

GEO 卫星轨道倾角变大后天线跟踪方法研究

徐伯健, 韦官余, 陈天立, 李永财

(中国人民解放军 61081 部队, 北京 100094)

摘 要: 针对某使用 GEO 卫星组网的卫星应用系统, 由于 GEO 卫星寿命末期燃料不足, 不能进行南北保持控制, 轨道倾角不断变大, 地面桁架式天线采用步进方式跟踪卫星困难的问题, 研究提出天线的程序跟踪模式, 并制定控制天线跟踪卫星的策略, 即档位结合频度的控制策略。通过试验确定了最佳控制档位和频度, 在实际应用中证明了该方法的有效性和优越性, 解决了桁架式天线在卫星寿命末期准确跟踪 GEO 卫星的难题。

关键词: 轨道倾角; 卫星星历; 步进跟踪; 程序跟踪

中图分类号: TN827

文献标识码: A

文章编号: 1003-3114(2010)03-58-4

Research on Antenna Tracking Method Based on Larger GEO-satellite Orbit Inclination Angle

XU Bo-jian, WEI Guan-yu, CHEN Tian-li, LI Yong-cai

(Unit 61081 of PLA, Beijing 100094, China)

Abstract: In an application system of GEO-satellite networking, orbit control can not be realized due to lacking of fuel in the last phase of satellite's life, so the orbit inclination angle become larger and the ground antenna with stepping pattern has much difficulty in tracking the satellite. This paper proposes a new tracking pattern of antenna, which is called the Program Tracking Pattern, and gives a policy with threshold and frequency combined to control the antenna's tracking of satellite. Then the best values of threshold and frequency are determined through test, and the validity and advantage of this method are proven in practical application. This method solves the difficult problem of tracking GEO-satellite in the last phase of satellite's life.

Key words: orbit inclination angle; satellite ephemeris; step tracking; program tracking

0 引言

在使用 GEO 卫星组网的某应用系统中, 卫星信号的收发采用 13 m 桁架式天线, 以步进方式跟踪卫星。由于 GEO 卫星轨道倾角较小(理论值为 0), 实际工作中定期通过南北保持将倾角控制在较小范围内, 因而桁架式天线能够正常跟踪卫星。当 GEO 卫星进入寿命末期, 星上燃料不足, 为节省燃料, 卫星停止南北保持控制, 导致卫星轨道倾角不断变大, 步进跟踪模式无法正常跟踪卫星, 导致系统部分重要参数不能满足系统设计指标, 影响系统提供正常服务。

1 步进跟踪方式

步进跟踪是桁架式天线跟踪卫星的方式, 该方式基于 GEO 卫星遥测信号中的 AGC 电平来判断天线是否对准卫星。当遥测数据的 AGC 电平低于设定值时, 天线以步进方式向上下左右 4 个方向调整

天线指向, 并监测 AGC 电平是否达到峰值, 若到达峰值, 说明天线已对准卫星。

卫星转发器出站通道螺旋极电流是判断天线是否对准卫星, 以及卫星出站信号波束覆盖范围内信号质量的一个重要参数, 当天线准确对准卫星时, 螺旋值保持稳定。随着 GEO 卫星轨道倾角的进一步变大, 天线每次调整时都会导致螺旋的大幅度波动, 图 1 是天线步进跟踪模式下卫星倾角变大后螺旋一天的变化情况。

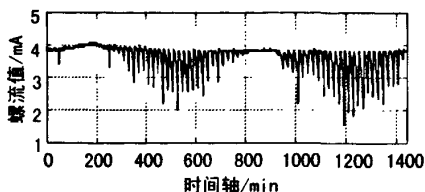


图 1 步进跟踪方式下卫星通道螺旋变化图

2 程序跟踪方式

针对步进跟踪模式存在的不足, 提出了一种程

收稿日期: 2010-03-08

作者简介: 徐伯健(1973-), 男, 工程师。主要研究方向: 卫星导航定位业务。

序控制天线跟踪卫星的方法,称之为程序跟踪方法。该方法利用卫星星历中卫星位置信息解算天线的指向,即方位角和俯仰角,并以指令的形式驱动天线控制单元(OCU)控制天线跟踪卫星。

该方法采用轨道反推法,根据卫星星历精确计算地面天线指向,在实现过程中有其中2个关键问题需要研究解决,分别是天线指向的计算、控制天线跟踪卫星的策略。

系统采用地球同步轨道卫星,所以首先考虑使用地球同步轨道卫星地面天线计算公式来计算地面天线指向。在天线指向计算过程中,已知量是卫星星历数据中卫星的位置和天线所在地面的经度和纬度。

已知量:① 卫星星历数据中卫星 X 位置信息、卫星 Y 位置信息和卫星 Z 位置信息 3 个参数;② 系统地面天线地面位置经度和位置纬度。

(1) 解算卫星经度

$$\text{卫星星下点经度: } \phi_2 = \arctan\left(\frac{Y}{X}\right) \quad (1)$$

(2) 解算地面天线指向

对准静止卫星时地面站天线主波束的方位角和俯仰角的计算公式推导:设地面站 A 的经纬度为 ϕ_1 和 θ_1 ,静止卫星 S 的星下点 S' 的经纬度为 ϕ_2 和 θ_2 。 $\phi = \phi_2 - \phi_1$ 为星下点 S' 对地球站 A 的经度差。 R_E 为地球半径(6 378 km); h_E 为卫星离地面的高度; α 为地球站 A 与星下点 S' 在地球面上的大圆弧所对的地心角。

利用几何学和球面三角学的一些基本公式,不难求出:当 A 站天线对准卫星 S 时,其仰角 ϕ_e 、方位角 ϕ_a 与经度差 ϕ 、地面站纬度 θ_1 的函数关系为:

$$\tan \phi_e = \frac{(R_E + h_E) \cos \alpha - R_E}{(R_E + h_E) \sin \alpha} = \frac{\cos \alpha - \frac{R_E}{R_E + h_E}}{\sin \alpha} \quad (2)$$

$$\tan \phi_a = \frac{\tan \phi}{\sin \theta_1} \quad (3)$$

用球面三角学的余弦定理可得:

$$\cos \alpha = \cos \theta_1 \cos \phi \quad (4)$$

因此可得:

$$\tan \phi_e = \frac{\cos \theta_1 \cos \phi - \frac{R_E}{R_E + h_E}}{\sqrt{1 - (\cos \theta_1 \cos \phi)^2}} \quad (5)$$

对于静止卫星而言:

$$\frac{R_E}{R_E + h_E} = \frac{6378}{6378 + 35786.6} \approx 0.151 \quad (6)$$

根据上述对准静止卫星时地面站天线主波束的

方位角和俯仰角的计算公式推导,可以确定:

方位角计算公式为:

$$\phi_a = \arctan\left(\frac{\tan \phi}{\sin \theta_1}\right); \quad (7)$$

俯仰角计算公式为:

$$\phi_e = \arctan\left(\frac{\cos \theta_1 \cos \phi - \frac{R_E}{R_E + h_E}}{\sqrt{1 - (\cos \theta_1 \cos \phi)^2}}\right) \quad (8)$$

得到天线的方位和俯仰值,对解算获得值进行修正后和步进跟踪时天线指向数据进行比较,发现计算精度只能达到 0.1° ,不能满足使用要求。

通过进一步研究分析和试验,发现问题是由于 GEO 卫星轨道倾角变大后,卫星轨道倾角超出了静止轨道卫星正常工作时设计指标要求,因此研究中需将卫星看作非静止轨道卫星,在此前提下研究天线指向计算方法。

设 ϕ_e 为天线俯仰角, ϕ_a 为天线方位角,其计算公式为:

$$\phi_e = \arctan\left(\frac{\cos \phi \cos \theta_2 \cos \theta_1 + \sin \theta_2 \sin \theta_1 - \frac{R_E}{R_E + h_E}}{\sqrt{1 - (\cos \phi \cos \theta_2 \cos \theta_1 + \sin \theta_2 \sin \theta_1)^2}}\right), \quad (9)$$

$$\phi_a = \arctan\left(\frac{\sin \phi \cos \theta_2}{\cos \phi \cos \theta_2 \sin \theta_1 - \cos \theta_1 \sin \theta_2}\right) \quad (10)$$

利用此公式解算获得天线的指向数据跟实际天线指向数据进行比较,所得数据精度为 0.01° ,满足使用要求。

此公式中,由于要使用到卫星的星下点经纬度,首先要利用坐标转换将卫星星历数据 XYZ 转换成 BLH 坐标。计算公式如下:

$$L = \arctan\left(\frac{Y}{X}\right), \quad (11)$$

$$B = \arctan\left(\frac{Z(N+H)}{\sqrt{(X^2 + Y^2)[N(1-e^2) + H]}}\right), \quad (12)$$

$$H = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos B} - N_0 \quad (13)$$

式中, N 为椭球面卯酉圈的曲率半径; e 为椭球的第一偏心率; a 、 b 为椭球的长短半径; f 为椭球扁率; W 为第一辅助系数。

3 天线跟踪策略

天线跟踪策略主要研究天线指向调整指令的发送时机。步进跟踪方式中调整的判别依据有 2 个:一是预先设定跟踪频度,当达到设定的时间节点时,进行步进式跟踪;二是当 AGC 电平低于门限值时,进行步进式跟踪。由于 GEO 卫星相对地球静止,在

一段时间内偏离角度较小,因而设置 30 min 的频度就能较好地保证天线对卫星的跟踪。AGC 电压在轨道倾角较小的情况下具有相对平稳性,卫星倾角变大后波动较大,造成系统频繁启动步进跟踪,30 min 的频度间隔已不能满足系统稳定工作的要求,且 13 m 桁架式天线频繁跟踪卫星会加大天线的磨损,降低天线使用寿命。因此,频度设置需要考虑天线调整次数与系统稳定性之间的矛盾。调整过于频繁,则会加大桁架式天线的磨损;若调整时间间隔过大,则影响系统参数的稳定性,系统不能稳定工作,为了解决这一矛盾,提出采用程序跟踪、档位和控制频度相结合的控制模式。档位的含义是: $\sqrt{\Delta AZ^2 + \Delta EL^2}$, 其中 ΔAZ 为方位角的计算值与实际值的差值, ΔEL 为俯仰角的计算值与实际值的差值。档位与天线波束偏离卫星可接受的偏差角度有关,即与天线波束偏离卫星所造成的卫星接收功率下降的可接受程度有关。依据该天线特性,天线的 3 dB 半波束宽度为 0.12° , 2 dB 半波束宽度为 0.10° , 1 dB 半波束宽度为 0.08° 。如果将门限 θ 设置为 0.12° 、 0.10° 或 0.08° , 卫星接收上行功率对应下降 3 dB、2 dB、1 dB。控制频度是天线调整的时间间隔,根据不同卫星的状态确定不同的控制频度,并通过试验找到最佳的控制频度。

在跟踪过程中,天线的实时指向数据将通过网络反馈到控制软件,与解算出的天线指向数据进行档位的计算,结合频度形成控制策略。控制流程如图 2 所示。

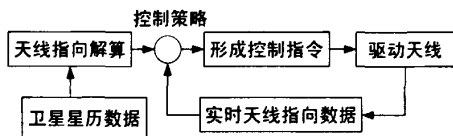


图2 程序跟踪控制流程

根据以上分析,采用 0.08° 、 0.10° 、 0.12° 3 个档位进行跟踪试验,则天线的调整频度最快分别为 10 min/次、13 min/次、15 min/次,为减少对天线的磨损,选取 0.15° 、 0.12° 两个档位进行试验。

(1) 档位为 0.15°

卫星螺流值最大为 3.24 mA, 最小为 1.1 mA。另一个通道螺流值最大为 3.75 mA, 最小为 1.00 mA。卫星由北向南过赤道时螺流变化率最大,天线调整

频度为 16 min/次。试验期间螺流变化示意图如图 3 所示。

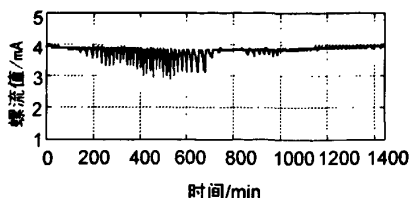


图3 档位 0.15° 时螺流一天内变化图

(2) 档位为 0.12°

卫星螺流值最大为 3.24 mA, 最小为 2.02 mA。另一个通道螺流值最大为 3.75 mA, 最小为 1.7 mA。卫星由北向南过赤道时天线调整频度为 13 min/次。试验期间螺流变化示意图如图 4 所示。

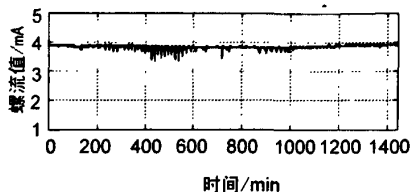


图4 档位 0.12° 时螺流一天内变化图

对比上述 2 次跟踪试验,档位较小时,天线控制频繁,螺流变化区间较小。为了确保系统的稳定运行,螺流值要大于 2.00 mA。针对目前卫星的轨道倾角,通过试验确定档位 0.08° , 时间频度 20 min 为最佳调整策略。

4 试验结果

试验前对天线控制系统部分功能及软件进行修改,使之能够采用程序跟踪的方法,然后将以上提出的桁架式天线跟踪方法用程序实现并接入系统。经试验,系统螺流、AGC 电压等各项参数工作正常,天线调整次数大幅减少,每次控制天线跟踪卫星时都能一步到位。档位设定为 0.08° 时一天内跟踪变化如图 5 所示。

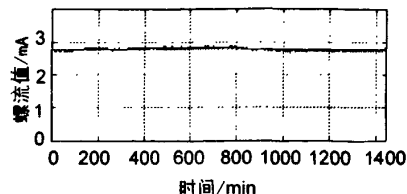


图5 档位 0.08° 时螺流一天内变化图

5 结束语

GEO 卫星轨道倾角增大后,卫星螺旋极电流等参数每天变化区间较大,抖动现象严重,约 20 min 螺旋超低报警一次(报警门限 2.0 mA)。天线采用现有的程序跟踪模式后螺旋变化区间明显收敛,且没有大幅抖动现象。天线调整次数大幅减少,且一次调整到位,提高了天线使用寿命。特别是在卫星轨道倾角已超过 $\pm 2.5^\circ$ 的情况下,使用该方法仍然能够满足天线正确跟踪卫星的各项设计指标,确保了系统在卫星寿命末期稳定可靠运行。

(上接第 53 页)

③ 各目标项的纵坐标:采用高斯坐标系表示;④ 各目标项的可信度均为“可靠”。

制定如下目标融合准则:

目标融合距离阈值 D ——50 m;

目标高程差阈值 H ——15 m;

火炮毁伤半径 R ——500 m;

目标发现时间间隔 T ——3 600 s。

根据上述融合准则,执行数据融合流程。首先, M1 号目标开始依次与后面的各号目标进行融合度计算,比较结果:它与 M2 号目标不发生融合,但可与 M3 号目标进行冗余融合生成新目标,按融合规则,新目标的目标类型保持不变,横坐标、纵坐标、高程、可信度等根据式(6)~式(9)计算求得,而目标编号、发现时间、价值、正面、纵深等遵从相对价值较高、目标发现时间较晚的 M1 号目标的取值;而后此新目标再与 M4 号目标比对后,发现仍可进行冗余融合,继续合并为新目标,新目标项各取值的计算方法同上;接着比较, M5 号目标由于目标发现时间间隔过长,而不再继续发生冗余融合, M6 号目标也不符合融合条件,至此第 1 轮融合度比较结束。接着,开始第 2 轮融合度比较,即 M2 号目标开始依次与后面尚存的各号目标进行融合度计算,比较结果:它只能与 M6 号目标发生打击归并融合,形成新目标的横坐标、纵坐标、正面、纵深、高程等通过加权计算得出,保证火炮打击范围要同时覆盖原 2 个目标,而目标编号、发现时间、目标类型等遵从相对基本价值较大、覆盖幅员较大的 M2 号目标的取值,至此第 2

- ### 参考文献
- [1] 蔡剑铭,甘仲民,陈九治等.卫星通信系统[M].北京:人民邮电出版社,1988.
 - [2] 李天文.GPS 原理及应用[M].北京:科学出版社,2003.
 - [3] GAWRONSKI W. Antenna control system: from PI to Hoo[J]. IEEE Antenna and Propagation Magazine, 2001, 43(1): 52-60.
 - [4] TSENG H C, TEO D W. Satellite tracking antenna with fuzzy logic control[J]. IEEE Transaction on Aero Space and Electronics system. 1998, 34(2): 639-645.
 - [5] 朱承元,杨涛,耿云海.基于 ESO 的用户星天线跟踪指向技术[J].宇航学报, 2005, 26(2): 67-72.

轮融合度比较结束。同理开始第 3 轮融合度比较,结果发现各尚存目标均不再发生融合。

最终剩余 3 组融合后目标,结果如表 2 所示。

表 2 目标融合结果

编号	发现时间	目标类型	价值	正面×纵深 /(m×m)	纵坐标	高程/m
M1	8:04	支撑点	90	100×100	2825995	107
M2	8:04	观察所	90	100×310	2829945	0
M5	9:15	支撑点	70	100×100	2826030	120

5 结束语

针对炮兵作战指挥中常需要对多个作战目标进行融合的实际情况,深入剖析了“冗余融合”和“打击归并”2 种不同情况的目标融合算法,研究了如何控制目标的融合先后次序,并在此基础上进行了实例计算。实践表明,相关的目标数据融合算法在炮兵指挥自动化系统的作战应用中是可行的。

参考文献

- [1] 唐克,孙来彬,管继平.基于信息熵的炮兵射击目标优选分析[J].指挥控制与仿真, 2007, 29(5): 52-53.
- [2] 肖丁,叶雪清,张辽宁.对抗条件下炮兵指挥自动化系统作战效能分析[J].军事运筹与系统工程, 2005, 19(1): 53-56.
- [3] 陈春.炮兵指挥自动化[M].北京:解放军出版社, 2001.
- [4] 文玉树.炮兵射击条件的自动探测与处理[J].测试技术学报, 2003, 17(4): 313-316.
- [5] 刘怡昕.炮兵作战指挥研究[M].北京:海军出版社, 2006.

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>