

用户航天器姿态误差对星间链路天线指向精度影响分析

董开封 李亚晶 祝转民

(63999 部队·北京·100094)

摘 要 通过研究星间链路用户航天器天线指向角度算法,分析用户航天器天线指向角度与姿态角的关系,推导出姿态误差对天线指向精度影响的计算公式。相对传统的误差传递算法,本文给出的算法计算量小,适应性强,误差传递规律更加清晰明确。

关键词 星间链路;用户航天器;姿态角;天线指向角

1 引 言

星间链路的建立和保持是中继卫星系统的关键技术。一般用户终端天线波束宽度小于 0.5° ,在链路过程中要求用户终端天线精确指向中继卫星。天线指向角度受卫星姿态的影响很大,目前我国航天器姿态测量和姿态控制精度较低,导致天线实际指向角度与理论指向存在偏差,影响用户航天器对中继卫星的捕获跟踪。分析姿态角误差对天线指向精度的影响一般采用蒙特卡罗法,该方法计算量大,适应性差,误差传递关系不是很清晰。本文研究星间链路用户航天器天线指向规律,给出姿态误差对天线指向精度影响的计算公式,计算量小,误差传递规律清晰明确,适用分析各类卫星在各种姿态情况下姿态误差对天线指向精度的影响。

2 天线指向算法

已知用户航天器和中继卫星在 J2000.0 惯性系下的位置,为了计算用户航天器的天线指向角度,我们需要做一些坐标系变换,具体变换关系如图 1 所示。

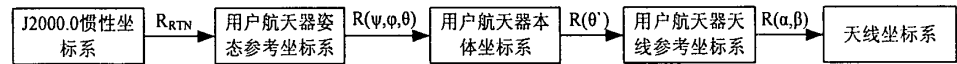


图 1 J200.0 惯性坐标系到天线指向坐标系的转换过程

用户航天器天线参考坐标系是描述天线姿态的参考坐标系,与本体系统固连。 $+Z_r$ 轴由用户航天器轴线指向天线安装位置, $+Y_r$ 轴方向为用户航天器本体系统的 $-X$ 轴方向,用户航天器本体系统绕 X 轴旋转 $-(90^\circ + \theta')$,使 Z 轴指向天线安装位置,然后绕此时的 Z 轴旋转 90° ,即得此参考系。

中继天线沿用户航天器径向安装,天线安装后与用户航天器 III 象限夹角为 θ' ,天线安装面与用户航天器表面相切,安装状态见图 2。

用户航天器本体坐标系至天线姿态参考坐标系的转换矩阵为

$$R(\theta') = R_3(90)R_1(-(90 + \theta'))$$

图 1 中其它坐标系的定义以及转换矩阵见参考文献[1]~[3]。

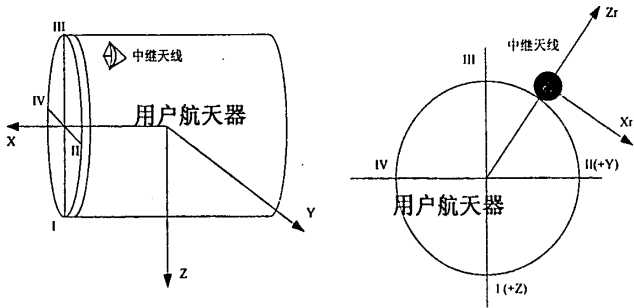


图 2 中继天线安装图

由上述坐标转换公式，可以得到

$$\operatorname{tg} \alpha = -y_{sr} / z_{sr}, \quad \sin \beta = x_{sr} / \sqrt{x_{sr}^2 + y_{sr}^2 + z_{sr}^2} \quad (1)$$

$$\mathbf{r}_{sr} = R(\theta') R(\psi, \phi, \theta) R_{IRC} \mathbf{r}_{j2k} = R_3(90) R_1(-(90 + \theta')) R_2(\theta) R_1(\phi) R_3(\psi) R_{IRC} (\mathbf{r}_{TDRS} - \mathbf{r}_{ss}) \quad (2)$$

其中 \mathbf{r}_{TDRS} 、 \mathbf{r}_{ss} 分别是中继卫星、用户航天器在 J2000.0 惯性系下的坐标， \mathbf{r}_{sr} 是中继卫星在天线姿态参考坐标系下的坐标， θ' 是天线在用户航天器上的安装角度， ψ 、 ϕ 、 θ 分别是用户航天器姿态的偏航角、滚动角、俯仰角。 R_1 、 R_2 、 R_3 分别是绕 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的旋转矩阵。

由公式 (1) 可以求得用户航天器的天线指向角度 α (绕 X 轴旋转的角度)、 β (绕 Y 轴旋转的角度)，由此可以看出，用户航天器天线指向角度与用户航天器的姿态有关。

3 姿态角误差与天线指向精度的关系

由式 (2) 对用户航天器姿态角 θ 、 ϕ 、 ψ 求偏导数，可得姿态角误差对天线本体坐标系 \mathbf{r}_{sr} 的影响

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{r}_{sr}}{\partial \theta} &= R(\theta') \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & -\cos \theta \\ 0 & 0 & 0 \\ \cos \theta & 0 & -\sin \theta \end{bmatrix} R_1(\phi) R_3(\psi) R_{IRC} \begin{bmatrix} X-x \\ Y-y \\ Z-z \end{bmatrix} \\ \frac{\partial \mathbf{r}_{sr}}{\partial \phi} &= R(\theta') R_2(\theta) \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \\ 0 & -\cos \phi & -\sin \phi \end{bmatrix} R_3(\psi) R_{IRC} \begin{bmatrix} X-x \\ Y-y \\ Z-z \end{bmatrix} \\ \frac{\partial \mathbf{r}_{sr}}{\partial \psi} &= R(\theta') R_2(\theta) R_1(\phi) \begin{bmatrix} -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ -\cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} R_{IRC} \begin{bmatrix} X-x \\ Y-y \\ Z-z \end{bmatrix} \end{aligned}$$

由式 (1) 可以得到天线角度和姿态角误差的关系

$$d\alpha = \frac{1}{1+f^2} \left[\frac{\partial f}{\partial y} \left(\frac{\partial y}{\partial \theta} d\theta + \frac{\partial y}{\partial \phi} d\phi + \frac{\partial y}{\partial \psi} d\psi \right) + \frac{\partial f}{\partial z} \left(\frac{\partial z}{\partial \theta} d\theta + \frac{\partial z}{\partial \phi} d\phi + \frac{\partial z}{\partial \psi} d\psi \right) \right] \quad (3)$$

$$\begin{aligned} d\beta &= \frac{1}{\sqrt{1-g^2}} \left[\frac{\partial g}{\partial x} \left(\frac{\partial x}{\partial \theta} d\theta + \frac{\partial x}{\partial \phi} d\phi + \frac{\partial x}{\partial \psi} d\psi \right) + \frac{\partial g}{\partial y} \left(\frac{\partial y}{\partial \theta} d\theta + \frac{\partial y}{\partial \phi} d\phi + \frac{\partial y}{\partial \psi} d\psi \right) + \right. \\ &\quad \left. \frac{\partial g}{\partial z} \left(\frac{\partial z}{\partial \theta} d\theta + \frac{\partial z}{\partial \phi} d\phi + \frac{\partial z}{\partial \psi} d\psi \right) \right] \quad (4) \end{aligned}$$

其中 $f = -y/z$ ， $g = x/\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 。

4 仿真结果

4.1 仿真数据

为了直观的看出姿态角误差对星间链路天线指向角度造成的影响，选取一组地球静止卫星的轨道根数（模拟中继卫星）和一颗低轨航天器的轨道根数（模拟用户航天器）作为初始轨道根数，使用数值法积分器（考虑中心引力、非球形 32×32 阶摄动、大气阻力、日月引力、潮汐、光压摄动）分别对中继卫星和用户航天器进行轨道外推。

表 1 中继卫星和用户航天器初始轨道根数

轨道根数	a/m	e	$i(^{\circ})$	$\Omega(^{\circ})$	$\omega(^{\circ})$	$M(^{\circ})$
中继卫星	42165952.0	0.00001	0.0001	0.0	0.0	203.5895
用户航天器	6716014.7581	0.000065	42.424	16.174847	192.01662	132.265983

轨道根数历元为北京时间 2005 年 10 月 12 日, 14:50:34。仿真时间长度为 86400s, 仿真数据时间间隔为 1s。

考虑用户航天器在正常模式下飞行, 即姿态角为 0° 。天线安装角度为 34.0° 。由公式 (3) 和公式 (4) 看出, 在姿态角误差比较小的时候, 天线指向精度与姿态角误差成正比关系。因此我们选取姿态角误差为 0.15° 进行计算, 分析姿态角误差对天线指向精度影响的比例关系。

4.2 无误差时用户航天器天线角度分析

首先分析在理论情况(无误差)下, 用户航天器天线指向角度和角速度。由图 3、4 可以看出, 在 55000s~70000s 的三个弧段, 用户航天器可跟踪弧段比较短。在 61000s 至 63000s, 用户航天器可跟踪弧段最短, 该弧段内在 62000s 左右时天线的指向 β 角度接近 -90° , 此时天线 α 角速度变化率达到最大, 约 $0.43^{\circ}/s$ 。

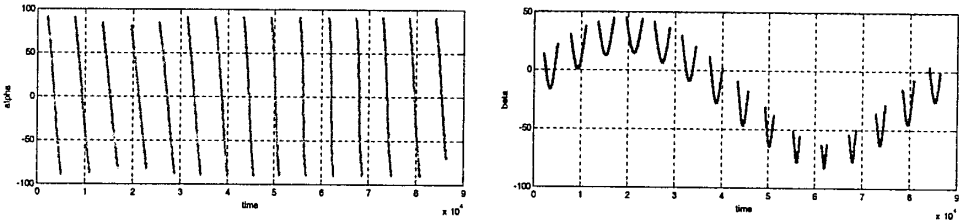


图 3 用户航天器天线指向中继卫星的 α 、 β 角度变化趋势

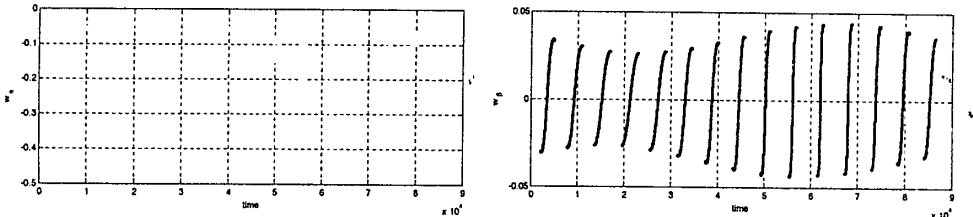


图 4 用户航天器天线指向中继卫星的 α 、 β 速度变化趋势

4.3 俯仰、翻滚、偏航角存在误差时, 用户航天器天线角度误差分析

偏航角误差 $d\psi=0.15^{\circ}$, 用户航天器天线 α 角的最大误差为 0.977° , 3σ 为 0.351° ; β 角的最大误差为 0.1243° , 3σ 为 0.277° (图 5)。考虑滚动角误差 $d\phi=0.15^{\circ}$, 用户航天器天线 α 角的最大误差为 0.677° , 3σ 为 0.405° ; β 角的最大误差为 0.150° , 3σ 为 0.139° (图 6)。考虑俯仰角误差 $d\theta=0.15^{\circ}$, 用户航天器天线 α 角的最大误差为 0.840° , 3σ 为 0.237° ; β 角的最大误差为 0.083° , 3σ 为 0.187° (图 7)。考虑偏航角误差 $d\psi=0.15^{\circ}$, 滚动角误差 $d\phi=0.15^{\circ}$, 俯仰角误差 $d\theta=0.15^{\circ}$, 用户航天器天线 α 角的最大误差为 2.037° , 3σ 为 0.665° ; β 角的最大误差为 0.256° , 3σ 为 0.080° (图 8)。

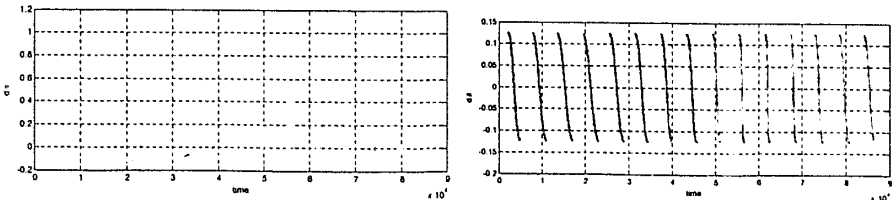


图 5 偏航角误差为 0.15° 造成用户航天器天线指向中继卫星的 α 、 β 角度的误差

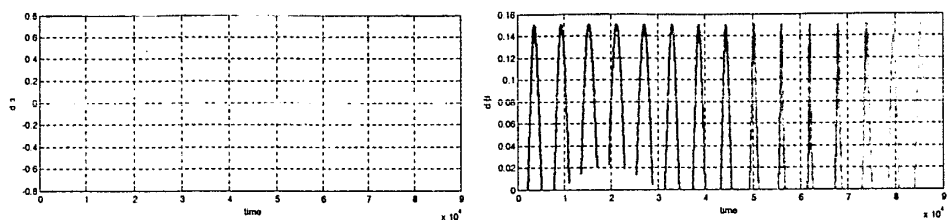


图 6 滚动角误差为 0.15° 造成用户航天器天线指向中继卫星的 α 、 β 角度的误差

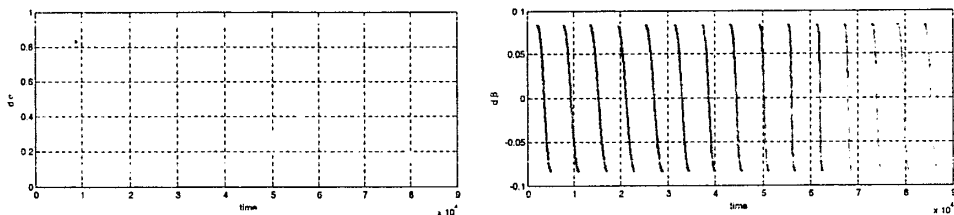


图 7 俯仰角误差为 0.15° 造成用户航天器天线指向中继卫星的 α 、 β 角度的误差

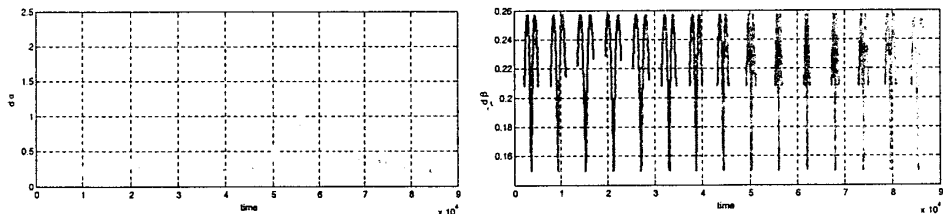


图 8 偏航、滚动、俯仰角误差为 0.15° 造成用户航天器天线指向中继卫星的 α 、 β 角度的误差

由图 5 至图 8 可以看出, 姿态角误差对天线指向角 β 的影响较小, 基本上是 1:1 的关系。在大部分跟踪弧段, 姿态角误差对天线指向角 α 的影响较小, 约为姿态角误差的 2 倍左右。当 β 角度的绝对值接近 90° 时, 姿态角误差对 α 影响较大。 α 的最大误差约为偏航角误差的 6.5 倍, 滚动角误差的 4.5 倍, 偏航角误差的 5.6 倍, 当三个姿态角同时存在 0.15° 误差时, α 角有 2.037° 的误差。第 10 至 12 个弧段, 姿态角误差对天线指向影响很大, 用户终端已无法正常捕获跟踪中继卫星。

5 结束语

本文对星间链路天线指向算法进行研究, 推导出姿态角误差对天线指向精度影响的计算公式, 误差传递关系相对传统的打靶法计算简单, 适应性强, 误差传递规律更加明确。

本文以一组卫星轨道根数为例, 分析了连续 15 个可跟踪弧段天线指向角度的误差。可以看出当天线指向角 β 的绝对值接近 90° 时, 姿态角误差对天线指向角度的影响最大, 用户终端已无法正常捕获跟踪中继卫星。另外, 由分析可知, 在姿态角误差很小时, 姿态角误差对天线指向角的影响呈正比关系, 只有提高姿态角的测量精度才能有效的减小其对天线指向角度的误差。

参考文献

- 1 刘林. 航天器轨道理论. 国防工业出版社, 2000.4.
- 2 汤锡生, 等. 载人飞船轨道确定和返回控制. 国防工业出版社, 2002.9.
- 3 李济生, 等. 航天器轨道确定. 国防工业出版社, 2003.4.

如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深, 让许多工程师望而却步, 然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上, 我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识, 借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训(www.edatop.com)专注于微波射频和天线设计人才的培养, 推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程, 化繁为简, 直观易学, 可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛, 让天线设计不再难...



HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书, 课程从基础讲起, 内容由浅入深, 理论介绍和实际操作讲解相结合, 全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程, 可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计, 让天线设计不再难...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程, 由经验丰富的专家授课, 旨在帮助您从零开始, 全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程, 边操作边讲解, 直观易学; 购买套装同时赠送 3 个月在线答疑, 帮您解答学习中遇到的问题, 让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程, 培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合, 全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作, 同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习, 可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试...

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



关于易迪拓培训：

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，一直致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养；后于 2006 年整合合并微波 EDA 网(www.mweda.com)，现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地，成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 ADS、HFSS 等专业软件使用培训课程，广受客户好评；并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书，帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司，以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

我们的课程优势：

- ※ 成立于 2004 年，10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养，更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果，又能免除您舟车劳顿的辛苦，学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲，结合实际工程案例，直观、实用、易学

联系我们：

- ※ 易迪拓培训官网：<http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网：<http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店：<http://shop36920890.taobao.com>