

基于星间可见性的振动监测可视化仿真研究

刘金磊, 曹炳尧, 李正璇

(上海大学 特种光纤与光接入网重点实验室, 上海 200444)

摘要: 星间激光通信已经成为现如今的发展热潮, 星间链路容易受到外界环境或卫星本体的振动影响, 致使通信质量受损; 在卫星的轨道建模以及可视化领域, 传统方案极少引入卫星平台振动对链路的影响, 无法满足未来星网仿真的需求; 为反应星间链路通信过程中平台振动对其的影响, 提出了星间激光链路状态模型, 主要对地心角、激光功率、以及平台振动等主要参数进行了研究; 实验验证了星间可见性方法的计算准确性和功能有效性, 分别对方位角、俯仰角、星间距离进行误差对比验证, 其中方位角和俯仰角误差控制在 $30 \mu\text{rad}$ 以内, 星间距离误差控制在 110 m 以内, 并通过振动叠加实验, 验证了卫星平台振动对链路干扰的程度, 较好的还原星间链路的真实情况。

关键词: 星间可见性; 平台振动; ATP 系统; 链路状态; 可视化仿真

Research on Visualization Simulation of Vibration Monitoring Based on Inter-satellite Visibility

LIU Jinlei, CAO Bingyao, LI Zhengxuan

(Key Laboratory of Specialty Fiber Optics and Optical Access Networks, Shanghai University, Shanghai 200444, China)

Abstract: Inter-satellite laser communication has become a development boom nowadays, and inter-satellite links are easily affected by the vibration of the external environment or the satellite body, resulting in damage to the communication quality. In the field of satellite orbit modeling and visualization, traditional solutions rarely introduce the influence of satellite platform vibration on the link, which cannot meet the needs of future star network simulation. In order to reflect the influence of platform vibration during inter-satellite link communication, an inter-satellite laser link state model is proposed, which mainly studies the main parameters such as geocentric angle, laser power and platform vibration. The calculation accuracy and functional effectiveness of the inter-satellite visibility method are verified by experiments, and the error comparison and verification of the azimuth angle, elevation angle and inter-star distance are respectively. The error of azimuth angle and elevation angle is controlled within $30 \mu\text{rad}$, and the error of inter-satellite distance is controlled within 110 m . Through vibration superposition experiment, the degree of satellite platform vibration interference to link is verified, and the real situation of inter-satellite link is well restored.

Keywords: interplanetary visibility; platform vibration; ATP system; link state; visual simulation

0 引言

随着信息技术的高速发展, 星间激光通信作为一种新型的通信技术, 由于其具有低功耗、数据传输速率高、保密性强等特点, 它对国家国防军事的战略意义以及民用生活的便利保障发挥着越来越重要的地位^[1]。在卫星光通信过程中由于光束的发射角小, 通信距离遥远, 且空间环境复杂等问题, 高精度且快速的捕获、跟踪、瞄准技术就显得至关重要^[2]。卫星光通信对于 ATP 系统的性能要求较为苛刻, 跟瞄精度需要达到微弧度量级, 才能保持稳定的通信链路。在众多的环境干扰因素中, 卫星平台振动是影响星间激光通信稳定性最重要的因素之一, 无论是开环捕获还是闭环跟踪瞄准阶段, 卫星平台振动都影响着通信链路

的建立。

在空间光通信的研究中, ATP 系统及其捕获、跟踪技术是研究的核心问题之一。在 20 世纪 80 年代末期欧空局启动了 SILEX 计划^[3], 在计划中 ATP 系统负责捕获、跟踪等功能, 并采用高带宽精跟踪环, 实现稳定跟踪; 1994 年日本邮电部通信研究实验室研制的卫星光通信基础实验系统 LCE 搭载在技术试验卫星 ETS-VI 发射升空, 首次实现了地双向激光通信链路^[4], 其 ATP 系统由粗跟踪、精跟踪和超前瞄准系统组成; 2008 年, 德国宇航局实现了世界首次空间相干激光通信, 采用无信标捕获的新技术, 大大简化了 ATP 子系统的结构, 捕获时间小于 1 min ^[5]; 2011 年, 哈工大自行研制的光通信终端与地面站建立了光通信链

收稿日期: 2023-04-10; 修回日期: 2023-04-19。

基金项目: 上海市 2022 年度“科技创新行动计划”高新技术领域项目(22511100502)。

作者简介: 刘金磊(1996-), 男, 硕士。

通讯作者: 曹炳尧(1985-), 男, 博士, 实验师, 硕士生导师。

引用格式: 刘金磊, 曹炳尧, 李正璇. 基于星间可见性的振动监测可视化仿真研究[J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(9): 297-304, 331.

路^[6]，上行传输速率 20 Mbps，下行传输速率 504 Mbps，平均捕获时间小于 5 s，标志着我国在空间光通信领域进入在轨实验阶段。2012 年，武汉大学艾勇团队研制了一种精跟踪系统，该系统的探测机构采用高帧频的 CMOS 相机，执行机构采用以音圈电机驱动的快速反射镜。分别对运动平台不同角速度转动、大气湍流、平台振动因素对跟踪精度的影响进行了模拟实验，该系统可实现 6 μrad 的跟踪精度^[7]；自抗扰控制技术可以有效抑制诸如卫星平台扰动带来的影响^[8-9]，文章 [10] 设计了滑模控制器组成的精跟踪控制系统，并对动态滞后跟踪性能进行仿真研究，滑模控制可增加系统的控制带宽，在较宽的范围内对粗跟踪系统产生的随机误差有较强的抑制能力。

鉴于国内外的相关研究来看，对于 ATP 系统的研究主要集中在捕获技术、精跟踪方案设计以及振动抑制等方面，而在卫星平台振动对于链路影响的可视化技术方面研究较少，无法满足未来星网仿真的需求。

因此本文提出了星间激光链路状态模型，并搭建了针对卫星平台振动监测的可视化仿真平台。其中，星间激光链路状态模型包括了星间可见性模型、卫星平台振动模型、卫星姿态模型等与链路状态相关的参数，通过可视化手段完成对卫星平台振动的监测工作。星间可见性限制条件包括可通过大气层厚度决定的星下地心角以及激光通信功率方程，在可见性的前提下，通过调整卫星姿态，并计算方位角、俯仰角保证建立激光链路的方向准确性，然后对通信链路叠加卫星平台振动，最后以可视化技术展示链路实时状态。

1 星间激光链路状态数学模型

星间建立通信链路会受到诸多因素影响，为了准确地仿真卫星真实的通信状态，需要建立链路状态数学模型来表征链路的通断状态，为此需要去研究和分析以下几个预算条件：为了防止地球遮挡激光信号，需要对卫星间的最大地心角进行研究；考虑到光信号在自由空间中的各种损耗，决定了可达的最大通信距离，需要对光功率链路方程进行研究；考虑到星间激光通信过程中，对方卫星的方向和距离是 ATP 系统需要考量的重要因素，需要对卫星的方位角、俯仰角以及星间距离关键信息进行计算分析；卫星平台振动是影响链路通信质量的关键因素，如果超过 ATP 跟踪精度则可能会使链路发生暂短中断，故需考虑平台振动对链路的干扰。链路状态的数学模型建立流程如下：

首先通过两颗卫星的空间坐标位置，分别计算卫星间的地心夹角以及激光功率可达范围从而确认两颗卫星间的可见性，如果可见则计算卫星间的方位角和俯仰角来确定激光发射方向进而建立通信链路，并叠加振动信号来干扰链路的稳定性，根据振动幅度与跟踪容限进行比较，来得出链路的通断状态。根据以上内容，本文提出的链路状态数学模型表达式如下所示：

$$LS_{sur1sur2} = G_t \cdot P_l \cdot V_t \quad (1)$$

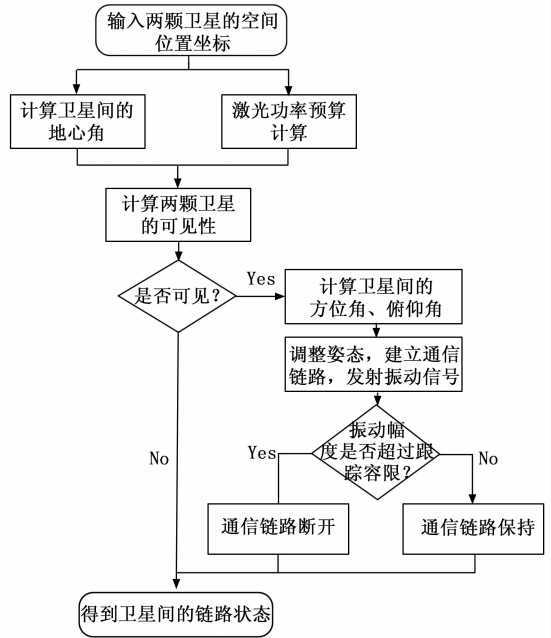


图 1 星间链路状态数学模型建立流程

其中： $LS_{sur1sur2}$ 表示卫星间的链路状态结果，为 true 或者 false，含义为连接状态或断开状态。 G_t 代表地心角判断模型的输出结果， P_l 代表激光功率模型的输出结果， V_t 代表卫星平台振动模型的输出结果。

G_t 、 P_l 、 V_t 的具体表达式如下所示：

$$\begin{cases} G_t = G \leq G_{max} \\ P_l = 10 \lg \left(\frac{P_r}{P_s} \right) > 3 \\ V_t = V \leq V_{max} \end{cases} \quad (2)$$

式中， G 代表卫星当前时刻形成的地心角， G_{max} 代表卫星可见时的最大地心角， P_r 代表 ATP 探测器的接收功率， P_s 代表探测器灵敏度， V 代表当前时刻的振动幅度， V_{max} 代表 ATP 跟踪容限最大幅度。

1.1 地心角的预算条件

考虑到地球对星间链路的遮挡作用，影响星间链路通信。为了保证通信链路的正常，同一轨道高度的两颗卫星的位置应该满足以下关系公式：

$$(R + h) \cos \left(\frac{a}{2} \right) > R$$

式中， R 为地球半径， h 为卫星高度， a 为卫星对应的地心角。

由于大气层对于星间链路的影响较大，所以为了避免通信链路受到低空复杂环境的干扰，保证一定的通信质量，一般规定不通过厚度为 H_p 的大气层，其取值不得小于几十公里^[11]。故式 (3) 变换为：

$$(R + h) \cos \left(\frac{a}{2} \right) \geq R + H_p \quad (4)$$

在已知轨道高度的情况下， H_p 将决定两颗卫星可以建立星间链路的最大地心角 a_{max} ，其计算公式如下：

$$\alpha_{\max} = 2\cos^{-1}\left[\frac{H_p + R}{h + R}\right] \quad (5)$$

由于卫星任务的需要, 建立星间链路的两颗卫星可能处于不同轨道高度。位于不同轨道高度的两颗卫星, 在给定各自轨道高度和星间链路距离地面的最小值的情况下, 可以确定两颗卫星建立通信链路的最大地心角 α_{\max} :

$$\alpha_{\max} = \cos^{-1}\left[\frac{H_p + R}{h_A + R}\right] + \cos^{-1}\left[\frac{H_p + R}{h_B + R}\right] \quad (6)$$

式中, h_A 为卫星 A 的轨道高度, h_B 为卫星 B 的轨道高度, α 为卫星 A 和卫星 B 形成的地心角, R 为地球半径。

1.2 光功率的预算条件

在星间链路通信中, 接收端接收到的光信号强度必须大于 ATP 探测器的最小探测值, 才能实现可靠的光通信。在整个通信链路过程中, 激光功率会发生衰减变弱, 最后由 ATP 接收装置接收到的光功率方程可由式 (7) 表示。链路方程中包括了关键的参数和信息, 对于星间链路的仿真具有重要意义^[12-13]。

$$P_r = P_t \cdot \eta_e \cdot \eta_f \cdot \eta_r \quad (7)$$

其中: P_r 为探测器接收的效率, P_t 为激光器发射的效率, η_e 为激光发射系统的总体效率, η_f 为激光在自由空间传输过程中的总体效率, η_r 为激光探测系统的总体效率。

激光发射系统效率 η_e 主要由两方面影响, 一方面与发射天线的增益 G_t 成正比, 另一方面取决于发射光学发射系统的传输效率 τ_t , 它们的关系表达式为式 (8)。其中, 发射天线增益 G_t 与光束发射角 θ_b (半角) 成反比, 当激光发射功率一定时, 光束发射角越大, 能量越分散, 此时天线发射增益 G_t 就越小。

$$\eta_e = G_t \cdot \tau_t = \left(\frac{32}{\theta_b}\right) \cdot \tau_t \quad (8)$$

激光传输效率 η_f 与空间损耗 L_r 和大气透过程率 τ_o 有关, 其中大气透过程率 τ_o 在星间通信时可将其设为 1, 其关系表达式为式 (9)。在自由空间光通信过程中, 随着空间距离越长将导致能量损耗增多, 但波长越长的激光, 其绕射和穿透能力比较强, 信号损失衰减也越小, 能够传输的距离越远。

$$\eta_f = L_r \cdot \tau_o = \left(\frac{\lambda}{4\pi L}\right)^2 \quad (9)$$

激光接收系统总体效率 η_r 和三方面因素有关, 分别是接收光学系统的传输效率 τ_r 、接收天线的增益 G_r 、跟瞄误差平均损耗 τ_j , 其关系表达式为式 (10)。接收天线增益 G_r 又与接收天线孔径 D_r 和光波长 λ 有关, 接收孔径越大, 能够接收到的光束能量就越高, 天线增益就越大^[14]。

$$\eta_r = \tau_r \cdot G_r \cdot \tau_j = \tau_r \cdot \left(\frac{\pi D_r}{\lambda}\right)^2 \cdot \frac{\theta_b^2}{\theta_b^2 + 4\sigma_p^2} \quad (10)$$

综上所述, 合并公式 (7) ~ (10), 星间链路建立的光功率方程为公式 (11) 所示:

$$P_r = P_t \cdot \frac{2}{L^2} \cdot \frac{D_r^2}{\theta_b^2 + 4\sigma_p^2} \cdot \tau_t \tau_r \quad (11)$$

式中, D_r 、 θ_b 、 σ_p 、 τ_t 、 τ_r 均可视为常量, 所以探测器接收

到的光功率与通信距离关系密切。当激光的发射功率一定时, 随着通信距离的增加, 激光探测器接收到的功率越小。

1.3 方位角和俯仰角的计算

方位角和俯仰角决定了激光发射的方向, 星间距离决定了激光功率是否可达, 所以这三个指标在星间链路的可视化仿真中起着关键作用。

在图 2 中给出了两颗处于不同轨道的卫星 i 、 j 在时刻 t 的空间几何关系。图中 A-XYZ 表示卫星的轨道坐标系。点 A、B、C 分别是卫星 i 在时刻 t , 卫星 j 在时刻 t 、卫星 i 在时刻 $t + \Delta t$ (Δt 为一时间增量) 在对应的天球面上的位置, 其地心惯性坐标系下的坐标分别为 (x_A, y_A, z_A) , (x_B, y_B, z_B) 和 (x_C, y_C, z_C) 。 ψ_{ij} 代表了卫星 i 到卫星 j 的方位角, 为两个截面的夹角, 第一个截面为卫星 i 当前的轨道面, 第二个截面为过点 A、点 B、点 O 的连线, 即截面 OAB 和截面 OAC 的夹角^[15]。 ϕ_{ij} 是卫星 i 到卫星 j 的仰角, 即卫星 i 过 A 点作劣弧 \overline{AB} 的切线与 AB 连线的夹角。同理可得, 卫星 j 对卫星 i 的方位角和仰角。 α 代表 t 时刻下卫星 i 、 j 形成的地心角。

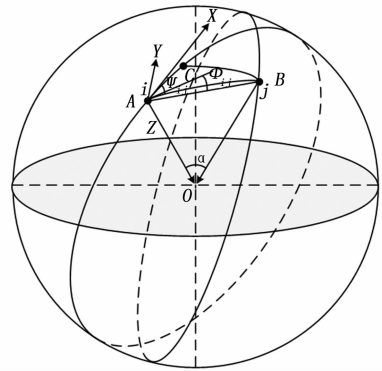


图 2 不同轨道平面下两颗卫星的几何关系

1.3.1 方位角和俯仰角的计算

为了简便起见, 本文使用方块来替代卫星本体, 并将关心的部分重新绘制于图 3。记 ECI 坐标系的 x 、 y 、 z 轴正方向的单位向量分为 \vec{i} 、 \vec{j} 、 \vec{k} 。根据几何关系, 可以得出卫星轨道坐标系 X、Y、Z 轴的方向向量 \vec{x} 、 \vec{y} 、 \vec{z} , 公式如下:

$$\vec{z} = -x_A \vec{i} - y_A \vec{j} - z_A \vec{k} \quad (12)$$

$$\vec{y} = \vec{OC} \times \vec{OA} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x_A & y_A & z_A \\ x_C & y_C & z_C \end{vmatrix} \quad (13)$$

$$\vec{x} = \vec{y} \times \vec{z} \quad (14)$$

根据在 t 时刻卫星 i 和卫星 j 的地心惯性系下的坐标, 可以得到 \overline{AB} 。假设 \overline{AB} 在平面 XAY 上的投影向量为 \overline{AD} , 则方位角 ψ_{ij} 为 \overline{AD} 与 \vec{x} 的夹角, 俯仰角 ϕ_{ij} 为 \overline{AD} 与 \overline{AB} 的夹角。根据向量的点乘和加法运算, 可以求得 \overline{AD} 的公式如下:

$$\overline{AD} = \overline{AB} - \overline{DB} \quad (15)$$

其中: 向量 \overline{DB} 为向量 \overline{AB} 在向量 \vec{z} 上的投影向量, 其计算公式如下:

$$\overline{DB} = (\vec{ab} \cdot \vec{z}_{unit}) \cdot \vec{z}_{unit} =$$

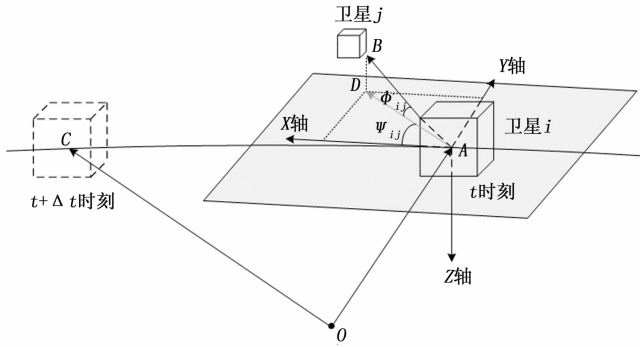


图 3 方位角和俯仰角几何特征图

$$\frac{(x_B x_A - x_A^2) + (y_A y_B - y_A^2) + (z_B z_A - z_A^2)}{x_A^2 + y_A^2 + z_A^2} \cdot (x_A \vec{i} + x_B \vec{j} + x_C \vec{k}) \quad (16)$$

式中, \vec{ab} 为向量 \vec{AB} 的单位向量, \vec{z}_{unit} 为向量 \vec{z} 的单位向量, $|\vec{AB}|$ 为向量 \vec{AB} 的模。则根据向量的夹角公式, 可得到方位角和俯仰角的计算公式如下:

$$\psi_{ij} = \arccos\left(\frac{\vec{x} \cdot \vec{AD}}{|\vec{x}| |\vec{AD}|}\right) \quad (17)$$

$$\phi_{ij} = \arccos\left(\frac{|\vec{AB} \cdot \vec{AD}|}{|\vec{AB}| |\vec{AD}|}\right) \quad (18)$$

1) 方位角的正负方向判断:

假设 σ_{ij} 表示向量 \vec{AD} 与 \vec{y} 的夹角, 取值范围为 $[0^\circ, 180^\circ]$, 计算公式如下:

$$\sigma_{ij} = \arccos\left(\frac{\vec{y} \cdot \vec{AD}}{|\vec{y}| |\vec{AD}|}\right) \quad (19)$$

若 $\sigma_{ij} \leq 90^\circ$, 则 $\psi_{ij} = \psi_{ij}$, 方向为正; 若 $\sigma_{ij} > 90^\circ$, 则 $\psi_{ij} = 360^\circ - \psi_{ij}$, 方向为负。

2) 俯仰角的正负方向判断如下:

假设 ρ_{ij} 表示向量 \vec{AB} 与 \vec{z} 的夹角, 取值范围为 $[0^\circ, 180^\circ]$, 计算公式如下:

$$\rho_{ij} = \arccos\left(\frac{\vec{z} \cdot \vec{AB}}{|\vec{z}| |\vec{AB}|}\right) \quad (20)$$

若 $\rho_{ij} > 90^\circ$, 则 $\phi_{ij} = \phi_{ij}$, 方向为正; 若 $\rho_{ij} < 90^\circ$, 则 $\phi_{ij} = -\phi_{ij}$, 方向为负。

1.3.2 星间距离的计算

在时刻 t , 卫星 i 和卫星 j 的星间距离计算公式如下:

$$d = \sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 + (z_B - z_A)^2} \quad (21)$$

1.4 卫星姿态控制计算

卫星在轨运行时, 往往需要与地面站或其他卫星进行链路通信, 而卫星的位置与姿态处于不断变化中, 如果不加以约束则很难建立起可靠的通信链路, 本文针对这种情况, 提供了一种在三维可编程建模平台中实现卫星姿态控制的方法, 使卫星可以按照期望的姿态进行星间通信。

本文规定卫星无论何时都保持如下姿态: 卫星 Z 轴指向地心位置, Y 轴指向轨道面的法向量, X 轴方向沿飞行方向, 不一定与卫星的飞行速度矢量重合, 而由 Y 轴与 Z 轴的叉乘方向决定。

在可视化三维编程平台中, 可通过以下步骤完成卫星的姿态调整:

1) 实现卫星定位。通过轨道预测模型计算得到卫星在当前时刻下地心惯性坐标系的坐标; 然后经过与经纬高坐标系转换、三维编程平台内的空间直角坐标系转换以及局部坐标系转换; 最终得到位于三维编程平台内的空间位置 (x_0, y_0, z_0) 。

2) 调整卫星的 Z 轴方向。通过式 (12) 得到轨道坐标系的 Z 轴向量, 在三维编程平台内可以直接设置某个刚体的 X 、 Y 、 Z 轴向量, 所以通过赋值操作完成卫星 Z 轴的调整, 达到卫星朝向地球的视觉效果。

3) 调整卫星的 Y 轴方向。计算得到卫星轨道路径上的三个位置点 (x_1, y_1, z_1) 、 (x_2, y_2, z_2) 、 (x_3, y_3, z_3) , 进而得到轨道平面上的两个向量 \vec{a} $(x_2 - x_1, y_2 - y_1, z_2 - z_1)$ 和向量 $\vec{\beta}$ $(x_3 - x_1, y_3 - y_1, z_3 - z_1)$, 计算 $\vec{a} \times \vec{\beta}$ 得到轨道平面的法向量 $\vec{\gamma}$ 。由于本三维编程平台的空间采用左手定则, 所以叉乘方向由左手定则得出。在步骤 2 中 Z 轴已经调整到轨道面上, 则法向量 $\vec{\gamma}$ 与 XOY 面平行, 通过以下公式得到法向量 $\vec{\gamma}$ 与 Y 轴的夹角 θ , 其取值范围为 $0 \sim \pi$ 。

$$\theta = \arccos\left(\frac{\vec{\gamma} \cdot \vec{y}}{|\vec{\gamma}| |\vec{y}|}\right) \quad (22)$$

其中: \vec{y} 为 Y 轴的单位向量。

4) 计算获得旋转方向。在已知旋转角度的情况下, 需要得到当前卫星朝正向旋转还是朝反向旋转。判断方式与卫星的 Z 轴方向以及左右手定则有关。在本平台下, 计算公式如下:

$$\vec{\rho} = \vec{\gamma} \times \vec{z} \quad (23)$$

$$\theta_{\text{rotate}} = \begin{cases} \text{angle}(\vec{\rho}, -\vec{z}) > 90^\circ, & \theta \\ \text{angle}(\vec{\rho}, -\vec{z}) \leq 90^\circ, & -\theta \end{cases} \quad (24)$$

其中: $\vec{\rho}$ 是 $\vec{\gamma}$ 与 \vec{z} 通过叉乘得到的向量, \vec{z} 是卫星的 Z 轴单位向量, θ_{rotate} 是旋转角度, 正值则朝正向旋转, 负值则朝负向旋转。

2 卫星平台振动模型

2.1 卫星平台振动特性

星上振源分为外部扰动源和内部扰动源。外部扰动源主要与卫星所处空间物理环境有关, 包括太阳辐射压力、日月引力、微小陨石碰撞等; 内部扰动源主要与卫星的自身机械操作有关, 包括太阳帆板步进、天线机械运动、陀螺偏移等^[16]。

国外许多航天机构为了获得准确的卫星平台振动数据, 进行了很多振动实验, 测得的卫星平台振动功率谱密度如图 4 所示。由 LANDSAT-4 卫星的振动功率谱可分析得到平台振动是由连续振动和谐波振动分量组成^[17]。其谐波分量分别为: 频率 1 Hz, 振幅为 100 μrad ; 频率 100 Hz, 振幅为 4 μrad ; 频率 200 Hz, 振幅 0.6 μrad 。欧空局通过对振动数据建模, 其采用的振动模型功率谱密度函数为:

$$S(f) = \frac{160 \mu\text{rad}^2/\text{Hz}}{1 + (f/f_0)^2}, f_0 = 1 \text{ Hz} \quad (25)$$

由此可以得知卫星平台振动具有一定的特点: 低频率高幅度, 高频率低幅度; 卫星平台振动的振幅随着频率的增加而显著降低^[18]。

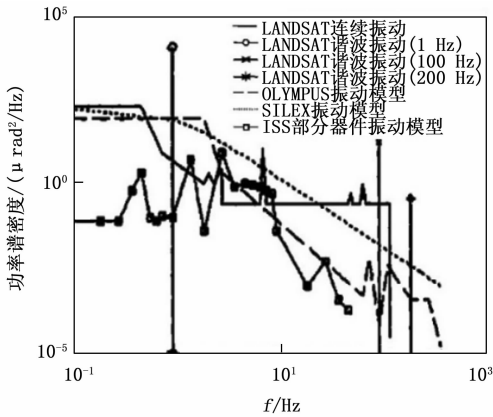


图 4 各种典型平台振动功率谱密度图^[19]

2.2 卫星平台振动信号模拟

为了给卫星平台增加振动信号, 需要根据欧空局的振动功率谱密度模型模拟出相似的振动信号。通过分析功率谱密度模型可知连续振动功率谱呈现低通滤波器的特点, 谐波振动分量的功率谱密度呈现冲激信号特点, 在时域上则表现为正弦信号。本文采用的谐波振动采用 LANDSAT-4 卫星上采集的三个谐波振动分量, 可分别等效为:

$$x_1(t) = 100 \sin(2\pi t) \mu rad \quad (26)$$

$$x_2(t) = 4 \sin(2\pi \times 100 \times t) \mu rad \quad (27)$$

$$x_3(t) = 0.6 \sin(2\pi \times 200 \times t) \mu rad \quad (28)$$

连续振动功率谱密度采用 SILEX 发布的卫星平台振动的功率谱密度函数, 如式 (25) 所示。由于高斯白噪声是独立信号, 表现为信号围绕平均值的一种随机波动过程, 常用于信道噪声, 所以本文采用高斯白噪声通过经设计的低通滤波器来模拟连续振动信号。经过设计测试, 高斯白噪声的均方根值为 $2 \mu rad$, 低通滤波器的传递函数为^[20]:

$$F(s) = \frac{3100}{s + 5.013} \quad (29)$$

采样频率为 5 kHz, 滤波后的信号加上正弦谐波信号, 再经过功率谱密度 (PSD, power spectral density) 计算, 为了突出低频区域特点, 将结果转换为分贝, 模拟得到的卫星平台振动信号的功率谱与卫星振动标准模型的对比如图 5 所示, 由图可知, 两者基本一致。

本文模拟的卫星平台振动分为连续振动信号和叠加了较短时间的谐波振动分量的振动合成信号, 图 6 为连续振动信号的时域曲线, 横坐标为时间、纵坐标为幅度。图 7 为合成信号的时域曲线, 其中第 4~6 s 叠加了谐波振动分量。

2.3 平台振动对三轴自由度的影响

卫星平台的振动会对 X 轴、Y 轴、Z 轴分别造成影响, 且如果振动方向与各轴存在夹角时, 则会对三轴自由度上的振幅影响各不相同。当振动方向 \vec{AB} 与平面 XAY 夹角为

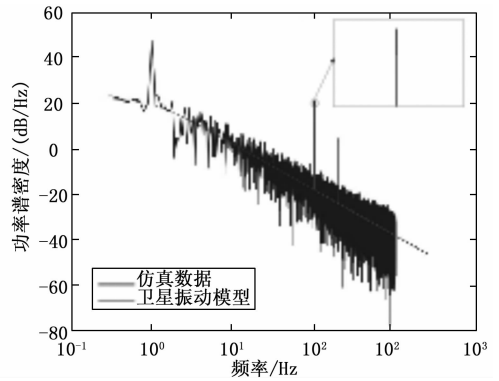


图 5 模拟振动信号与卫星振动模型 PSD 对比图

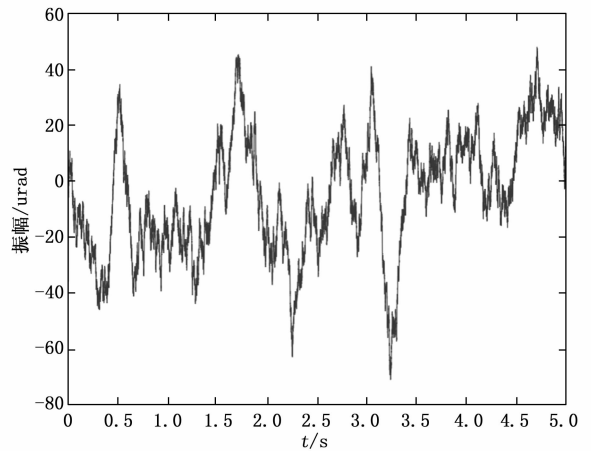


图 6 卫星平台连续振动信号的时域图

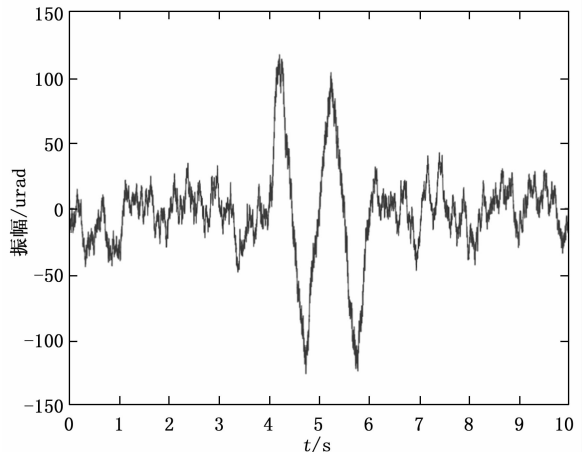


图 7 卫星平台合成振动信号时域图

θ_1 , 其映射向量 \vec{AD} 与 X 轴夹角为 θ_0 , 则此时对三轴自由度上振幅的影响如下:

$$\begin{cases} \gamma_x = A_0 \cos\theta_1 \cos\theta_0 \\ \gamma_y = A_0 \cos\theta_1 \sin\theta_0 \\ \gamma_z = A_0 \sin\theta_1 \end{cases} \quad (30)$$

其中: A_0 表示振动信号的振幅, γ_x 表示对 X 轴的振幅影响, γ_y 表示对 Y 轴的振幅影响, γ_z 表示对 Z 轴的振幅影响。

3 卫星系统振动监测平台的设计与实现

3.1 系统架构设计

卫星系统振动监测平台的系统架构设计如图 8 所示。整体系统框架分为三层，分别是数据层、机理层和表现层。数据层主要用于储存关键数据并为上层提供数据支持，数据引擎采用 MySQL。物理空间的数据主要来源于 TLE (two-line element) 数据文件，包括轨道六根数、卫星预报的纪元时间、卫星号等；虚拟空间的数据来源于仿真系统的计算数据，包括卫星坐标、振动数据、图表数据、链路状态数据等。机理层是平台功能实现的核心层，完成了星间可见性计算和卫星平台振动模拟仿真两大功能，为振动监测提供了计算准确性和功能完整性保障。表现层是可视化展示部分，分为操作模块和可视化模块，其中操作模块包括了启动、暂停、重置、时间加速、振动叠加等功能，可视化模块包括了图表绘制、轨道显示、链路绘制、卫星数据实时刷新等内容。

3.2 振动方案设计实现

由于振动信号的仿真平台是 Matlab，可视化三维编程平台为 Unity3D，所以需要完成振动信号的导入方案设计以及振动信号的产生方案设计。

3.2.1 振动信号导入方案

振动信号的导入是将由 Matlab 产生的振动信号通过一定方式使其能够在 Unity3D 中复现，由此存在三种振动信号的导入方案。

第一种方案，由 Matlab 连续不断的产生离散振动数据，并与可视化仿真平台进行通信，通信方式可以为 TCP 或 UDP。这种方式会导致仿真平台与 Matlab 的耦合性太强，降低了平台的扩展性，使用性受限，并且通信的实时性与触发时机也需要考虑，增加了整个系统的复杂性。

第二种方案，由 Matlab 生成一个具有一段时间的离散振动信号的数据文件，然后可视化仿真平台通过读取它获取振动信号。但这种方式的有效性是有时间限制的，如果平台运行时间超过了数据文件内规定的时间后，采用重复利用这个振动文件，则会给整个振动信号额外增加了一个周期性的因素，从而出现问题。并且振动文件的时间如果过长，文件占用内存就越大，生成速度就越慢，访问速度也会受到限制。

第三种方案，在可视化仿真平台内部产生振动信号，并且控制固定周期下产生一次振动信号，保证整个运行周期下模拟振动信号的功率谱密度是符合卫星平台振动模型的。由 Matlab 将产生固定周期的振动信号的代码封装成函数；将此 m 文件经过编译后转换为 dll 动态链接库；在 Unity3D 的环境下引用此动态链接库，实现固定周期的振动信号的生成，并且不同固定周期下的振动信号也是具有随机性。

经综合评估后，第三种方案更加符合系统要求，在理论性和实时性上都具有较好的表现，本文最终选择第三种方案作为振动信号的导入方案。

3.2.2 振动信号产生方案

振动信号的导入方案规定采样频率为 5 kHz，输出时间间隔为 1 s 的振动离散信号。经过测试，由 Matlab 生成振动信号消耗的时间为 3 ms，由 Unity 调用 dll 动态链接库生成振动信号消耗的时间为 70 ms，两者生成振动信号的速度都相对较快。由于振动信号每秒输出 5 000 个离散点，Unity 画面显示的平均帧率为 320 fps，所以需要建立每帧显示的振动幅度与离散点的映射关系，其映射公式如下所示：

$$i = N * (\varphi - INT(\varphi)) \tag{31}$$

其中： N 是离散点个数， φ 是 Unity 中当前帧的时间时刻，单位是秒，包含了毫秒部分， $INT()$ 是取整函数，用

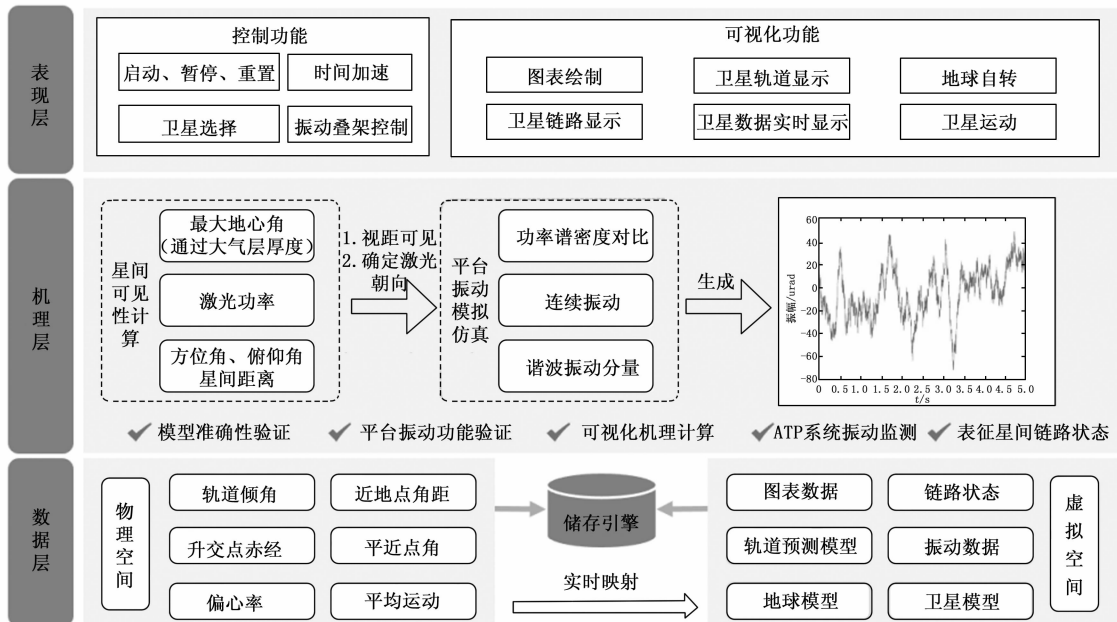


图 8 系统架构图

于对浮点数向下取整, i 是计算后得到的离散点下标索引。

振动信号需要在使用的当前秒之前生成, 否则会造成生成振动信号的这段时间的显示空白。为了解决这个问题, 本文采用了队列缓存技术的方式解决。

队列具有先进先出的特点, 且可以规定队列允许的元素数目, 很适合此场景下使用。具体步骤如下:

- 1) 在平台控制界面点击启动按钮前, 提前生成 1s 的振动离散信号数组, 并入队到缓存队列中。
- 2) 当点击启动按钮时, 从缓存队列中获取位于队列首部的振动信号数据, 并根据公式 (31) 计算每帧输出的振动幅度, 并判断振动幅度与规定的 ATP 跟踪容限幅度的关系, 进而显示卫星之间的连接状态。
- 3) 开启子线程, 在子线程中生成下一秒的振动信号数组, 并入队到缓存队列中, 此时缓存队列中存在当前秒及下一秒的振动离散数据。
- 4) 下一秒时, 会产生新的振动信号, 由于上一秒的振动信号已经失去作用, 所以规定缓存队列的元素数量为 2, 队列首部的振动信号数组被出队, 新的振动信号数组入队。

4 实验结果与分析

本实验分别对星间可见性计算的准确性和卫星平台振动监测功能的有效性进行验证: 在星间可见性计算准确性方面, 一组数据为本实验平台输出的方位数据, 另外一组为 STK 的仿真数据作为对照, 将两组数据进行误差对比, 并对关键时间点进行分析; 在卫星平台监测有效性验证方面, 选择两颗同轨卫星, 在建立通信链路之后使卫星平台产生突发振动信号, 将链路断开状态与产生的振动信号进行对比, 以验证有效性。

本实验从 CelesTrak 官网获取 Starlink 卫星在 2022 年 12 月 4 日的 TLE 数据, 异轨卫星组为 STARLINK-1042 和 STARLINK-1228, 用于星间可见性计算的准确性验证。

4.1 实验平台

本文采用 Unity3D 作为三维可视化编程平台, 使用 TLE 文件作为输入, 星间链路状态作为输出, 实时渲染卫星通信链路状态及轨道运行情况。本次实验服务器使用的操作系统为 Windows 10, 为了提高画面流畅度和计算性能, 本平台采用了 32 GB 大内存、高性能 CPU 和 GPU。

表 1 服务器配置信息

配置名称	名称或版本
CPU	i7-8750H 2.20 GHz
GPU	GTX1070
RAM	32 GB
C#	9.0
Unity3D	2021.3.13f1c1

4.2 星间可见性的实验验证

本实验的仿真时间为格林威尼时间 2022 年 12 月 4 日 8:33 到 2022 年 12 月 4 日 9:35 (本实验中的卫星环绕地球一圈的大致时间), 时间步长为 30 s (共 62 个采样点)。

由于 STK 对于可见性的判断仅有地球遮挡为条件, 所以本仿真平台也将可见性条件调整为仅地球遮挡。在统一可见性条件下, 在 STK 软件上创建 STARLINK-1228 指向 STARLINK-1042 的连接, 并在仿真时间范围内输出方位角、俯仰角和星间距离, 与本文的可视化仿真平台输出结果进行对比, 实验结果如图 9 所示。

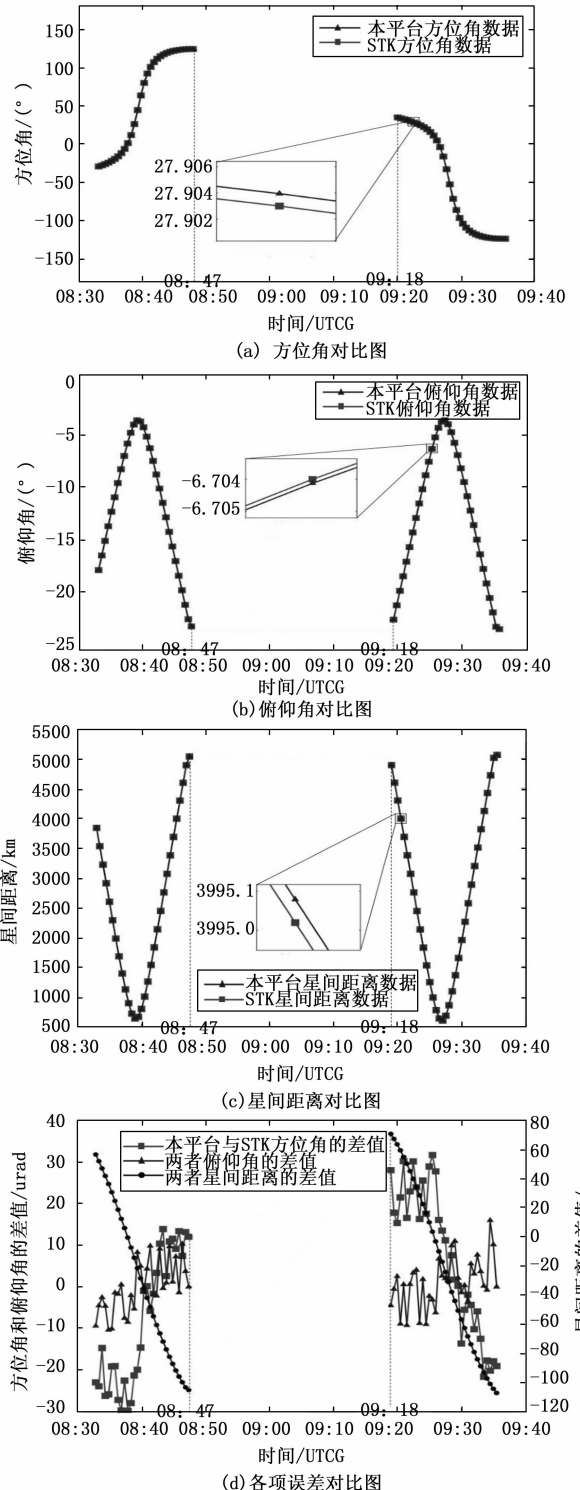


图 9 仿真平台与 STK 计算准确度对比图

从图 9 (a) ~ (c) 可知, 平台的实验数据与 STK 的仿真结果趋势接近, 从图 9 (d) 可知方位角的计算误差在 30 之内, 俯仰角的计算误差基本在 10 以内, 星间距离的计算误差大致在 110 m 以内, 其计算准确性可以支持卫星相关仿真实验的正常使用。

从图 9 可知, STARLINK-1228 与 STARLINK-1042 在仿真时间内, 从第一次链路通信到链路断开的时间为 08: 47, 第二次建立通信链路的时间为 09: 18。08: 47~09: 18 这段时间两颗卫星处于不可见状态, 所以无法进行链路通信, 也不会输出相应的方位角、俯仰角和星间距离, 验证了本文星间可见性方案的准确性。

本文提出星间可见性条件中包括由大气厚度计算得出的地心角判断以及激光功率可达距离判断, 在仿真时间范围内, 在本可视化仿真平台的可见性判断中增加这两个条件, 其预算参数见表 2 所示, 将本可视化仿真平台的实验数据与 STK 的可见性时间进行比较分析, 实验结果如下所示:

表 2 可见性实验预算参数 km

参数	参数值
最大可通过大气厚度	100
激光最远传输距离	4 000

由于根据大气厚度计算最大地心角对应的星间距离超过 4 000 km, 与激光最远可达距离比较, 两者取最小值, 以 4 000 km 为临界值。由图 10 可知, 在本仿真平台下卫星的链路通信时间比 STK 的通信时间短, 且在星间距离达到 4 000 km 附近时, 本仿真平台的卫星链路发生断开, 与此同时 STK 的卫星链路会继续通信一段时间后才断开, 其实验结果验证了本平台星间可见性限制条件的有效性。

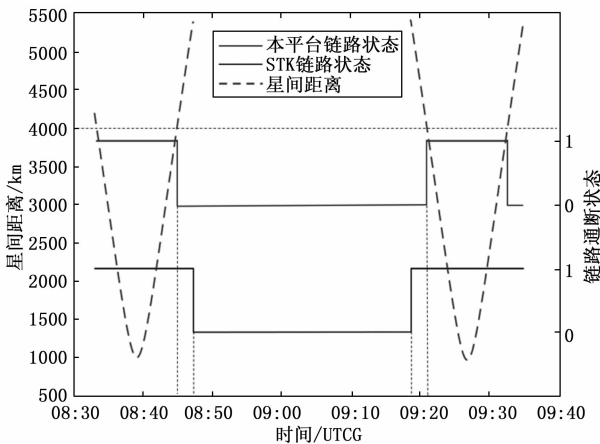


图 10 本仿真平台与 STK 可见性条件功能验证

4.3 振动监测的有效性验证

本实验的仿真时间为格林威尼时间 2022 年 12 月 4 日 08: 40: 00~08: 40: 10, 在星间链路连通的情况下, 叠加连续振动信号, 并在 08: 40: 04~08: 40: 06 时间段添加了谐波振动分量。本仿真平台设置 ATP 的跟踪精度为 80,

在仿真时间内, 星间链路断连状态如图 11 所示。

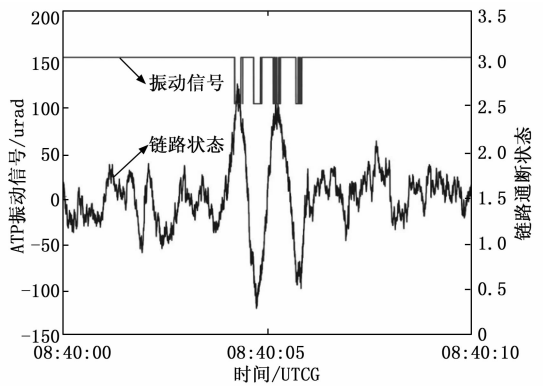


图 11 平台振动对星间链路的干扰关系图

从图中可以看出, 在连续振动阶段, 振动信号的振幅始终小于 80 的阈值, 星间链路一直处于连接通信状态; 在时间段 08: 40: 04~08: 40: 06, 谐波振动分量使振动幅度变大, 超过阈值的时间段表现为链路断开; 从 08: 40: 07 开始, 谐波振动消失, 星间链路保持正常通信。实验结果验证了本平台对振动监测的功能性良好, 可以较好捕捉卫星平台振动幅度超过阈值的时间段。

4.4 仿真平台界面展示

振动监测可视化仿真平台的操作界面如图 12 所示。

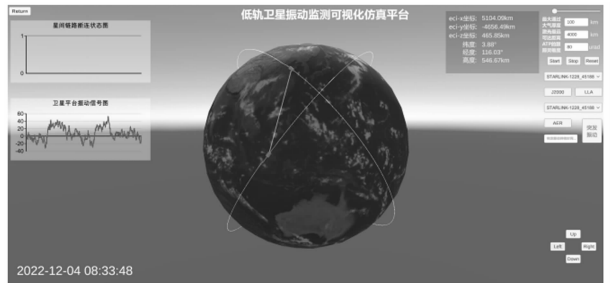


图 12 振动监测可视化仿真平台操作界面图

5 结束语

本文在分析卫星平台振动的可视化仿真问题上提出了星间激光链路状态模型, 并搭建了可视化仿真平台, 为未来对 ATP 系统的相关研究提供了仿真环境。本文的星间链路状态模型考虑了星下地心角、激光功率、姿态调整、平台振动等因素, 表征了物理世界的卫星链路真实情况, 并以可视化的方式进行展示。通过实验验证了以下几点:

1) 通过仿真数据对比, 本文提出的星间可见性方法的计算准确度和有效性都得以验证, 与 STK 输出结果接近, 方位角和俯仰角误差控制在 30 以内, 星间距离控制在 110 m 以内。

2) 通过对 ATP 系统进行振动仿真, 验证了本仿真平台具备对卫星平台振动监测的功能性, 为未来对 ATP 的相关研究提供了仿真环境。

(下转第 331 页)