 DOI: https://doi.org/10.12349/iser.v6i5.5675

Study on Servo Compensation for ESA Satellite Communication Terminals

Chao Li[1] Jingyang Tan[1] Jiajia Mi[2]

1. Unicom Air Net Co., Ltd., Beijing, 100000, China
2. China Unicom Online Information Technology Co., Ltd., Beijing, 100000, China

Abstract

This paper conducts an in-depth study on the problem of achieving accurate compensation in Electronically-Scanned Array (ESA) satellite communication terminals caused by the installation of servo devices during practical operation. Based on inertial navigation data of the antenna, a servo compensation algorithm for phased array antennas is proposed. Through the transformation between the vehicle coordinate system and the navigation coordinate system, combined with the concept of attitude angles, the solution process for obtaining antenna pointing-related angles from inertial navigation data is elaborated in detail. A compensation strategy based on the antenna azimuth angle and inertial navigation yaw angle is proposed, and a method for judging the servo compensation direction is clarified. The research results are of great significance for improving the usage experience of phased array antennas and are expected to provide strong theoretical support and technical guidance for related engineering applications.

Keywords

phased array antenna; inertial navigation data; coordinate system transformation; servo compensation

面向 ESA 卫星通信终端的伺服补偿研究

李超[1] 谭景阳[1] 糜佳佳[2]

1. 联通航美网络有限公司，中国 · 北京 100000
2. 联通在线信息科技有限公司，中国 · 北京 100000

摘　要

本文针对ESA（Electronically-Scanned Array）卫星通信终端在实际安装使用中，由于加装伺服装置而产生的正确补偿问题，进行了深入研究，并基于天线惯导数据，给出了一种面向相控阵天线的伺服补偿算法。通过对载体坐标系和导航坐标系的转换，结合姿态角的概念，详细阐述了从惯导数据获取天线指向相关角度的求解过程。提出了基于天线方位角和惯导偏航角的补偿策略，明确了伺服补偿方向的判断方法。该研究成果对于提高相控阵天线使用体验具有重要意义，有望为相关工程应用提供有力的理论支持和技术指导。

关键词

相控阵天线；惯导数据；坐标系转换；伺服补偿

1 引言

随着技术的发展和越来越多低轨卫星的部署，电扫相控阵（Electronically-Scanned Array）天线在星地通信网络中扮演的角色越来越重要。然而，由于相控阵天线对星时，在不同离轴角下，会有不同的性能表现[1]，而实际使用时往往以平放为主，难以达到最大性能体验，因此特殊情况下需要将天线倾斜，对准卫星使用。在卫星通信中，通常通过加装伺服来保持天线自动朝向卫星[2]。由于电扫相控阵本身具备自动波束跟踪功能[3]，因此使用伺服后，伺服可以通过多种指标对天线进行补偿。为方便用户自行安装天线，避免出现因天线与伺服安装方位引起的补偿误差情况，精准的天线伺服补偿算法显得尤为重要。惯导系统能够实时提供载体的姿态信息，如俯仰角、横滚角和偏航角等[4]，利用这些信息可以有效地对天线伺服进行补偿，以确保天线始终能准确对准目标方向。因此，开展面向 ESA 卫星通信终端的伺服补偿研究具有重要的理论意义和实际应用价值。

【作者简介】李超（1985–），男，中国北京人，本科，工程师，从事卫星网络系统搭建、融合通信频谱资源合理化利用与高效管理、异构网络下终端小型化的研究。

2 相关坐标系及姿态角

2.1 导航坐标系（n 系）及地理坐标系（g 系）

导航坐标系是惯性导航算法的基本参考系，运动物体在导航坐标系内进行位置、速度、姿态确定。在惯性导航中，经常将地理坐标系作为导航坐标系[5]。

地理坐标系有两种常见的定义方式（东 - 北 - 天，北 - 东 -

地），本文使用北 - 东 - 地作为地理坐标系，即坐标系的原点位于载体的重心 O_n，X_n 轴指向正北方，Y_n 轴指向正东方，Z_n 轴垂直于载体所在平面，坐标系构成右手直角坐标系。

2.2 载体坐标系（b 系）及姿态角

当导航坐标系选择北 - 东 - 地时，为方便计算，载体坐标系通常选择前 - 右 - 下，即载体坐标系的原点位于载体的重心 O_b，载体首尾方向为 X_b 轴，首向为正，左右方向为 Y_b 轴，右向为正，Z_b 轴垂直于载体所在平面，坐标系构成右手直角坐标系。可通过方位角 Azi 和离轴角 Off-Axis 描述载体坐标系中相控阵天线波束指向 [6]。

载体的姿态可以通过航向角，纵摇角和横滚角来衡量 [7]。在前 - 右 - 下坐标系中，可进行如下定义：

①纵摇角（Pitch）：载体系 X_b 轴与地平面夹角，俯仰角抬头为正。它反映了载体在垂直方向上的倾斜程度，对于天线来说，俯仰角的变化直接影响其波束在垂直面上的指向角度。

②横滚角（Roll）：载体系 Z_b 轴与包含载体系 X_b 轴铅锤面的夹角，右滚为正。横滚角描述了载体在水平面上绕自身轴线的旋转状态，同样会对天线的指向产生影响。

③航向角（Head）：载体系 X_b 轴在地平面投影 X'_b 与地面系 X_n 轴的夹角，投影在地面系 X_n 轴右侧为正。航向角决定了载体的行进方向，对于天线指向而言，它是确定天线在水平面上方位的重要参数。

因此，在载体坐标系中，X_b 轴又称为横滚轴，Y_b 轴又称为纵摇轴，Z_b 轴又称为航向轴。从一个轴的正向看向负向，相对于这个轴的逆时针方向旋转为正，顺时针方向旋转为负。

3 天线对星地理仰角和方位角

卫星通信终端在与卫星进行视距通信时需要有明确的方位角和俯仰角，终端的方位角定义为接收点到卫星的视线在接收点的水平面上有一条正投影线，从接收点的正北方向开始，顺时针方向至这条正投影线的角度；俯仰角定义为接收点仰望卫星的视线与水平线构成的夹角 [8]。当接收站在北半球，接收站经纬为 φ_1，纬度为 β，卫星经度为 φ_2，纬度为 0°，取地球半径为 6378km，静止轨道卫星的轨道高度为 35786km，则终端跟踪静止轨道卫星时，俯仰角∠ STB 和方位角∠ ATC 分别为：

$$\angle STB = \tan^{-1}\frac{\cos(\varphi_2-\varphi_1)\cos\beta - 0.1513}{\sqrt{1-[\cos(\varphi_2-\varphi_1)\cos\beta]^2}}$$

$$\angle ATC = 180° - \tan^{-1}\frac{\tan(\varphi_2-\varphi_1)}{\sin\beta}$$

4 伺服补偿角度求解过程

4.1 设备结构

在相控阵卫星终端的伺服上，为实现伺服角度补偿，需要考虑 3 个坐标系，分别为底座的导航坐标系、天线的载体坐标系和惯性导航测量单元（IMU）计量角度时所使用的载体坐标系。本文以一维伺服装置（仅做方位角补偿）为例，其装置结构和坐标对应关系示意图如下：

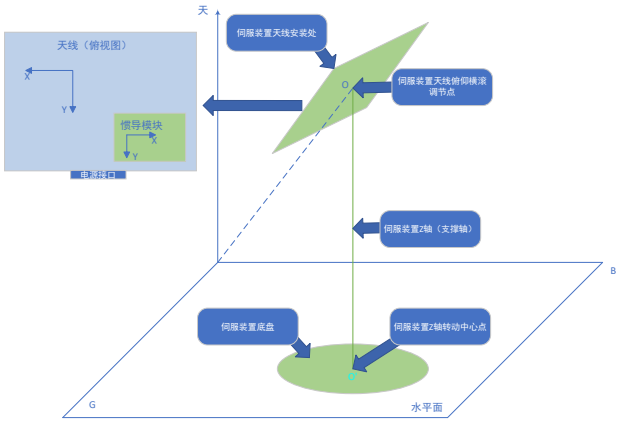

图 1 伺服装置示意图

4.2 几何计算法

为便于计算，将该问题抽象为以下图示：

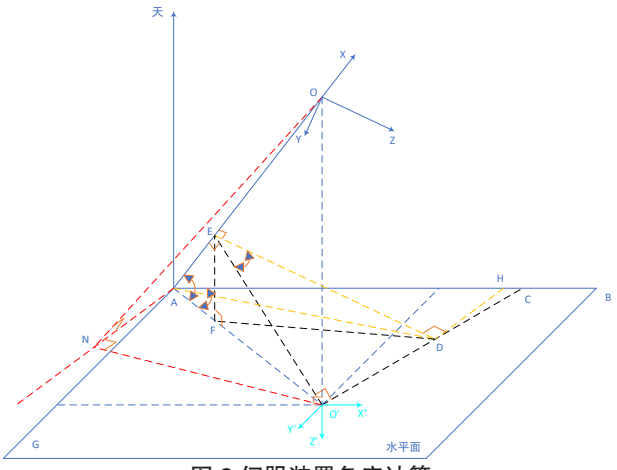

图 2 伺服装置角度计算

图中坐标系 O'X'Y'Z' 为导航坐标系，X'、Y'、Z' 分别代表北东地，O 为天线俯仰横滚调节点；坐标系 OXYZ 为惯导载体坐标系，X、Y、Z 分别代表前右下，AO 与载体坐标系 X 轴重合，A、B、G 为水平面上的点，且 AB ∥ X' 轴，AG ∥ Y' 轴，O' 为伺服底座与水平面的交点，且 OO' 垂直于水平面，伺服底座绕 OO' 轴旋转来调节天线方位角。已知伺服底座结构高度 $\overline{OO'} = h$，IMU 提供的俯仰角 α，横滚角 β，偏航角 θ，即∠ O'AB= θ，∠ OAO'=α。

过 O' 作 O'E ⊥ OA，交 OA 于 E，当载体横滚角为 0° 时，载体坐标系 Y 轴 ⊥ 面 OO'A，则 O'E ⊥ Y 轴，且 O'E ⊥ OA，所以 O'E ⊥面 XOY，即横滚角为 0° 时，O'E ∥ Z 轴。过 O' 作 O'C ⊥ O'A，交 AB 于 C，在 O'C 上取点 D，并连接 DE，使∠ O'ED = β，此时 O'C ⊥ O'A，O'C ⊥ O'O，则 O'C ⊥ OA，且 OA ⊥ O 'E，所以 OA ⊥面 O'DE，OA ⊥ DE，横滚角为 β 时，DE ∥载体坐标系 Z 轴。过 D 作 DH ⊥ DE，交 AB 于 H，过 E 作 EF ⊥ O'A 于

F，则 DH ⊥面 EFD，DH ⊥ DF。过 A 作 AN // DH，过 O’作 O’N ⊥ AN，交 AN 于 N，连接 ON，由于 AN ⊥ O’N，AN ⊥ O’O，则 AN ⊥面 OO’N，AN ⊥ ON。∠ O’NO 为载体 XOY 平面与水平面的夹角，∠ AON 为天线波束指向参考角，∠ AO’N 为伺服调整参考角，需要求解这三个角度。

利用几何数学方法，经过一系列计算可以得到∠ O’NO、∠ AON、∠ AO’N 的表达式为：

$$sin\angle AON=\frac{\overline{NA}}{\overline{OA}}=cos\alpha\cdot\ \sin\angle O^{'}FD\ =\frac{cos\alpha\cdot sin\beta}{\sqrt{(1-(cos\alpha\cdot cos\beta)^2}},$$

$$sin\angle AO^{'}N=\frac{\overline{NA}}{\overline{O^{'}A}}=\sin\angle O^{'}FD=\frac{sin\beta}{\sqrt{(1-(cos\alpha\cdot cos\beta)^2}},$$

$$tan\angle O^{'}NO=\frac{\overline{OO^{'}}}{\overline{O^{'}N}}=\frac{tan\alpha}{\cos\angle O^{'}FD}=\frac{\sqrt{(1-(cos\alpha\cdot cos\beta)^2}}{cos\alpha\cdot cos\beta}。$$

根据∠ O’NO、∠ AON、∠ AO’N 的角度数据，可以为伺服补偿提供明确的指导。

5 天线指向补偿策略

5.1 基于天线方位角的补偿

天线达到最佳波束指向为平行于 ON 方向，天线方位角为，同时考虑天线方位角 phi 范围为 0° ≤ phi < 360° ，天线对星地理仰角为 Ele_0，使 -90° ≤∠ AON ≤ 90° 。得到以下伺服方位补偿后的方位角计算公式：

设 $sgn(x)=\begin{cases}1;x\geq 0\\-1;x<0\end{cases}$

$$phi_0=\{\left[sgn\left(90^\circ-\angle O^{'}NO-Ele_0360\right)\cdot sgn(\alpha)+3\right]\times 90^\circ+sgn(\alpha)\cdot\angle AON\}mod360;\ \alpha\neq 0^\circ\vee\beta\neq 0$$

$phi_0=any;\ \alpha=0^\circ\wedge\beta=0^\circ$（此时天线水平放置，伺服不做调节）

补偿参考角：

$$phi_1=phi_0=(\angle AON+360^\circ)mod360;\ \alpha\geq 0^\circ$$

$$phi_1=phi_0=180^\circ-\angle AON;\ \alpha<0^\circ$$

伺服补偿方向：

$\Delta phi=phi_1-phi$；phi为跟星后伺服调整前天线方位角

当 $phi_0\neq phi$ 时

若 $|\Delta phi|\leq 180^\circ$，当 $\Delta phi>0$ 则底座在北东地导航坐标系中按逆时针进行补偿，$\Delta phi<0$ 则底座在北东地导航坐标系中按顺时针进行补偿；

若 $|\Delta phi|>180^\circ$，当 $\Delta phi>0$ 则底座在北东地导航坐标系中按顺时针进行补偿，$\Delta phi<0$则底座在北东地导航坐标系中按逆时针进行补偿。

5.2 基于惯导偏航角的补偿

天线达到最佳波束指向为平行于 ON 方向，惯导偏航角为 θ_0，天线对星地理方位角为 Azi_0，使 -90° ≤ ∠ $AO'N$ ≤ 90° ，则伺服方位补偿后，

设 $sgn(x)=\begin{cases}1;x\geq 0\\-1;x<0\end{cases}$

$\theta_0=Azi_0+sgn(\alpha)\cdot\angle AO^{'}N-[sgn(\alpha)+1]\cdot 90^\circ;\ \alpha\neq 0^\circ\vee\beta\neq 0$

$\theta_0=any;\ \alpha=0^\circ\wedge\beta=0^\circ$（此时天线水平放置，伺服不做调节）

伺服补偿方向：

$\Delta\theta=\theta_0-\theta$；$\theta$ 为跟星后伺服调整前惯导偏航角

当 $\theta_0\neq\theta$ 时

若 $|\Delta\theta|\leq 180^\circ$，当 $\Delta\theta>0$ 则底座在北东地导航坐标系中按逆时针进行补偿，则底座在北东地导航坐标系中按顺时针进行补偿；

若 $|\Delta\theta|>180^\circ$，当 $\Delta\theta>0$ 则底座在北东地导航坐标系中按顺时针进行补偿，则底座在北东地导航坐标系中按逆时针进行补偿。

6 结论

本文通过特殊产品条件作为示例，对天线安装结构的几何分析，结合惯导数据提供的姿态角信息，深入研究了天线指向角度的求解过程，并提出了基于天线方位角和惯导偏航角的补偿策略。该方法能够有效提高 ESA 天线在使用过程中的性能表现，为通信的稳定运行提供了有力保障。而针对不同产品设计，需要对算法进行优化和改进，以保证结果的准确度。

参考文献：

[1] 任燕飞.机载相控阵波束指向校正[J].通信技术,2014,47(4):386-390.

[2] 张小东.车载移动卫星通信伺服系统的研究与设计[D].北京:北京理工大学,2015.1.

[3] 谢建民,张伟,汪学刚.有限电扫描相控阵天线仿真数学模型[J].现代电子技术,2007,19:89-91.

[4] 朱荣,周兆英.面向ESA卫星通信终端的伺服补偿研究[J].测控技术,2002,21(10):6-8.

[5] 赵永辉,方青.基于相控阵天线测试的波束指向角计算方法[J].计算机光盘软件与应用,2013,23:81-82

[6] 李涛.二维有源相控阵天线跟踪技术研究[J].河北省科学院学报,2016,33(2):54-56.

[7] 孙兴帮.卫星天线自动跟踪算法的研究[D].大连:大连海事大学,2008.3.

[8] 移动载体卫星通信系统天线跟踪技术的研究[D].西安.西安电子科技大学,2009.1