线测控子系统,其反馈控制律利用 Legendre 伪谱法和非线性规划方法在线计算开环最优轨道来确定. Higuchi 等^[11]利用旋转的斜面模拟微重力下的重力梯度力,引入线性化运动方程,可以实现对绳系卫星回收时发散振动的抑制. Kang 等^[12]研究绳系空间拖曳对大型旋转非协同目标的姿态稳定,将系绳张力、拖曳目标姿态以及它们的组合控制用于对目标的姿态以及运动的控制,并通过仿真器在微重力实验台进行控制律有效性验证. Kentaro 等^[13]通过各种地面实验确定系绳珠点模型的关键参数,并以此进行数值计算,研究使用推进器实现系绳释放的动力学以及推进器的要求,如推进器的推力和启动时间. Yu 等^[14]在非惯性参考系下建立一个近似的高维非线性绳系卫星模型,研究三种典型面内运动,利用庞加莱映射分析运动稳定性,提出一个动态参数域用于三种运动及临界值,最后利用动力学相似原理进行地面实验,再现其轨道动力学特性.

太赫兹波段处于宏观电子学向微观光子学的过渡频段,因其高分辨率、非电离辐射、低环境干扰和光谱特性,在通信方面具有独特的优势^[15],尤其是大宽带和抗截获的特点,非常适合卫星间的高速通信^[16]. Li 等^[17]建立了一个全面的理论模型并结合实验,对太赫兹波通过玻璃门时的通道性能进行了研究,推动了太赫兹高效可靠通信的界限.对于太赫兹通信,当前已有大量研究,但对于太赫兹在移动条件下的通信实验仍有所欠缺.

本实验所使用的太赫兹通信系统主要由太赫兹发射链路和太赫兹接收链路组成,其中太赫兹发射链路主要由微波信号源、W 频段倍频器、太赫兹混频器和太赫兹发射天线组成,太赫兹接收链路的结构与之类似.如图 1 所示.

由微波信号源产生的信号源,经过 W 频段倍频器将信号频率提高 12 倍,再通过太赫兹混频器将

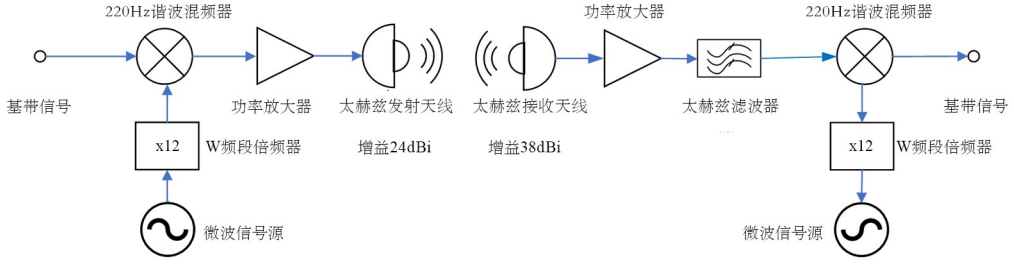


图1 太赫兹通信系统示意图

Fig. 1 Terahertz communication system schematic diagram

基带信号与太赫兹载波信号进行调制,最后经过功率放大器即可由天线进行传输,其中发射天线孔径为 10 mm,在 220 GHz 工作频段的增益约为 24 dB. 太赫兹接收链路接收到太赫兹信号后,对信号进行放大、变频,并对信号进行解调得到基带信号.

本文设置子星仿真器释放轨迹为 Legendre 伪谱法计算得到的最优轨迹,增加主、子星相对姿态角的控制器,用于避免子星释放过程中系绳突然绷紧,以及将相对姿态角控制在 $\pm 5^\circ$ 范围内,为太赫兹实现机会通信创造条件. 最后进行绳系卫星地面弹射释放实验,通过处理光学识别系统记录的仿真器运动数据以及太赫兹通信载荷输出的诊断数据,计算仿真器的实际释放轨迹和姿态变化以及太赫兹通信载荷的通信速率和误码率,通过对比仿真器的实际释放与参考轨迹,验证了所设计参考轨迹的有效性;太赫兹通信载荷的通信速率和误码率,以及仿真器姿态变化说明了姿态控制器的有效性以及太赫兹通信在移动平台下机会通信的持续性和稳定性.

1 动力学建模

研究由主星 S_0 、子星 S_1 及连接二者的空间系绳所构成的绳系卫星系统,如图 2 所示. 系统运行于开普勒椭圆轨道,主、子星的质量分别为 m_{S_0} 和 m_{S_1} ,同时考虑系绳质量,将柔性系绳离散为一系列由弹簧—阻尼器连接的质点,相邻质点间通过一根弹簧和一个阻尼器实现连接,如图 3 所示.

引入惯性坐标系 $O_E XYZ$ 用于系统的运动,其坐标原点为 O_E 地球质心, $O_E X$ 轴在赤道平面内并指向春分点, $O_E Z$ 轴与地球自转轴重合, $O_E Y$ 满足右手定则. 引入主(子)星体坐标系 $O_{S_0} x_{S_0} y_{S_0} z_{S_0}$ ($O_{S_1} x_{S_1} y_{S_1} z_{S_1}$) 描述主(子)星的姿态运动. 其中 O_{S_0} (O_{S_1}) 为主(子)星质心, $O_{S_0} x_{S_0}$

($O_{S_1} x_{S_1}$)、 $O_{S_0} y_{S_0}$ ($O_{S_1} y_{S_1}$) 和 $O_{S_0} z_{S_0}$ ($O_{S_1} z_{S_1}$) 与主(子)星的三个惯量主轴重合.

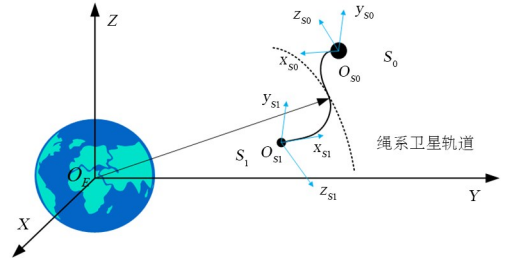


图2 绳系卫星系统

Fig. 2 Tethered satellite system

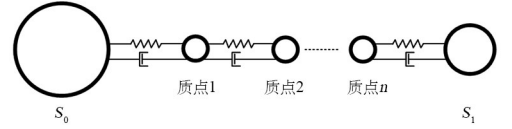


图3 珠点模型

Fig. 3 Bead model

根据牛顿第二定律,可得到主(子)星及离散系绳质点的动力学方程

$$m_{S_0(S_1,i)} \ddot{\mathbf{R}}_{S_0(S_1,i)} = \mathbf{G}_{S_0(S_1,i)} + \mathbf{T}_{S_0(S_1,i)} \quad (1)$$

式中,“ \cdot ”表示对时间的导数, $\ddot{\mathbf{R}}_{S_0(S_1,i)}$ 为主星(子星或离散系绳的第 i 个质点)相对于地心的位置矢量, $\mathbf{G}_{S_0(S_1,i)}$ 为主星(子星或离散系绳的第 i 个质点)所受到的重力, $\mathbf{T}_{S_0(S_1,i)}$ 为主星(子星或离散系绳的第 i 个质点)所受到的相邻离散系绳质点张力.

对于主(子)星的姿态变化,可利用 Euler 动力学方程描述为

$$\mathbf{J}_{S_0(S_1)} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{S_0(S_1)} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{S_0(S_1)} \mathbf{J}_{S_0(S_1)} \boldsymbol{\omega}_{S_0(S_1)} = \mathbf{M}_{C_0(C_1)} \quad (2)$$

其中, $\mathbf{J}_{S_0(S_1)}$ 为主星(子星)惯量矩阵, $\mathbf{M}_{C_0(C_1)}$ 为主星(子星)受到的控制力矩, $\boldsymbol{\omega}_{S_0(S_1)}$ 为主星(子星)相对于体坐标系 $O_{S_0} x_{S_0} y_{S_0} z_{S_0}$ ($O_{S_1} x_{S_1} y_{S_1} z_{S_1}$) 的角速度, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 为 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 的反对称矩阵,其具体表达为

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

为避免传统 Euler 角描述姿态时的奇异性问题,利用四元数描述卫星体的转动. 根据刚体动力学理论,刚体绕定点的任意有限次转动可由(过该点的)某个轴的一次有限转动实现,在下文中称此轴为转动轴. 定义卫星的转动四元数为

$$\mathbf{q}_M = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\alpha}{2} \\ p_1 \sin \frac{\alpha}{2} \\ p_2 \sin \frac{\alpha}{2} \\ p_3 \sin \frac{\alpha}{2} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, α 为卫星关于转动轴的转动角, $\mathbf{p}_M = (p_1, p_2, p_3)^T$ 为沿转动轴的单位向量. 基于四元数可将动力学方程改写为

$$\dot{\mathbf{q}}_M = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \underline{\omega} \quad (5)$$

其中, $\underline{\omega} = [0 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, \mathbf{Q} 的具体表示为

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

2 姿态控制器

太赫兹通信的建立需要使得接收天线在发射天线为中心的一定范围内,通常为顶角为天线波束宽度的圆锥. 根据太赫兹通信系统的工作频率以及发射天线的孔径,可以估算出天线的波束宽度 $\theta_{3dB}^{[18]}$

$$\theta_{3dB} \approx \frac{58}{D_\lambda} \quad (7)$$

其中, D_λ 为天线孔径与太赫兹波长的比值, θ_{3dB} 的单位为角度. 根据式(7)可以计算得到此太赫兹工作频率范围(204~216 GHz)的波束宽度约为 $8.056^\circ \sim 8.529^\circ$. 为保证一定的裕度,实际要求的太赫兹发射天线的波束宽度 $\theta_{3dB} \geq 10^\circ$. 由于太赫兹通信系统安装于绳系主、子星的中心位置. 因此,欲满足太赫兹的通信要求,需要保证绳系主、子星释放过程中,相对姿态角在 $\pm 5^\circ$ 以内.

由于实验主要用于验证太赫兹通信系统空间

适应性,在移动平台能否正常开展机会通讯,因此,对于通信速率不刻意要求,满足通信速率 ≥ 10 Mbps,误码率 $\leq 10^{-6}$ 即可.

在子星的弹射释放过程中,子星的速度会受系绳张力影响,尤其是在释放过程中,系绳与弹射机构之间的摩擦使得系绳抖动,导致系绳张力发生突变,而系绳张力未时刻通过质心时,会导致姿态变化. 若不施加姿态控制,在释放过程中,若子星的态度发生变化并且角速度累积到一定程度,系绳会突然绷紧,导致子星姿态突然反向;或系绳松弛,子星发生旋转,二者均导致释放失败. 为了避免出现这一现象,通常通过调整系绳的释放速度来控制张力,但实际操作中难以实时调整电机进行控制. 太赫兹通信载荷在子星弹射释放过程中能否成功建立通信以及通信的持续和稳定取决于太赫兹接收端是否在发射端的波束宽度以内,由于太赫兹发射端与接收端分别安装在卫星对称处,因此需要保证主、子星之间的相对姿态角在 $\pm 5^\circ$ 内,倘若仅依靠电机用于实现相对姿态角的要求,则电机的控制带宽需要足够大,以应对由于外界扰动使得子星姿态变化导致系绳出现松弛,从而导致子星姿态处于不可控状态. 然而实际航天器由于工作环境、硬件设施等限制,控制器的控制带宽通常较小. 为模拟系统在实际环境下的状态,因此需要一个在较小控制带宽下能够满足主、子星相对姿态角要求的控制器.

对于空间释放或保持阶段的绳系卫星,某一时刻的系统姿态如图4所示. 在图4中,位于主、子星上的蓝色圆锥为太赫兹的天线示意,太赫兹天线轴线垂直于卫星表面; \mathbf{n}_{S_i} ($i=0,1$) 为主星与子星相对平面的单位法向量,亦为太赫兹天线轴线方向; \mathbf{n}_{T_i} ($i=0,1$) 为主星/子星指向子星/主星的单位向量,即 $\mathbf{n}_{T_0} = -\mathbf{n}_{T_1}$; $\boldsymbol{\omega}_{S_i}$ ($i=0,1$) 为主星/子星的角速度.

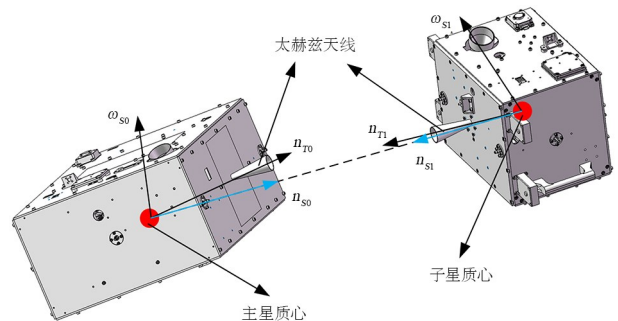


图4 卫星体姿态

Fig. 4 The attitude of satellite

以下给出主星的控制器设计过程,欲对主星进行姿态角度控制,需要施加力矩实现,所施加的力矩需要能够使得卫星的法向量 \mathbf{n}_{s_0} 与主星中心指向子星中心的单位向量 \mathbf{n}_{T_0} 平行,同时保证主星的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{s_0}$ 只在 \mathbf{n}_{T_0} 存在分量,即 $\boldsymbol{\omega}_{s_0} \times \mathbf{n}_{T_0} = 0$. 由此可以得到惯性坐标系下的控制力矩的表达式

$$\mathbf{M}_{C_0} = -K_{p_0}(\mathbf{n}_{s_0} \times \mathbf{n}_{T_0}) - K_{d_0}[\boldsymbol{\omega}_{s_0} - (\boldsymbol{\omega}_{s_0}, \mathbf{n}_{T_0})\mathbf{n}_{T_0}] \quad (8)$$

其中, K_{p_0} 、 K_{d_0} 分别为控制器比例增益与微分增益.

由于地面实验中,仿真器的运动为平面运动,则可对上述控制器进行简化.考虑在弹射释放过程中,主星仿真器与子星仿真器的位置及姿态如图5所示,蓝色的圆锥表示安装在仿真器上的太赫兹通信载荷的. Oxy 为气浮平台上建立的坐标系,用于确定仿真器的位置,为全局的惯性坐标系.引入主(子)星仿真器体坐标系用于描述仿真器姿态,以仿真器质心为坐标原点 O_0 (O_1), O_0z_0 (O_1z_1) 轴垂直于气浮平台平面, O_0x_0 (O_1x_1) 轴沿系绳指向子(主)星仿真器方向, O_0y_0 (O_1y_1) 轴满足右手定则. θ 为系统的面内摆角, θ_0 表示主星仿真器的姿态角, θ_1 表示子星仿真器的姿态角,并定义 $\Delta\theta = \theta_0 - \theta_1$ 为相对姿态角; ω_0 、 ω_1 分别为主、子星仿真器的角速度.将姿态角与系绳摆角之间的角度差作为姿态误差,表示为

$$\begin{aligned} \Delta\theta_0 &= \theta_0 - \theta \\ \Delta\theta_1 &= \theta_1 - \theta \end{aligned} \quad (9)$$

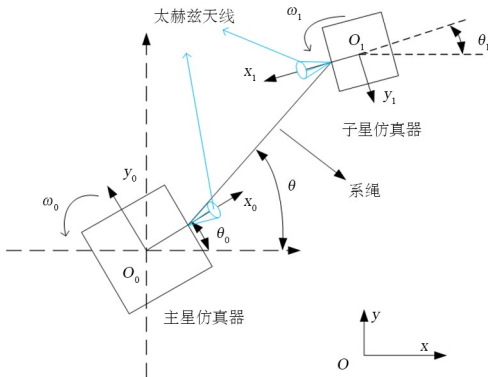


图5 平面主、子仿真器位置及姿态

Fig. 5 The position and attitude of the main and sub simulator in the plane

主、子星仿真器设计的控制器均如下

$$\mathbf{M}_j = \sigma_U(-K_{p_j}\Delta\theta_j - K_{d_j}\omega_j) \quad (10)$$

其中 K_{p_j} 为控制器比例增益, K_{d_j} 为控制器微分增益, $j = \{0, 1\}$, $\sigma_U(\cdot)$ 为饱和函数且可表示为

$$\sigma_U(x) = \begin{cases} \underline{U} & x > \underline{U} \\ x & |x| \leq |\underline{U}| \\ -\underline{U} & x < -\underline{U} \end{cases} \quad (11)$$

\underline{U} 为控制器能输出最大控制力.

对于系绳释放的参考轨迹,使用 Legendre 伪谱法计算地面实验的系绳释放轨迹,使用如下性能指标函数

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (\theta^2 + \dot{\theta}^2 + 5\dot{l}^2 + 10T^2) dt \quad (12)$$

其中, t_0 为释放开始时间, t_f 为释放结束时间;同时希望系绳释放过程中尽量减小系绳摆角 θ 的变化;由于释放过程中较大的释放速度和系绳张力易使系绳突然绷紧,导致子星仿真器被拉回.因此将释放过程系绳摆角 θ 、其角速度 $\dot{\theta}$ 、释放速度 \dot{l} 以及系绳张力 T 的积分作为性能指标函数的组成,并赋予不同的权重.释放速度和系绳张力决定着系绳能否释放到预定长度,因此参考轨迹的侧重点在于释放速度和系绳张力.而系绳张力在子星仿真器释放过程中影响着释放速度,因此系绳张力在性能指标函数中的权重最大,释放速度其次,系绳摆角及其角速度最小.

在计算系绳释放参考轨迹时,所使用的约束条件如下

$$\begin{cases} 0 \leq T \leq 8 \\ -\frac{\pi}{3} \leq \theta \leq \frac{\pi}{3} \\ 0 \leq l \leq l_f \end{cases} \quad (13)$$

其中, l_f 为系绳释放的目标长度.由于太赫兹通讯的建立只对主、子星的相对角度有关,与角速度无关,因此求解系绳释放参考轨迹时,只对系绳张力 T 、面内系绳摆角 θ 以及系绳释放长度 l 进行约束.

3 仿真与实验

3.1 实验系统

针对前文所设计的控制器,搭建地面实验系统进行控制器以及释放曲线的弹射释放验证.其实验系统组成如图6所示.

地面实验系统由大理石平台、卫星仿真器、大力马系绳、光学识别系统和太赫兹通信载荷组成.其中卫星仿真器通过气垫漂浮于大理石平台,可在平台上自由运动;在实际航天任务中,子星的弹射

对主星的位置影响相较于子星的运动可忽略不计。因此,在此次地面实验中,将主星放置于单轴气浮轴承,只对主星的位置进行固定、姿态自由。

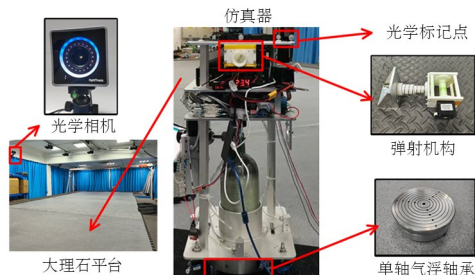


图 6 地面实验系统组成

Fig. 6 The composition of ground experiment system

光学识别系统的 OptiTrack 相机可以对粘贴在仿真器上的光学标记点进行识别,并记录其位置信息。通过识别粘贴在一个仿真器上的 6 个光学标记点,可在计算机中建立 2 个对称的虚拟刚体,并计算虚拟刚体几何重心的位置。计算机将虚拟刚体的实时坐标通过无线网络发送至仿真器工控机,工控机通过接收的坐标信息可以对主、子星的距离、姿态角、速度和角速度进行解算,并计算仿真器所需的控制力,将其转换为电信号,进而控制电磁阀开关控制喷口的间歇性喷气,实现控制力的输出。同时,工控机通过串口通信将控制信号发送给电机,实现对子星仿真器的弹射释放。仿真器的具体组成如图 7 所示。

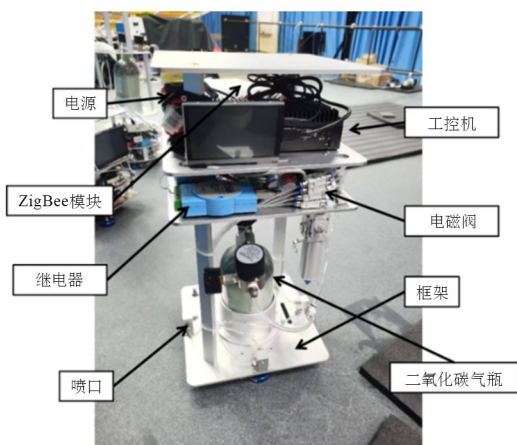


图 7 实验仿真器组成

Fig. 7 The composition of experimental simulator

太赫兹通信载荷由发射载荷和接收载荷两个节点组成,如图 8 所示。其中,发射载荷安装于主星仿真器,接收载荷安装于子星仿真器。在整个子星仿真器弹射释放过程,发射载荷持续发送数据,接收载荷接收数据并通过载荷诊断数据评估通信。载

荷诊断数据输出为误比特率和通信速率,其中误码率是 12 000 帧数据包的统计数据,可用误包率(未接收到数据包的占比)除以每一帧的字节数得到。

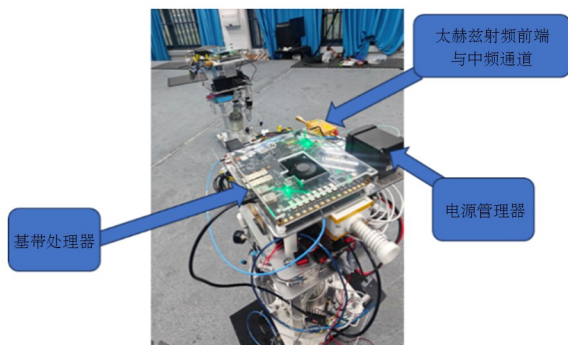


图 8 太赫兹通信载荷

Fig. 8 The device of terahertz communication

3.2 实验验证

释放总绳长为 5 m,设定释放时间为 60 s,子星仿真器弹射速度为 0.157 m/s,使用的系绳密度为 0.0003 kg/m。仿真器质量均为 17 kg。根据给定初始条件,使用式(12)的性能指标函数,计算得到实验所需的系绳释放的参考轨迹。图 9 即为系绳释放的参考轨迹。

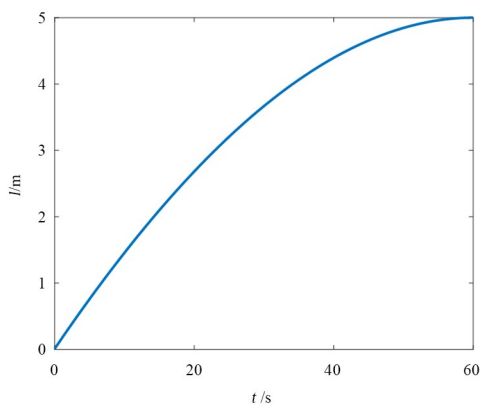
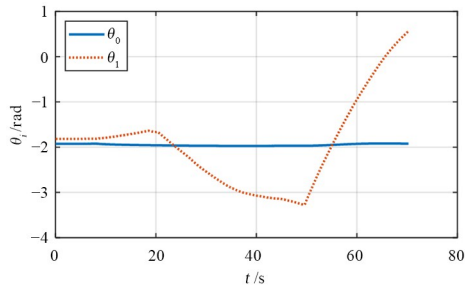


图 9 系绳释放参考轨迹

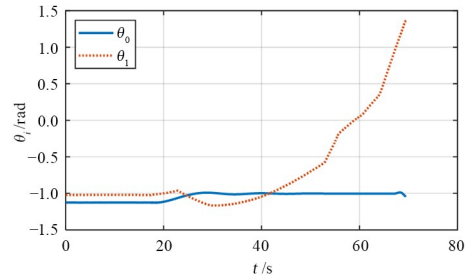
Fig. 9 The reference trajectory of tether deployment

使用计算得到的参考轨迹,在子星仿真器的弹射释放过程中不进行姿态控制,由于实验平台的扰动,以及系绳释放过程中与释放机构之间的摩擦力导致的系绳抖动,主星和子星的态度会发生变化,导致姿态变化过大或系绳突然绷紧,二者均会导致释放的失败。实验结果如图 10 所示,其中图 10(a)与图 10(c)分别为系绳未突然绷紧时,主、子星仿真器的姿态角变化以及实际释放轨迹与参考轨迹对比;图 10(b)与图 10(d)分别为系绳突然绷紧时,主、子星仿真器的姿态角变化以及实际释放轨迹与

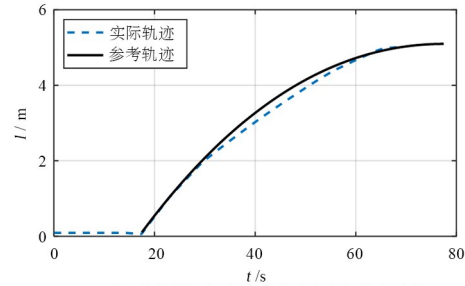
参考轨迹对比.



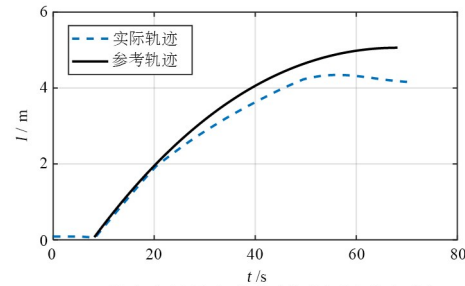
(a) 系绳发生突然绷紧时,主、子星仿真器姿态角变化
(a) When the tether suddenly tightens,the attitude changes of the main and sub-satellite simulators



(b) 系绳未突然绷紧时,主、子星仿真器姿态角变化
(b) When the tether does not suddenly tightens,the attitude changes of the main and sub-satellite simulators



(c) 系绳未突然绷紧时,参考轨迹与实际轨迹对比
(c) When the tether does not suddenly tightens,compare the reference trajectory with the actual trajectory



(d) 系绳发生突然绷紧时,参考轨迹与实际轨迹对比
(d) When the tether does not suddenly tightens,compare the reference trajectory with the actual trajectory

图 10 无姿态控制弹射释放结果

Fig. 10 The result of ejection deployment without attitude control

在图 10(a)中,时间约为 23 s 时,由于扰动,子星仿真器姿态开始发生变化.当姿态变化到一定程度时,子星仿真器在系绳张力的作用下,姿态变化方向相反(约 30 s 时).在图 10(c)可以看出,子星仿真器在 23 s 时,实际轨迹开始略慢于参考轨迹;在 30s 时,实际轨迹明显慢于参考轨迹.从图 10(c)可以看出,在子星仿真器释放过程中,系绳的张力

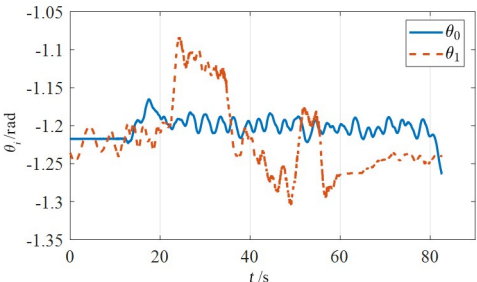
变化比较平缓,因此对于速度的影响不大,子星仿真器能够释放至 5 m,但是图 10(a)中子星仿真器的姿态表明,主、子星仿真器的相对姿态并不能满足太赫兹系统的通信要求.

图 10(b)中子星仿真器的姿态变化表明,子星仿真器在弹射阶段(约 9 s 处)存在一个较小的扰动,使得子星仿真器的姿态开始逐渐变化;当姿态变化累积到一定程度时(约 20 s 处),由于系绳出现突然绷紧,子星仿真器以一个更大的角速度开始反向旋转,并在约 50 s 处,系绳再次突然绷紧.图 10(d)表明,当第一次系绳出现突然绷紧时(约 20 s 处),实际释放轨迹开始明显慢于参考轨迹,且子星仿真器持续变化,说明系绳开始缠绕在仿真器上;当系绳第二次出现突然绷紧时,子星仿真器反向旋转.系绳两次突然绷紧,尤其是第二次,使得子星仿真器的速度快速下降,甚至在第二次系绳突然绷紧后,子星仿真器出现回拉,使得子星仿真器仅释放 4 m.

无控制的释放实验结果表明,在子星仿真器的释放过程中,子星极易受到外界扰动的影响,从而难以实现太赫兹机会通信的建立.上述结果说明,增加姿态控制器的必要性.

使用相同的参考轨迹,且主星、子星使用所设计的控制器,并采用 10 Hz 的控制频率进行控制,再次进行子星仿真器的弹射释放.得到的结果如图 11 所示,其中图 11(a)为主、子星仿真器的姿态角变化,图 11(b)为参考轨迹与子星仿真器的实际释放轨迹对比.

图 11(a)表明,增加姿态控制后,相比于无姿态控制,主、子星仿真器的姿态角变化范围明显变小.图 11(a)表明,子星仿真器在释放过程中,约 23 s 处,存在一个小扰动,使得子星仿真器的姿态发生变化.由于姿态控制器的作用,子星仿真器的姿态迅速稳定,并向着与主星仿真器相同姿态角方向变化.由于控制器的控制频率较低,因此子星仿真器的



(a) 有姿态控制时,相对姿态角变化
(a) Relative attitude angle changes with attitude control

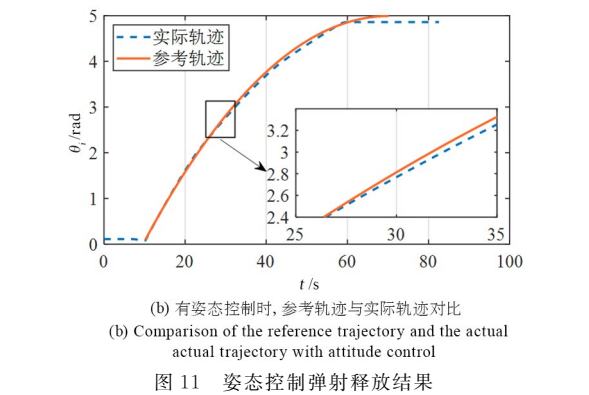


Fig. 11 The result of ejection deployment with attitude control

姿态稳定过程较慢. 当其姿态稳定时, 亦存在着一一定的姿态误差. 从图 11(b)也可以看出, 当子星仿真器受到扰动后, 姿态角的变化导致系绳张力发生较小的变化, 使得实际轨迹开始慢于参考轨迹; 由于姿态控制器的作用, 子星仿真器姿态得到控制, 使得系绳张力未变化过大, 因此在释放后段, 实际轨迹能够与参考轨迹较好的重合.

由于太赫兹通信载荷的实现机会通信需要在主、子星仿真器相对姿态角在 $\pm 5^\circ$ 以内. 因此亦可通过载荷诊断数据判断所设计姿态控制器的有效性. 统计诊断信息并记录, 统计数据表明最大传输帧数为 5736 F/s, 最小为 2302 F/s. 表 1 和表 2 展示了随机选取的 8 次数据.

表 1 表明, 在子星仿真器的弹射释放过程中, 太赫兹载荷通信正常, 且间断概率并不明显. 统计结果表明, 仅有一次出现间断, 即序号 3, 每秒传输帧数为 0. 同时, 按照通信速率的帧次统计相应误包率, 如表 2 所示. 表 2 表明, 除间断时未建立通信, 即序号 3, 由于传输帧数为 0, 无法计算对应通信误码率外, 其他通信误码率均低于 10^{-6} .

表 1 太赫兹通信速率 Table 1 The rate of terahertz communication			
序号	每秒传输帧数	帧字节数	计算速率/Mbps
1	3872	1536	47.58
2	4691	1536	57.64
3	0	1536	0
4	5103	1536	62.71
5	4115	1536	50.57
6	3971	1536	48.8
7	5736	1536	70.48
8	2977	1536	36.58

表 2 太赫兹通信误包率、误码率 Table 2 The packet error rate and bit error rate of terahertz communication			
序号	误包率	统计包数	计算误码率($\times 10^{-7}$)
1	0.004 326	12 000	3.52
2	0.004 101	12 000	3.34
3	/	12 000	/
4	0.004 077	12 000	3.32
5	0.004 111	12 000	3.35
6	0.004 327	12 000	3.52
7	0.004 039	12 000	3.29
8	0.004 251	12 000	3.46

通信速率和误码率以及间断次数表明, 太赫兹通信载荷的机会通信在移动平台上能够正常开展, 且说明了建立的机会通信具有持续性与稳定性. 同时, 也表明通信在整个子星仿真器弹射释放过程中, 可以认为主、子星仿真器的相对姿态角控制在 $\pm 5^\circ$ 以内.

对式(1)的珠点模型, 使用所设计的平面状态下的姿态控制器[式(10)]进行数值仿真, 得到在相对姿态角 $\Delta\theta = 0^\circ$ 、相对姿态角速度 $\omega_1 - \omega_0 = 0.5^\circ/\text{s}$ 的初始情况下, 主、子星仿真器的相对姿态角的数值结果. 对比了实验中有/无姿态控制的相对姿态角变化以及有姿态控制下的相对姿态角数值仿真结果, 如图 12 所示. 与无姿态控制时相比, 在有姿态控制时, 相对姿态角的变化能够保持在 0° 附近(数值计算约为 $\pm 0.5^\circ$, 实验约为 $\pm 5^\circ$). 在增加了仿真器的姿态控制之后, 主、子星之间的相对姿态角能够保持在 $\pm 5^\circ$, 这个结果与太赫兹载荷得到的结果一致. 但是由于控制器的控制频率较低, 实验过程中还可能某些未考虑的扰动因素, 因此在弹射释放过程中, 在主、子星稳定后的相对姿态角波动比较大.

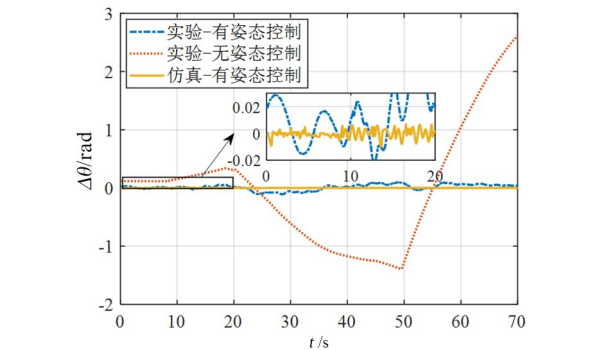


图 12 相对姿态变化
Fig. 12 The change of relative attitude

4 结语

利用 Legendre 伪谱法计算出绳系卫星哑铃模型最优释放曲线,并将其作为释放参考轨迹,设计绳系卫星的相对姿态低频控制器,并以此作为太赫兹通信载荷的机会通信实验平台,最后通过地面实验系统对释放参考轨迹和相对姿态控制器进行验证.光学识别系统记录的仿真器姿态变化和太赫兹通信载荷的通信速率与误码率表明子星仿真器的释放轨迹能够与预设的参考轨迹精确贴合,且在弹射释放过程中,10 Hz 的控制频率不仅能够将主、子星的相对姿态控制在 $\pm 5^\circ$ 以内,还能保证太赫兹机会通信的稳定性与持续性.

参考文献

- [1] WANG B H, MENG Z J, HUANG P F. Attitude control of towed space debris using only tether [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138: 152—167.
- [2] LUO C Q, HUANG L, WEN H, et al. Model predictive control for spin-up maneuver of an electrodynamic tether system [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 189: 55—62.
- [3] QI R, ZHANG Y, LU S, et al. Tethered towing of defunct satellites with solar panels [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 175: 1—10.
- [4] GUPTA A, THAKURTA V, SAHOO D, et al. Design and analysis of a passive tether de-orbiting mechanism for a nano-satellite [C]//2019 IEEE Aerospace Conference. New York: IEEE, 2019.
- [5] YANG Y, YANG K Y, ZHANG J R, et al. A novel design and optimization method for an electrodynamic tether deployment mechanism [J]. *Space: Science & Technology*. 2024, 4: 0147.
- [6] 王加成. 短距绳系卫星释放和控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
WANG J C. Control and experimental research on short distance deployment of Tethered satellite system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [7] 张莹, 王长青, ZABOLOTNOV Y, 等. 基于平均方法的三体绳系系统末端星体姿态控制[J]. *宇航学报*, 2024, 45(8): 1261—1268.
ZAHNG Y, WANG C Q, ZABOLOTNOV Y, et al. Attitude control of end satellites in the three-body tethered system based on the averaging method [J]. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(8): 1261—1268. (in Chinese)
- [8] 李晓磊. 绳系卫星释放过程的分数阶控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
LI X L. Fractional-order control for deploying tethered satellite [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022. (in Chinese)
- [9] 贾程, 孟中杰. 利用姿态机动的绳系卫星编队系统轨道协同控制[J]. *宇航学报*, 2022, 43(10): 1361—1367.
JIA C, MENG Z J. Orbit cooperative control for tethered satellite formation system via attitude maneuvering [J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(10): 1361—1367. (in Chinese)
- [10] 文浩, 金栋平, 胡海岩. 绳系卫星收放控制地面实验研究[J]. *振动工程学报*, 2010, 23(1): 7—11.
WEN H, JIN D P, HU H Y. Ground-based experimental study on deployment and retrieval control of tethered satellite [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2010, 23(1): 7—11. (in Chinese)
- [11] HIGUCHI K, NATORI M, IWASA T, et al. A ground experiment of motion control of retrieving space tether [C]//38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1997: 1217.
- [12] KANG J J, ZHU Z H, SANTAGUIDA L F. Analytical and experimental investigation of stabilizing rotating uncooperative target by tethered space tug [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(4): 2426—2437.
- [13] IKI K, KAWAMOTO S, MORINO Y. Experiments and numerical simulations of an electrodynamic tether deployment from a spool-type reel using thrusters [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 94(1): 318—327.
- [14] YU B S, JI K, WEI Z T, et al. In-plane global dynamics and ground experiment of a linear tethered formation with three satellites [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2022, 108(4): 3247—3278.
- [15] JIANG W, ZHOU Q H, HE J G, et al. Terahertz communications and sensing for 6G and beyond: a comprehensive review [J]. *IEEE Communications Survey & Tutorials*, 2024, 26(4): 2326—2381.
- [16] 宋瑞良, 李捷. 太赫兹技术在低轨星间通信中的应用与分析[J]. *无线电通信技术*, 2020, 46(5): 571—576.

SONG R L, LI J. Application and analysis of terahertz technology in LEO inter-satellite communication [J]. *Radio Communications Technology*, 2020, 46(5): 571—576. (in Chinese)

[17] LI D, LIU W B, WEI M H, et al. Experimental and theoretical exploration of terahertz channel performance through glass doors [J]. *Nano Communication Networks*, 2024, 39: 100496.

[18] 约翰·克劳斯, 罗纳德·马赫夫克. 天线(上册) [M]. 3 版. 北京: 电子工业出版社, 2008: 333—339.

JOHN D K, RONALD J M. *Antennas: for all applications* [M]. 3rd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2008: 333—339. (in Chinese).