

一种基于主动段弹道的测控链路计算方法

张力军^{1,2}, 李文舒¹, 穆伟¹, 杜星¹, 李安梁¹

¹中国西安卫星测控中心, 陕西 西安

²宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安

Email: alijun_007@163.com

收稿日期: 2021年5月10日; 录用日期: 2021年6月14日; 发布日期: 2021年6月23日

摘要

航天发射测控作为遂行航天器发射的重要支撑, 对保证航天器安全快速进入空间具有重要意义。基于理论弹道与姿态文件, 本文设计了一种非关联火箭发射T0时刻的实时天线测控角和测控链路余量计算方案, 完成自动化任意地面站跟踪条件及跟踪性能分析, 生成逐秒数据输出并图像化显示。通过仿真结果分析, 证实了该方法的准确性和有效性, 可用于主动段测控链路分析。

关键词

测控链路, 天线测控角, 主动段弹道, 链路余量

An Analysis Method of TT&C Link Based on Boosted Trajectory

Lijun Zhang^{1,2}, Wenshu Li¹, Wei Mu¹, Xing Du¹, Anliang Li¹

¹China Xi'an Satellite Control Center, Xi'an Shaanxi

²State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an Shaanxi

Email: alijun_007@163.com

Received: May 10th, 2021; accepted: Jun. 14th, 2021; published: Jun. 23rd, 2021

Abstract

As an important support for the launch of carrying spacecraft, the tracking telemetering and command (TT&C) of spacecraft launch is of great significance to ensure the safe and fast entry of spacecraft into space. A scheme of real-time antenna direction angle and TT&C link margin calculation for the time of launch of non-associated rocket based on theoretical trajectory and attitude files was proposed. Automatic analysis for any TT&C station of tracking conditions and tracking per-

formance was completed. At the same time, data were generated per second and display was visualized. And simulation example was presented to verify the feasibility and practicability of this method. It can be used to analyze the TT&C link.

Keywords

TT&C Link, Antenna Direction Angle, Boosted Trajectory, Link Margin

Copyright © 2021 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

航天发射测控主要完成航天器发射主动段的跟踪测量、航天器定初轨，为确保航天器安全快速入轨提供及时有效的支持[1]。测控链路是地面站与卫星进行“对话”过程中建立的通信链路，能够按照规定的消息格式和通信协议实时传输处理格式化数字信息[2]。在发射任务前均需要完成测控链路分析，为地面站制定跟踪捕获方案提供参考依据。

在每次发射任务前，需要根据主动段理论弹道和姿态文件开展试验任务跟踪条件分析，包括星站可见性分析、遮蔽角分析、天线测控角分析和测控链路电平估算等工作[3]。通过对星站可见性和遮蔽角进行分析可以得到卫星对地面站的可见情况。天线测控角分析的结果能够用于研判设备接收到的信号强弱。测控链路电平估算主要用于评价卫星对上行电平变化的敏感程度以及设备接收电平是否满足测控跟踪要求[4]。

在工业部门提供的主动段理论弹道和姿态文件中，理论弹道文件是火箭在地固系中的位置和速度，理论姿态文件是火箭本体相对于发射惯性坐标系中的姿态角。在计算天线测控角时，需要将运载火箭到地面站的连线矢量从地固系转换到火箭本体系中。传统计算方案中，通过地心赤道惯性坐标系将地固系和发射惯性坐标系关联起来，但地固系与地心赤道惯性坐标系的转换需要涉及到历元恒星时，也就是说需要输入发射 T0 时刻；此外，在计算天线测控角 β 时不够简洁，将卫星天线指向矢量和运载火箭到地面站的连线矢量投影到地固系中进行了夹角解算，但本质上测控角 β 是一个夹角，无论是在地固系还是在火箭本体系，其大小都是一致的，因此可在火箭本体系中直接计算卫星天线指向和运载火箭到地面站的连线矢量的夹角。

针对上述问题，本文根据任务前提供的地固系中理论弹道文件和发惯系中的理论姿态文件，通过引入发射坐标系，设计了一种无需输入火箭发射 T0 时刻的卫星天线测控角和测控链路余量计算方案，与传统计算方案相比，计算效率更高。

2. 坐标系定义及转换关系

2.1. 坐标系定义

1) 地心固连坐标系(e 系)

坐标系原点 O_e 与地心重合，基准平面 $O_e x_e y_e$ 与地球赤道面重合； $O_e x_e$ 轴指向赤道平面与格林尼治子午线的交点方向； $O_e z_e$ 轴与地轴重合，指向北极； $O_e y_e$ 轴与 $O_e x_e$ 轴、 $O_e z_e$ 轴一起构成右手坐标系。

2) 发射坐标系(F 系)

坐标系原点 O_F 位于发射工位, $O_F x_F z_F$ 平面为经过坐标原点与地球参考椭球面相切的切平面; $O_F x_F$ 轴位于该切平面指向发射方向, 通常由发射方位角 A 定义, A 为发射方向与当地正北的夹角, 顺时针度量为正; $O_F y_F$ 轴为切平面通过发射工位原点的法向, 向上为正; $z_F = x_F \times y_F$ 在切平面内与 $O_F x_F$ 轴正交。发射坐标系与地球固连, 是动坐标系。

3) 发射惯性坐标系(A 系)

发射惯性坐标系为惯性不动系, 该坐标系与发射瞬间的发射坐标系重合, 而后在惯性空间定位、定向。

4) 火箭本体坐标系(b 系)

坐标系原点位于火箭质心 O_b , $O_b x_b$ 轴为箭体纵对称轴指向头部尖端; $O_b y_b$ 轴在箭体纵平面内与 $O_b x_b$ 轴垂直且指向上方; $O_b z_b$ 轴为箭体纵对称面法向, 与 $O_b x_b$, $O_b y_b$ 轴成右手坐标系。因此, 称 x_b 轴为滚动轴, y_b 轴为偏航轴, z_b 轴为俯仰轴, 如图 1 所示[5]。

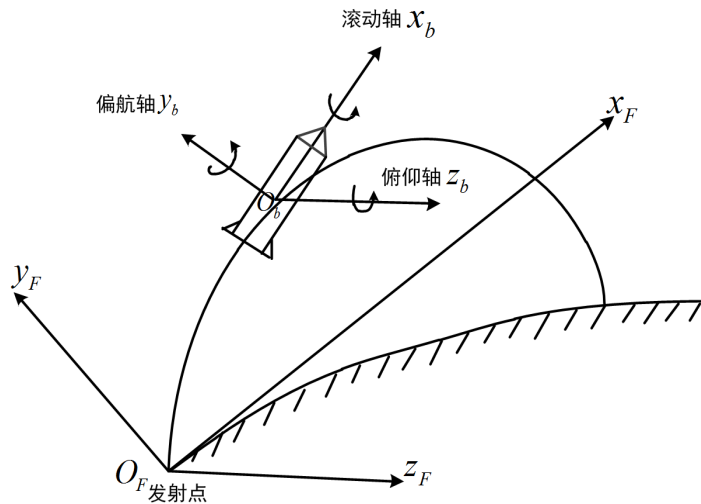


Figure 1. The relationship between the rocket body and the launch coordinate system

图 1. 火箭本体坐标系与发射坐标系关系图

5) 卫星本体坐标系(s 系)

通常, 坐标系原点位于卫星质心 O_s , $O_s x_s$ 轴为卫星纵对称轴, 指向卫星头部为正; $O_s z_s$ 轴位于卫星纵对称面内, 与 $O_s x_s$ 轴垂直, 指地为正; $O_s y_s$ 轴为卫星纵对称面法向, 与 $O_s x_s$, $O_s z_s$ 轴成右手坐标系。

一般来说, 卫星天线都是 $\pm Z$ 轴正装或斜装, 此时可定义卫星天线安装俯仰角 θ_1 和安装方位角 θ_2 两个角度描述卫星天线在卫星本体系统中的单位矢量:

$$i_a = [\cos \theta_1 \cos \theta_2 \quad \cos \theta_1 \sin \theta_2 \quad \sin \theta_1]^T$$

卫星天线安装示意图如图 2 所示, 天线安装角正负号定义如下:

1) 卫星天线安装俯仰角 θ_1 : 天线方向与卫星本体系 XOY 平面上的夹角, 指向 $+Z$ 方向为正, 若卫星天线为 $+Z$ 轴安装, 则此值为 90 度。

2) 卫星天线安装方位角 θ_2 : 天线方向在卫星本体系 XOY 平面上的投影与 X 轴的夹角, 从卫星本体 $+Z$ 轴方向向原点看去逆时针方向旋转为正, 若卫星天线为 $+Z$ 轴安装, 则此值为 0 度。

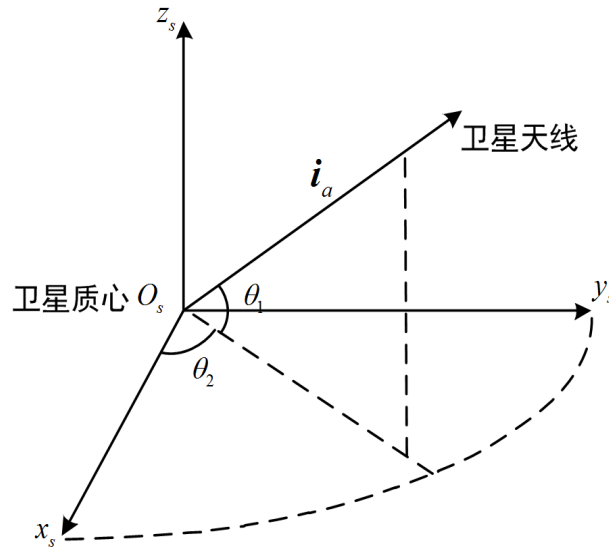


Figure 2. Schematic diagram of satellite antenna installation in the satellite body coordinate system

图 2. 卫星天线在卫星本体坐标系安装示意图

2.2. 坐标转换关系

2.2.1. 地固系到发射坐标系转换

假设发射工位大地经度为 λ_0 ，纬度为 B_0 ，发射方位角为 A_0 ，发射坐标系示意图如图 3 所示：

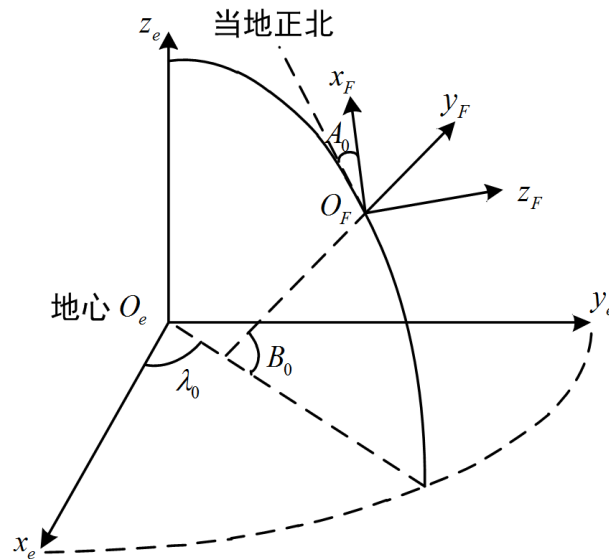


Figure 3. The relationship between the Earth fixed and the launch coordinate system

图 3. 地固系与发射坐标系关系图

根据文献[6]可知，地固系(e系)到发射坐标系(F系)的转换矩阵 R_e^F 为

$$R_e^F = R_y[-(90^\circ + A_0)] R_x[B_0] R_z[-(90^\circ - \lambda_0)] \quad (1)$$

其中：

$$\mathbf{R}_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R}_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

这里, $\mathbf{R}_x(\theta)$, $\mathbf{R}_y(\theta)$, $\mathbf{R}_z(\theta)$ 为初等转换矩阵, 分别表示绕 x 轴, y 轴, z 轴旋转 θ 角的坐标转换矩阵。

2.2.2. 发射坐标系到发射惯性坐标系转换

根据文献[6]可知, 发射惯性坐标系(A 系)到发射坐标系(F 系)的转换矩阵 \mathbf{R}_A^F 为

$$\mathbf{R}_A^F = \mathbf{I}_{3 \times 3} - [\boldsymbol{\omega}_e^0 \times] \sin \omega_e t + [\boldsymbol{\omega}_e^0 \times]^2 (1 - \cos \omega_e t) \quad (2)$$

式中, 地球自转角速 $\omega_e = 7.292115 \times 10^{-5}$ rad/s, t 为相对于发射时刻 T_0 的航时, 这在理论姿态文件中会提供, $[\boldsymbol{\omega}_e^0 \times]$ 为反对称矩阵。

$$[\boldsymbol{\omega}_e^0 \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{ez}^0 & \omega_{ey}^0 \\ \omega_{ez}^0 & 0 & -\omega_{ex}^0 \\ -\omega_{ey}^0 & \omega_{ex}^0 & 0 \end{bmatrix}$$

其中,

$$\begin{cases} \omega_{ex}^0 = \cos B_0 \cos A_0 \\ \omega_{ey}^0 = \sin B_0 \\ \omega_{ez}^0 = -\cos B_0 \sin A_0 \end{cases}$$

于是, 发射坐标系(F 系)到发射惯性坐标系(A 系)的转换矩阵为

$$\mathbf{R}_F^A = (\mathbf{R}_A^F)^T \quad (3)$$

2.2.3. 发射惯性坐标系到火箭本体系统转换

根据理论姿态文件中提供的火箭本体系统相对于发射惯性系的俯仰角 ϕ , 偏航角 ψ , 滚动角 γ , 姿态角转序为“321”, 可得发射惯性坐标系(A 系)到火箭本体系统(b 系)的转换矩阵 \mathbf{R}_A^b 为

$$\mathbf{R}_A^b = \mathbf{R}_x[\gamma] \mathbf{R}_y[\psi] \mathbf{R}_z[\phi] \quad (4)$$

2.2.4. 地固系到火箭本体坐标系转换

综上所述, 根据姿态矩阵递推性可得地固系(e 系)到火箭本体坐标系(b 系)的转换矩阵 \mathbf{R}_e^b 为

$$\mathbf{R}_e^b = \mathbf{R}_A^b \mathbf{R}_F^A \mathbf{R}_e^F \quad (5)$$

3. 天线测控角计算方法

3.1. 天线测控角定义

在每次试验任务前, 开展地面站跟踪条件分析, 需要对天线测控角进行分析, 了解在任务跟踪弧段

内，卫星天线角可见情况。在天线增益干涉区，会出现接收信号电平波动、甚至可能失锁的现象。通过对天线测控角的变化情况进行分析，可提前做好地面设备接收信号的跟踪研判。

实际工作中，卫星天线测控角包含 α 和 β 。 α 是指运载火箭到地面站的连线在运载火箭本体系 YOZ 面上的投影与 OY 轴的夹角，从 $+X$ 方向向原点 O 看去，自 OY 轴起逆时针为正，其范围为 $0 \leq \alpha < 360^\circ$ ； β 是指卫星天线指向与运载火箭到地面站连线的夹角，其范围为 $0 \leq \beta < 180$ 。若 β 角在卫星天线波束范围内，则天线角可见；若 β 角超出卫星天线波束范围，则天线角不可见。

3.2. 天线测控角计算

本节根据任务前提供的地固系中理论弹道文件和发惯系中的理论姿态文件，设计一种无需输入火箭发射 T_0 时刻的天线角计算方案。

地面站站址在地固系中的坐标 \mathbf{R}_{sta} 为

$$\mathbf{R}_{\text{sta}} = \begin{bmatrix} (N+h_0)\cos B_0 \cos \lambda_0 \\ (N+h_0)\cos B_0 \sin \lambda_0 \\ [N(1-e^2)+h_0]\sin B_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中， e 为偏心率， h_0 为地面站大地高， B_0 为地面站大地纬度， λ_0 为地面站大地经度， N 为站址的卯酉圈曲率半径。

运载火箭到地面站的连线在地固系中位置矢量为

$$d\mathbf{s}^e = \mathbf{R}_{\text{sta}} - \mathbf{r}_{\text{roc}} \quad (7)$$

式中， \mathbf{r}_{roc} 为火箭在地固系中的位置矢量。

利用公式(5)中的姿态转换矩阵 \mathbf{R}_c^b ，可将地固系中的位置矢量 $d\mathbf{s}^e$ 转换到火箭本体系，即可得运载火箭到地面站的连线在火箭本体坐标系中位置矢量为

$$d\mathbf{s}^b = \mathbf{R}_c^b d\mathbf{s}^e \quad (8)$$

根据 3.1 节中的天线测控角定义，可求得天线角 α 为

$$\alpha = \begin{cases} \arctan 2(ds_{bz}, ds_{by}), \arctan 2(ds_{bz}, ds_{by}) > 0 \\ 2\pi + \arctan 2(ds_{bz}, ds_{by}), \arctan 2(ds_{bz}, ds_{by}) < 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中， $ds_{bx}, ds_{by}, ds_{bz}$ 为位置矢量 $d\mathbf{s}^b$ 的三分量。

根据卫星与火箭的安装关系，可求得卫星本体系(s系)到火箭本体系(b系)的转换矩阵 \mathbf{R}_s^b 。由转换矩阵 \mathbf{R}_s^b 和卫星天线在卫星本体系中的单位矢量 \mathbf{i}_a ，可进一步求得卫星天线在火箭本体系中的单位矢量：

$$\mathbf{i}_b = \mathbf{R}_s^b \mathbf{i}_a$$

根据 2.1 节中的天线角定义，可求得天线角 β 为

$$\beta = \arccos \left(\frac{\mathbf{i}_b \cdot d\mathbf{s}^b}{|d\mathbf{s}^b|} \right) \quad (10)$$

4. 测控链路电平分析计算

4.1. 卫星接收电平及余量计算

卫星接收电平具体计算公式为

$$L_s (\text{dB} \cdot \text{m}) = EIRP_1 + G_b - L_{r1} - L_{\Sigma 1} \quad (11)$$

其中:

- 1) $EIRP_1$ 为地面天线等效各向同性辐射功率, 单位为 dBW。
- 2) G_b 为卫星天线增益, 单位为 dB。
- 3) L_{r1} 为上行路径损耗, 计算公式为 $L_{r1} (\text{dB}) = 32.44 + 20\lg(F_1) + 20\lg(R)$ 。其中: F_1 为卫星上行频率, 单位为 MHz; R 为通信距离, 单位为 km。
- 4) $L_{\Sigma 1}$ 为上行其他损耗, 单位为 dB, 包括极化损耗、大气吸收损耗、天线指向误差损耗和馈线损耗等, 根据经验取值。

因此, 可以得出卫星接收电平余量为 $L_{sf} = L_s - S_{cr}$ 。其中, S_{cr} 为卫星接收机解调门限, 单位 dBm, 取经验值。

4.2. 地面接收载噪比及余量计算

地面接收载噪比具体计算公式为

$$L_d (\text{dB} \cdot \text{Hz}) = EIRP_2 + G_t - L_{r2} - L_{\Sigma 2} - K \quad (12)$$

其中:

- 1) $EIRP_2$ 为卫星天线等效各向同性辐射功率, 单位为 dBW。
- 2) G_t 为地面接收 G/T 值, 单位为 dB/K。
- 3) L_{r2} 为下行路径损耗, 计算公式为 $L_{r2} (\text{dB}) = 32.44 + 20\lg(F_2) + 20\lg(R)$ 。其中: F_2 为卫星下行频率, 单位为 MHz; R 为通信距离, 单位为 km。
- 4) $L_{\Sigma 2}$ 为下行其他损耗, 单位为 dB, 包括极化损耗、大气吸收损耗、天线指向误差损耗和馈线损耗等, 根据经验取值。
- 5) K 为波尔兹曼常数, 取定值 -228.6 dB/K。

因此, 可以得出地面接收电平余量为 $L_{df} (\text{dB}) = L_d - S_{cn}$ 。其中, S_{cn} 为地面接收保精度载噪比(C/N0), 单位 dBHz, 取经验值。

5. 仿真分析

按照本文提出的计算方法, 选取某北斗卫星任务, 依据理论弹道姿态数据, 对某参试设备跟踪卫星天线性能进行仿真分析, 分别对卫星天线测控角和测控链路电平进行计算。仿真结果如图 4 至图 8 所示, 仿真结果与实际跟踪结果相吻合。

5.1. 设备跟踪卫星天线及动态分析

设备跟踪卫星可见弧段及动态仿真结果如图 4~6 所示。其中, 图 4 为遮蔽可见性分析, 图 5 为距离可见性分析, 图 6 为方位—俯仰角速度动态曲线, 图 7 为方位—俯仰角加速度动态曲线。

根据图 4 和图 5 仿真结果可知, 设备在任务弧段 T0 + 330 s 到 T0 + 652 s, 设备跟踪距离 R 、距离变化率 V 满足目标动态变化需求。从图 6 和图 7 可以看出, 设备方位角最大速度 $5.8^\circ/\text{s}$ 、俯仰角最大速度 $1.2^\circ/\text{s}$, 设备方位角最大加速度 $0.38^\circ/\text{s}^2$ 、俯仰角最大加速度 $0.17^\circ/\text{s}^2$, 设备指标满足目标动态特性要求, 设备可正常跟踪动态目标。

设备跟踪卫星的天线角仿真结果如图 8 所示。

从图 8 可以看出, 设备从进站点 3° 开始(T0 + 289 s)到临界点(T0 + 491 s), β 角在 $26^\circ \sim 95^\circ$ 之间变化(跟踪+Z 轴天线), 卫星天线角可见, 卫星+Z 轴天线对地张角处于稳定增益区, 设备对+Z 面天线信号进行稳

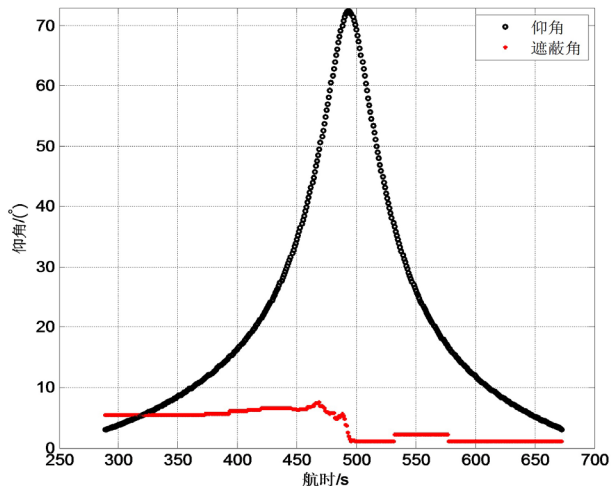


Figure 4. The analysis curve of masking visibility
图 4. 遮蔽可见性分析图

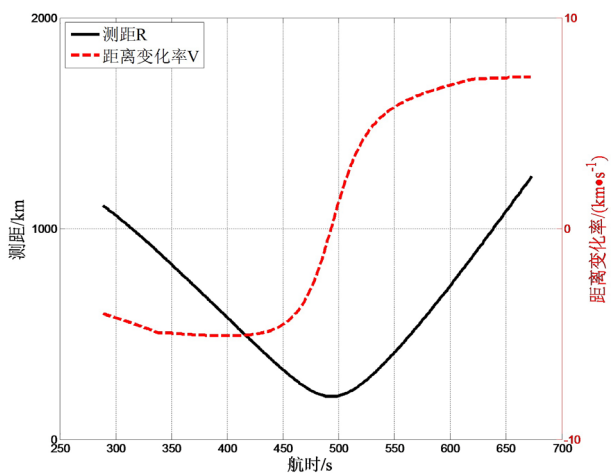


Figure 5. The analysis curve of distance visibility
图 5. 距离可见性分析图

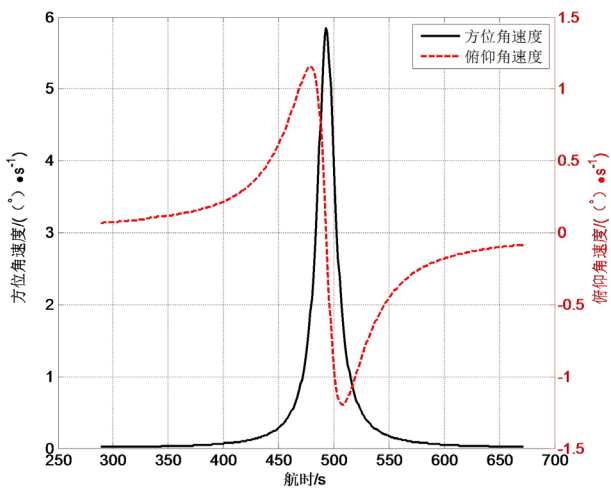


Figure 6. Angular velocity dynamic curve
图 6. 角速度动态曲线图

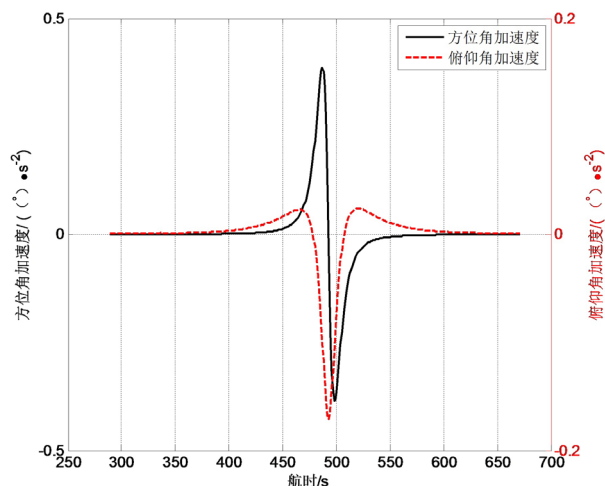


Figure 7. Angular acceleration dynamic curve

图 7. 角加速度动态曲线图

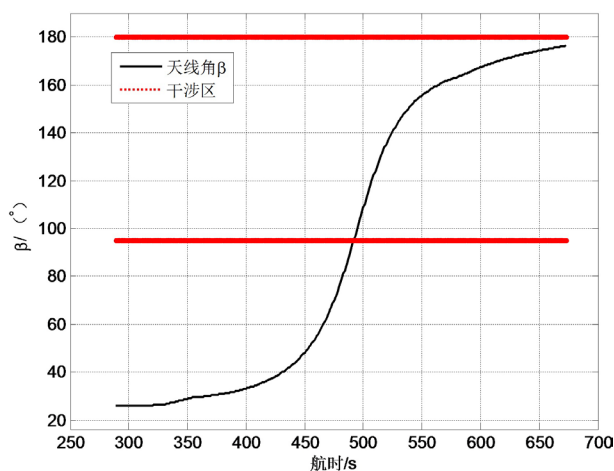


Figure 8. Antenna direction angle of the satellite +Z axis

图 8. 卫星+Z 轴天线方向角 β

定跟踪测控；从 $T_0 + 492$ s 以后由于+Z 面天线角超限，卫星+Z 轴天线对地张角处于增益下降区，在此弧段内可能出现下行信号起伏，将影响到设备的稳定跟踪。

5.2. 设备跟踪卫星测控链路电平分析

设备跟踪卫星的测控链路电平仿真结果如图 9 和图 10 所示。

根据图 9 仿真结果可知，设备任务跟踪弧段($T_0 + 330$ s 到 $T_0 + 652$ s)内，星上上行实际接收信号电平值最小为 -80.1 dBm，最大为 -67.5 dBm，满足星上灵敏度 -112 dBm 的要求；上行信号余量最小为 30.5 dB，最大为 45 dB，满足卫星对上行信道电平的变化要求，设备上行测控链路电平满足跟踪测控要求。

根据图 10 仿真结果可见，在任务弧段内，设备下行接收信号电平值最小为 83.8 dBHz，最大为 98.1 dBHz，远远大于地面设备 51 dBHz 的锁定门限，地面设备可稳定锁定下行信号；下行信号余量最小值为 32.8 dB，最小为 47.5 dB，下行接收信号电平满足设备跟踪测量要求，可正常完成卫星下行信号接收解调工作。

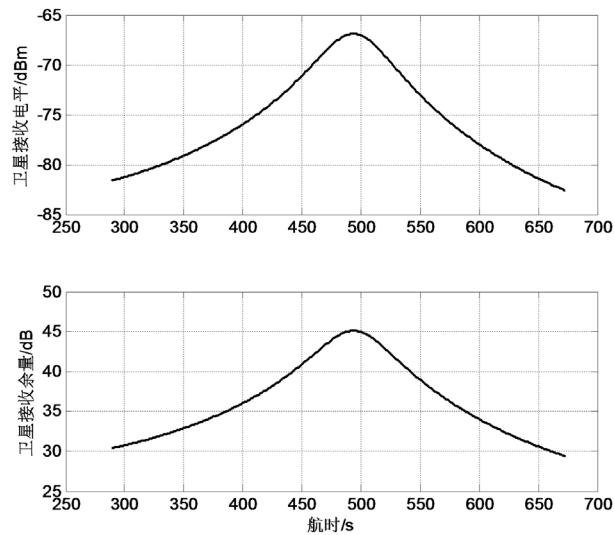


Figure 9. Satellite receiving level and margin curve
图 9. 卫星接收电平及余量图

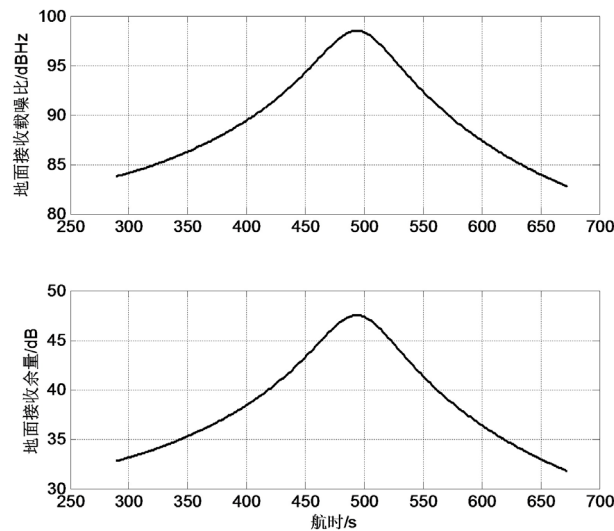


Figure 10. Ground receiving carrier-to-noise ratio and margin curve
图 10. 地面接收载噪比及余量图

6. 结论

本文针对地面站接收机与卫星之间的测控链路提出了一种基于理论弹道与姿态文件的非关联火箭发射 T0 时刻的实时天线测控角和测控链路余量计算方案,该方法结合不同的研究对象可推导出具体的计算过程,具有广泛的实用性。通过仿真结果分析,本文提出的方法准确有效、符合工程实际,可以为后续任务的开展和工程研制提供技术支持,具有广泛的工程实践前景。

参考文献

- [1] 郝岩. 航天测控网[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 31-33.
- [2] 周国峰, 韩英宏, 陈新民, 等. 基于飞行弹道的数据链路分析方法[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(6): 27-31.
- [3] 余浩章, 吴正容, 王青伟. 箭上天线方向图要求设计方法的改进与优化[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(4): 12-17.

- [4] 李国军, 霍德聪. 利用 STK 计算卫星通信链路余量[J]. 空间电子技术, 2012(1): 68-72.
- [5] 刘蕴才, 张纪生, 黄学德, 等. 导弹卫星测控系统工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996: 58-65.
- [6] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993: 7-16.