

文章编号:1000-6893(2004)04-0376-05

中继卫星天线指向控制策略研究

孙小松, 杨 涤, 耿云海, 杨 旭

(哈尔滨工业大学 航天工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001)

The Antenna Pointing Control Strategy Study of Tracking and Data Relay Satellite

SUN Xiao-song, YANG Di, GENG Yun-hai, YANG Xu

(Department of Aerospace Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘 要: 首先根据中继卫星系统中中继卫星跟踪用户星的要求, 定义了中继卫星天线坐标系, 推导出了中继卫星天线对用户星的跟踪规律, 通过该跟踪规律可以推出中继卫星跟踪用户星时天线方位和俯仰轴转角, 为了保证中继卫星与用户星之间的通信, 中继卫星单址天线需要精确的指向用户星; 然后详细描述了天线指向控制概念, 并且设计了星上自主控制方案, 星上自主控制方案由捕获和自动跟踪模式组成, 一方面设计了天线捕获过程, 另一方面对自动跟踪模式的天线步进逻辑进行了合理选择; 最后根据推导的跟踪规律, 以不同轨道的用户星作为跟踪目标, 对所设计的天线指向控制系统进行了数学仿真, 并且通过对仿真结果的分析验证了中继卫星单址天线指向性能。

关键词: 中继卫星; 用户星; 单址天线; 星上自主控制; 捕获模式; 自动跟踪

中图分类号: V443⁺.4 **文献标识码:** A

Abstract: Tracking and Data Relay Satellite System (TDRSS) is one of the hot spots in aerospace engineering recently. Firstly, the antenna coordinate system of the Tracking and Data Relay Satellite (TDRS) is defined and the tracking laws from the user satellites to the TDRS are derived according to the requirement of the TDRSS. The antenna's azimuth and elevation angles can be derived through the tracking laws when the TDRS is tracking the user satellites. In order to ensure the correspondence between the TDRS and the user satellites, the SA (Single-Access) antennas of the TDRS need to point the user satellites accurately. The antenna pointing control concepts are described, and the on-board autonomous control scheme is designed. The on-board autonomous control scheme is composed of acquisition and autotrack modes. On one hand the acquisition process of the SA antenna is designed, and on the other hand, the antenna step logic of the autotrack mode is properly selected. Finally, the mathematic simulation of the antenna pointing control system designed in this paper is conducted in the case of taking the user satellites in different orbits as tracking objects according to tracking laws derived before, and the SA antenna pointing performance of the TDRS is demonstrated by the analysis of the simulation results.

Key words: TDRS; user satellite; single access antenna; on-board autonomous control; acquisition mode; autotrack

跟踪与数据中继卫星系统 (TDRSS)^[1] 是为中、低轨道的航天器与航天器之间、航天器与地面站之间提供数据中继、连续跟踪与轨道精确测控服务的系统。中继卫星系统作为增强空间信息传输能力、提高获取信息的时效性、快速反应能力的重要手段, 在世界各航天大国都得到了大力发展, 因此, 对中继卫星系统的研究是当前一个热点问题。

在中继卫星系统中, 中继卫星天线对目标的跟踪规律的研究是一个基础的、也是十分重要的

方面。很多学者对中继卫星对目标的测控及跟踪规律进行了一些研究^[2,3], 但是作为系统的、从工程应用的角度进行讨论的不多。另外, 为保证中继卫星能够和用户星进行通信, 需要中继卫星的单址天线精确地指向用户星, 因此, 如何设计中继卫星天线指向控制系统, 以确保中继卫星单址天线能够精确地指向用户星是中继卫星系统中亟待解决的问题。本文从工程应用角度研究中继卫星对用户星的跟踪规律问题, 并对中继卫星单址天线指向控制问题进行了深入探讨, 给出了仿真结果。

收稿日期:2003-07-15; 修订日期:2004-02-16

1 中继卫星对用户星的跟踪规律研究

1.1 坐标系的定义及天线的初始安装位置

中继卫星和用户星位置关系^[3]如图 1 所示, 中继卫星运行于地球同步静止轨道上, 用户星运行于中低轨道的圆形或椭圆形轨道上。

图 1 中参考坐标系建立如下:

(1) 惯性坐标系 $OXYZ$: 原点位于地心 O , Z 轴沿地球极轴指向北极, X 轴指向春分点, Y 轴与 X 轴、 Z 轴构成右手系。

(2) 中继卫星轨道坐标系 $Mxyz$: 原点位于中继星质心 M , z 轴指向地心, x 轴在轨道面内与 z 轴垂直且指向运动方向, y 轴与 x 轴、 z 轴构成右手系。

(3) 中继卫星星体坐标系 $bxyz$: 原点在中继卫星质心 M , 星体坐标系三轴分别为中继卫星的惯量主轴, 分别称这 3 个轴为 b_x , b_y 和 b_z 轴。

(4) 用户星近地点坐标系 p : 原点在在地心 O , 轴沿偏心率矢量 e , 轴垂直于轨道面, 指向与用户星的轨道角速度方向一致, 轴与 轴、轴构成右手系。

(5) 用户星轨道坐标系 $mxyz$: 原点在用户星质心 m , m_z 轴指向地心, m_x 轴在轨道平面内与 m_z 轴垂直且指向运动方向, m_y 轴与 m_x 轴、 m_z 轴构成右手系坐标。

(6) 天线的初始安装位置与中继卫星星体坐标系重合。天线驱动机构采用两自由度框架结构, 电机采用三相永磁步进电机。两轴天线框架结构形式采用方位 - 俯仰型。天线方位轴平行于星体坐标系的 b_x 轴, 俯仰轴平行于星体坐标系的 b_y 轴。基于上述信息, 则天线坐标系可按下列方式形成: 假定初始天线坐标系为 $AX_aY_aZ_a^0$, 第 1 步, 天线坐标系绕方位轴旋转, 产生 $AX_aY_aZ_a$ 坐标; 第 2 步, 绕天线俯仰轴旋转, 这样就产生了天线坐标系 $AX_aY_aZ_a$ 。也称, 分别为天线的方位角和俯仰角。

假设, i 分别为用户星轨道的升交点赤经、近地点幅角和轨道面倾角, 而用户星在坐标系 p 中的轨道运动方程具有如下极坐标形式

$$r = q / (1 + e \cos \theta) \quad (1)$$

其中: r 为用户星的轨道半径; q , e 分别为用户星轨道的半通径和偏心率; θ 为真近地点角。当 $e = 0$ 时, 表示用户星轨道为圆轨道; 当 $0 < e < 1$ 时, 用户星的轨道为椭圆轨道。

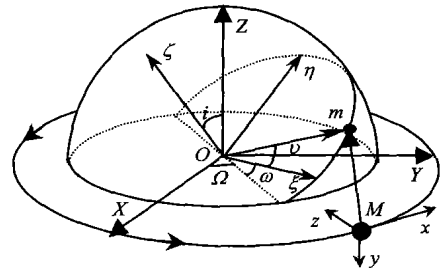


图 1 中继卫星和用户星相对位置示意图

Fig. 1 Relative position between TDRS and user satellite

1.2 中继卫星对用户星的跟踪规律

图 1 中 m 代表用户星, M 代表中继卫星, 则用户星相对于地心向量在用户星轨道坐标系中的表示为

$$\vec{Om} = [0 \ 0 \ -r]^T \quad (2)$$

则向量 \vec{Om} 在中继卫星轨道坐标系中的表示为

$$\vec{Om}_M = C_{MO} C_{Op} C_{pm} \vec{Om} \quad (3)$$

其中: C_{pm} 为用户星轨道坐标系到用户星近地点坐标系的转换矩阵; C_{Op} 为用户星近地点坐标系到惯性坐标系的转换矩阵; C_{MO} 为惯性坐标系到中继卫星轨道坐标系的转换矩阵。

地心向量相对于中继卫星在中继卫星轨道坐标系中的表示为

$$\vec{MO} = [0 \ 0 \ R]^T \quad (4)$$

其中: R 为中继卫星轨道半径。

由向量的性质可知中继卫星相对于用户星的向量 \vec{Mm}_M 在中继卫星轨道坐标系中的表示为

$$\vec{Mm}_M = \vec{MO}_M + \vec{Om}_M \quad (5)$$

设中继卫星星体坐标系到中继卫星轨道坐标系的转换矩阵为 C_{bM} , 则中继卫星相对于用户星的向量 \vec{Mm} 在中继卫星星体坐标系中的表示为

$$\vec{Mm} = C_{bM} \vec{Mm}_M = [d_x \ d_y \ d_z]^T \quad (6)$$

将天线指向及天线初始坐标系重画为图 2。其中 AS 为当前天线指向。

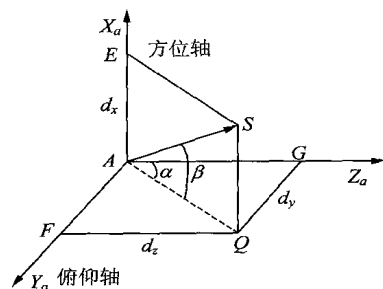


图 2 天线位置示意图

Fig. 2 The antenna position

由图 2 可知,天线的方位角和俯仰角分别为

$$\begin{aligned} &= -\arctan(d_y/d_z) \\ &= \arcsin(d_x/d) \end{aligned} \quad (7)$$

其中: $d = \sqrt{d_x^2 + d_y^2 + d_z^2}$ 为用户星与中继卫星之间的距离。

2 中继卫星天线指向控制策略描述

中继卫星与用户星(星-星)之间的天线捕获与跟踪是实现通信的关键。目前,天线指向控制有星-地大回路指向控制和星上自主控制^[4]两种方式。

星-地大回路指向控制是指地面站根据从中继卫星上跟踪接收及遥测得到的数据等信息,进行有关处理后产生中继卫星单址天线跟踪指向驱动命令;星上自主控制则是由中继卫星处理有关信息,产生单址天线指向驱动命令。

星上自主控制能实现实时控制,控制回路时延相对较小,控制系统稳定性较高,有利于实现高速通信。对于中继卫星天线指向控制系统方案,比较普遍的方案是以星上自主控制为主,在紧急情况下辅以星地大回路控制。

星载计算机进行星上自主控制可分为捕获和自动跟踪两个模式。

当中继星没有捕获到用户星时,要靠星载计算机(OBC)计算出目标的位置,产生指向角度。为了和星上自主控制的大闭环区别,称这种工作模式为开环模式。开环捕获需要达到足够的精度,才能使系统转入自动跟踪。当由于用户星视线计算误差或者由于用户星的轨道摄动等原因使得开环捕获后用户星并不能进入射频敏感器视场时,需要设计搜索模式,以使用户星能够进入射频敏感器视场。当搜索模式使用户星进入视场,射频敏感器信号出现后,系统从开环控制指向阶段转入捕获模式的锁定阶段,目的是使指向误差进一步减小,天线进入最终的跟踪位置并稳定,以便转入自动跟踪模式。自动跟踪模式的任务是对用户星在其轨道上的某一弧段进行精确的跟踪,对控制精度具有很高的要求。

3 天线指向控制系统的开环捕获模式设计

天线指向控制系统的开环捕获模式又可分为 3 个模式:回扫模式、搜索模式和锁定模式。回扫模式的目的是使中继卫星单址天线能快速运动到目标位置上,从而对用户星进行粗定向。回扫模

式由加速阶段、恒速阶段和减速阶段组成。当回扫结束后,天线能粗略的指向用户星。如果此时用户星没有在射频敏感器视场出现,则天线进入搜索模式。

3.1 天线搜索算法

天线搜索算法由星载计算机给出,具体算法为:当回扫模式结束后,天线以回扫结束后的天线指向位置为起始点。假定此时天线指向角分别为 α_0, β_0 ,搜索算法原理如图 3 所示。

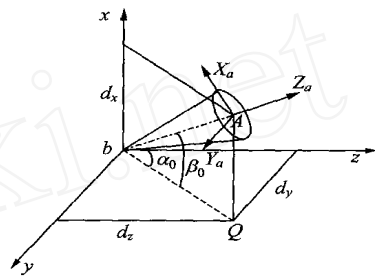


图 3 搜索算法示意图

Fig. 3 Principle of search algorithm

在这里采用的是螺旋线搜索模式^[5]。 b_{xyz} 为中继卫星体坐标系,也就是天线初始坐标系。则在天线坐标系 $AX_aY_aZ_a$ 中,天线终端坐标 (T_x, T_y, T_z) 变化规律为

$$\begin{aligned} T_x &= kt \sin(\omega t) \\ T_y &= kt \cos(\omega t) \\ T_z &= 0 \end{aligned} \quad (8)$$

经过 n (n 为正整数) 个扫描周期后,

$$\begin{aligned} T_x(n) &= \frac{2-nk}{\omega} \sin(2n\omega) = 0 \\ T_y(n) &= \frac{2-nk}{\omega} \cos(2n\omega) = \frac{2-nk}{\omega} \end{aligned} \quad (9)$$

从上式可知,每增加一个扫描周期,天线终端距扫描中心点(用 d_c 来表示)增加 $d_c = 2k/\omega$ 。根据射频敏感器的视场、天线最大运动速度及天线指向误差范围确定 k 和 ω 。确定后的 $\omega = 0.62832 \text{rad/s}$, $k = 0.0004 \text{rad/s}$ 。搜索最大时间为 $t_{\max} = 100 \text{s}$ 。

设中继卫星体坐标系到天线坐标系的转换矩阵为 C_{ba} , 设 bA 为表示天线指向的单位矢量。天线终端在中继卫星星体坐标系中的坐标为 (N_x, N_y, N_z) 。

根据以上设计参数,当 $\alpha_0 = 0.5^\circ$, $\beta_0 = 0.5^\circ$ 时,搜索算法中天线方位角和俯仰角变化规律如图 4 所示,搜索规律曲线如图 5 所示。

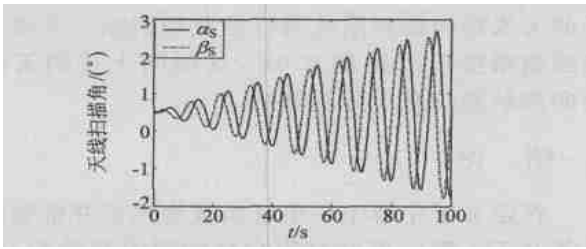


图 4 搜索角度相对于搜索中心的变化规律

Fig. 4 Variation law of the search angle related to the search center

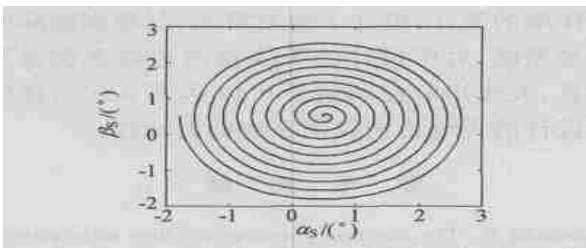


图 5 天线搜索规律图

Fig. 5 Search law of the antenna

3.2 锁定模式设计

天线经过搜索后,用户星进入射频传感器视场,射频传感器测出用户星的位置,但不立即进入自动跟踪模式,而是需设计锁定模式,用于确保用户星不至于由于外界干扰而脱离射频传感器视场。此时锁定模式也可以形象的称为进站模式。

这里设射频传感器的视场为 0.3° , 锁定模式设计示意图如图 6 所示。图 6 中曲线 $JKLU$ 表示天线终端运动轨迹。当天线指向与用户星视线之间的误差角在图中 I 区时,设计天线理想跟踪速度为 $0.03^\circ/s$; 当天线指向误差角在 II 区时,设计此时的天线理想跟踪速度为 $0.02^\circ/s$; 当天线指向误差角在 III 区时,设计理想跟踪速度为 $0.003^\circ/s$; 当天线指向误差角在 IV 区时,设计理想跟踪速度为 $0.0001^\circ/s$ 。

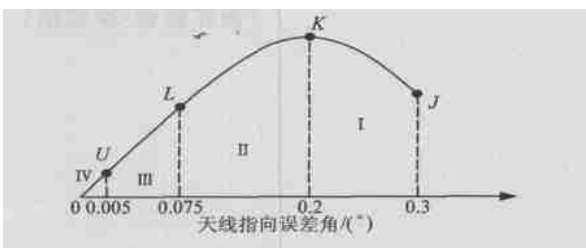


图 6 锁定模式示意图

Fig. 6 The pull-in mode

4 天线指向控制系统自动跟踪模式设计

经过开环捕获的锁定模式能保证用户星不致

由于干扰而脱离射频敏感器的视场。当天线指向与用户星视线之间的误差角小于 0.05° 时,天线进入自动跟踪模式。由于步进电机的角位移严格与其输入脉冲数成正比,步进电机转动一转后,没有累积误差,具有良好的跟随性。但是其缺点也比较明显,那就是其步进给系统带来结构谐振。为了减小天线步进所带来的谐振,采用两步步进逻辑^[6],即在一个步进周期内,步进电机运动两个步长。天线的步进命令的产生由估计的天线跟踪速度和自动跟踪误差来确定。具体实现过程如下:

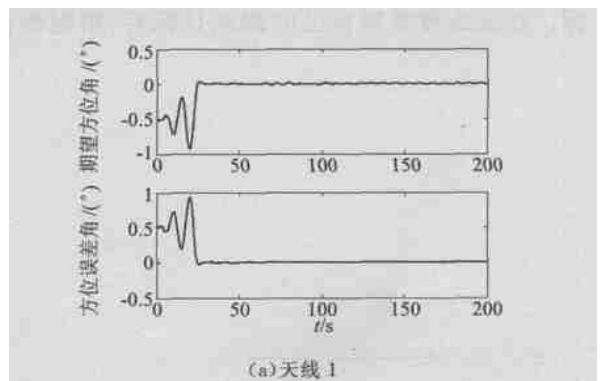
(1) 首先根据用户星轨道特性估计中继卫星单址天线跟踪速度 \hat{a} , 设天线步进步长为 Δ , 则天线步进周期 T 可由下式决定

$$\Delta / T > \hat{a} \quad (10)$$

(2) 在每个天线步进周期开始时判断自动跟踪误差是否超过 2Δ , 若超过,则在此天线步进周期内产生一个与自动跟踪误差方向一致的步进命令,每个步进命令使步进电机运动两步。若此时自动跟踪误差不超过 2Δ , 则此在天线步进周期内不产生步进命令,天线保持原来的位置。

5 天线指向控制系统仿真结果及分析

中继卫星单址天线 1 跟踪一赤道平面内,轨道高度为 800km 的圆型轨道用户星。单址天线 2 跟踪太阳同步轨道,轨道高度为 800km 的某用户星。假设经过回扫阶段,由于用户星视线计算误差和回扫控制系统控制不精确等原因,使得回扫结束后两天线指向与用户星实际位置视线角度差为 0.707° , 由于射频传感器视场为 0.3° , 显然用户星并没有出现在射频传感器视场内。此时,天线 1 和天线 2 的期望方位角和方位误差角如图 7 所示,天线 1 和天线 2 的期望俯仰角和俯仰误差角如图 8 所示。



(a) 天线 1

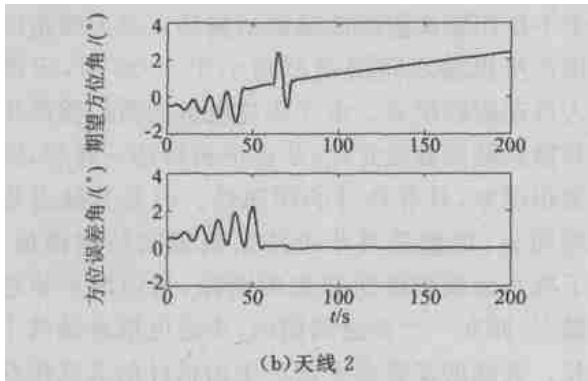


图7 天线期望方位角和方位误差角仿真结果

Fig. 7 Simulation results of antenna's expected azimuth and azimuth error

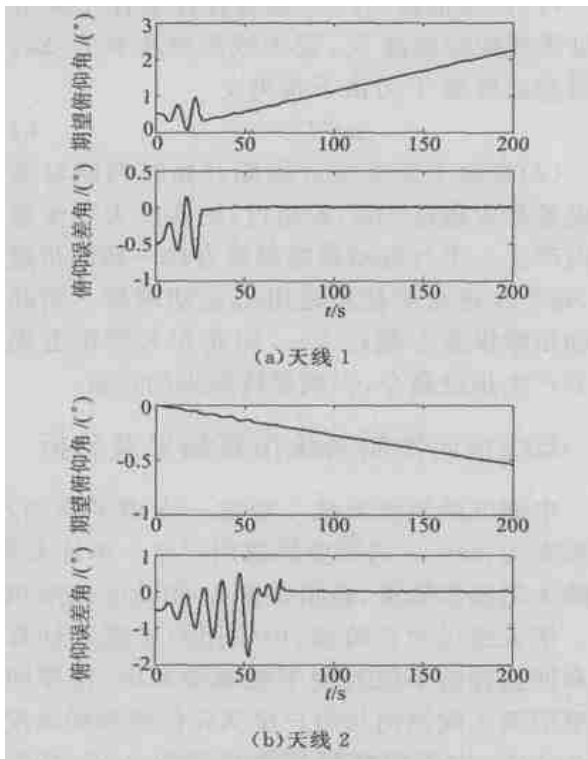


图8 天线期望俯仰角和俯仰误差角仿真结果

Fig. 8 Simulation results of antenna's expected elevation and elevation error

从仿真图中可以看出,天线1能够在30s内搜索到用户星,天线2在80s内搜索到自己的目标。在天线搜索到自己的跟踪目标后,根据所设计的天线指向控制系统进行捕获和跟踪。天线指向控制精度可以达到 0.02° ,这说明上述的天线指向控制系统是十分有效的。

6 结论

在定义了中继卫星单址天线坐标系并推导出了适合于工程应用的对用户星的跟踪规律后,详细论述了中继卫星天线控制系统方案的基本概念,并就当前适合于发展的星上自主控制系统进行了详细的设计,设计了搜索算法,又根据实际的用户星系统,对所设计的天线指向控制系统进行了仿真,天线指向控制精度可以达到 0.02° ,证明了所设计的天线指向控制系统的有效性。

参考文献

- [1] Brandel D. The advanced tracking and data relay satellite system (ATRDRSS) [J]. The Next Generation AAS, 1988: 263 - 269.
- [2] 刘军. 基于离散傅立叶变换的导弹天线罩瞄准线误差的建模方法[J]. 航空学报, 2001, 22(6): 517 - 520.
(Liu J. Approach for modeling missile radom error based on discrete fourier transform[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(6): 517 - 520.)
- [3] 聂润兔, 荆武兴, 徐世杰, 等. 中继卫星对目标的跟踪规律研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1995, 31(5): 5 - 7.
(Nie Y T, Jing W X, Xu S J, et al. Tracking law of tracking and data relay satellite[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1995, 31(5): 5 - 7.)
- [4] Schmeichel H, McElroy T T. TDRSS single-access control system [J]. AAS, 1980: 115 - 146.
- [5] Iwens R P, Bernier G E. Design study for LANDSAT-D attitude control system[R]. N77-24171, 1977.
- [6] 齐春子, 吕振铎. 卫星大型挠性天线弹性振动抑制的研究[J]. 宇航学报, 1998, 19(4): 60 - 64.
(Qi C Z, Lu Z D. The study of elastic vibration suppressing of large flexible antenna on satellite [J]. Journal of Astronautics, 1998, 19(4): 60 - 64.)

(责任编辑:李泓洁)