

# 星载天线指向精度建模与分析

潘博<sup>1</sup> 张东华<sup>1</sup> 史文华<sup>1</sup> 林恬<sup>2</sup>

(1 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

(2 中航工业北京长城计量测试研究所, 北京 100095)

**摘要** 随着天线定位机构运动日趋复杂以及对定位机构任务要求的不断提高, 提高指向精度已成为星载天线机构能力提升的核心。综合考虑卫星姿态控制误差、展开机构误差、双轴驱动机构误差和反射面误差等因素, 利用齐次变换矩阵得到天线指向运动学误差等式, 从而得到天线指向精度分析的一般方法。以某星载点波束定位机构为例, 对各误差源的影响进行了分析, 得到双轴驱动机构任意转角位置下各误差源对最终指向精度的影响, 分析结果表明: 姿态控制误差、展开机构锁定误差对精度的影响不容忽视, 需要综合考虑各部分误差因素, 才能从根本上提高天线的指向精度。

**关键词** 星载天线; 定位机构; 指向精度; 建模; 分析

**中图分类号:** V443.4; TH113.22    **文献标志码:** A    **DOI:** 10.3969/j.issn.1673-8748.2011.05.006

**文章编号:** 1673-8748(2011)05-0049-06

## Modeling and Analysis on Pointing Accuracy of Antenna in Satellite

PAN Bo<sup>1</sup> ZHANG Donghua<sup>1</sup> SHI Wenhua<sup>1</sup> LIN Tian<sup>2</sup>

(1 Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

(2 Changcheng Institute of Metrology & Measurement of Aviation Industry, Beijing 100095, China)

**Abstract:** With the increase of the complexity of the antenna oriented mechanism and the higher requirement of mission, the improvement of the pointing accuracy has been the core of the capability improvement for satellitic antenna. With a comprehensive consideration of the errors of satellite attitude control, the errors of deployment mechanism, the errors of two-axis drive mechanism and the errors of the reflector, the transformation matrix are used to get the kinematic error equations of antenna pointing. Thus a common method of the analysis on the pointing accuracy of the antenna is obtained. Then the effect of each error is analyzed on a point-beam oriented mechanism of a satellitic antenna, and the effect of each error on the final pointing accuracy is gotten under every rotational position of the two-axis drive mechanism. The results show that the effects on the pointing accuracy of the errors of the satellite attitude control and the locking error of the deployment mechanism cannot be ignored. Therefore, in order to radically improve the pointing accuracy of the antenna, the effect of every error is necessary to take into account comprehensively.

**Key words:** satellitic antenna; pointing mechanism; pointing accuracy; modeling; analysis

收稿日期: 2011-06-07; 修回日期: 2011-08-03

基金项目: 国家重大科技专项工程

作者简介: 潘博(1982—), 男, 博士, 工程师, 研究方向为航天器机械系统设计与分析。

## 1 引言

随着星载天线数量的增多,考虑到整星布局、视场遮挡等因素,需将天线展开距星体一定距离。因此,可展开星载天线成为卫星上常见的天线构型之一。可展开星载天线定位机构包括展开机构和双轴驱动机构<sup>[1]</sup>。展开机构的功能是当卫星入轨后,将整个天线系统由收拢位置展开到预定位置并锁定。双轴驱动机构是实现天线两自由度运动与定位的空间机构,它可以实现天线对目标的实时跟踪、定位等功能,从而满足星地与星间的通信与数据传输,各类雷达与观测器等对两自由度运动的需求。

随着机构运动日趋复杂,驱动装置一体化程度的提高,以及对机构任务要求的提高,精度指标已经成为以空间驱动装置为核心的天线机构的关键指标,是系统设计的一个难点。研究指向误差产生的原因及其在各种条件下的变化规律,可以找出减小误差甚至消除某些误差的方法,进而获得保证天线指向精度或进一步提高天线系统指向精度的措施。

田浩等针对天线波束反射中心与定位机构转动中心不重合引起的天线指向计算问题进行了详细的分析,获得了一种基于单变量非线性方程求根的计算方法<sup>[2]</sup>,但没有考虑误差因素的影响。孙京等以星载天线双轴定位机构为对象,分析了其指向精度的影响因素,从传动误差、测量误差、安装误差以及热变形误差等方面,研究了各项精度影响因素的分析模型和计算方法,建立了指向精度的分析模型<sup>[3]</sup>,但模型中没有考虑不同转角位置下精度的变化。张锋等研究了方位-俯仰型天线指向误差产生的原因,并建立了误差模型,分析了轴系回转误差、摆动误差以及方位轴垂直误差对天线指向机构精度的影响<sup>[4]</sup>,但以天线上的位移矢量误差作为误差的评判依据,这与空间指向误差是有区别的。文献[5-7]中使用的方法通常用于机器人的精度分析中;而天线传输距离往往很长,一般只需考虑天线反射面的空间角度指向,因此采用齐次变换矩阵形式的运动学等式更为合适。上述研究均没有考虑星体姿态控制误差和展开机构安装和锁定误差的影响,而实践表明这两种因素引起的误差往往更加突出。

本文在上述研究的基础上进一步考虑了星体姿态控制误差,展开机构的安装、锁定误差等因素,提出了基于齐次变换矩阵的天线定位机构工程分析的一般方法,可为天线机构的设计优化提供理论基础。

## 2 系统描述

天线定位机构构成如图 1 所示。其中,展开机构与星体侧板相连,并通过其展开臂支撑双轴驱动机构的 A 轴,双轴驱动机构的 B 轴输出端通过支架支撑反射面,并带动其按指令运动。

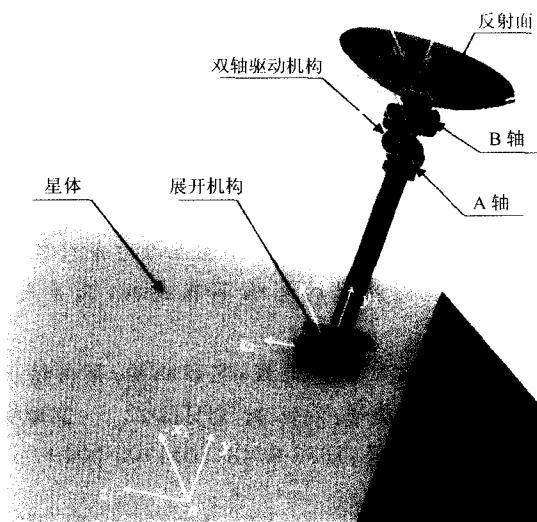


图 1 天线定位机构

Fig. 1 Antenna oriented mechanism

## 3 指向精度的运动学建模

定义星体坐标系  $o_1x_1y_1z_1$  (见图 1), 其中  $o_1$  与星体质心重合,  $o_1x_1$  为飞行方向,  $o_1z_1$  指向地心,  $o_1y_1$  垂直于平面  $x_1o_1z_1$  并符合右手定则。参考坐标系  $o_0x_0y_0z_0$  为星体未受任何扰动的初始星体坐标系。星体坐标系相对参考坐标系的齐次变换矩阵为

$$A_0^1 = \begin{bmatrix} \cos\epsilon_1 & 0 & \sin\epsilon_1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin\epsilon_1 & 0 & \cos\epsilon_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\epsilon_2 & -\sin\epsilon_2 & 0 & 0 \\ \sin\epsilon_2 & \cos\epsilon_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\epsilon_3 & -\sin\epsilon_3 & 0 \\ 0 & \sin\epsilon_3 & \cos\epsilon_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\epsilon_1$ 、 $\epsilon_2$  和  $\epsilon_3$  分别为偏航、俯仰和滚转方向的星体姿态控制误差。

定义天线展开机构坐标系  $o_2x_2y_2z_2$ ,  $o_2$  位于展

开驱动组件轴线与展开臂轴线的交点,  $o_2y_2$  沿展开臂方向,  $o_2z_2$  沿展开驱动组件输出轴线方向。展开机构坐标系相对星体坐标系的齐次变换矩阵为

$$\mathbf{A}_1^2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & L_1 + e_1 \\ 0 & 1 & 0 & L_2 + e_2 \\ 0 & 0 & 1 & L_3 + e_3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_1 + \epsilon_4) & -\sin(\theta_1 + \epsilon_4) & 0 \\ 0 & \sin(\theta_1 + \epsilon_4) & \cos(\theta_1 + \epsilon_4) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\theta_2 + \epsilon_5) & -\sin(\theta_2 + \epsilon_5) & 0 & 0 \\ \sin(\theta_2 + \epsilon_5) & \cos(\theta_2 + \epsilon_5) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $L_1$ 、 $L_2$  和  $L_3$  分别为展开机构相对星体质心各方向的安装位置;  $e_1$ 、 $e_2$  和  $e_3$  分别为展开机构的安装位置误差;  $\theta_1$  和  $\theta_2$  分别为展开机构相对星体的安装角度;  $\epsilon_4$  和  $\epsilon_5$  分别为展开机构的安装角度误差,  $\epsilon_5$  也称为展开机构锁定误差。

定义天线双轴驱动机构 A 轴坐标系  $o_3x_3y_3z_3$ ;  $o_3$  位于 A 轴驱动组件轴线与展开臂轴线的交点;  $o_3y_3$  初始沿展开臂方向;  $o_3x_3$  沿 A 轴驱动组件输出轴线方向。A 轴坐标系相对展开机构坐标系的齐次变换矩阵为

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\xi_1 & \sin\xi_1 & 0 \\ 0 & -\sin\xi_1 & \cos\xi_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\gamma_1 & \sin\gamma_1 & 0 & 0 \\ -\sin\gamma_1 & \cos\gamma_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\xi_1 & -\sin\xi_1 & 0 \\ 0 & \sin\xi_1 & \cos\xi_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha + \epsilon_6) & -\sin(\alpha + \epsilon_6) & 0 \\ 0 & \sin(\alpha + \epsilon_6) & \cos(\alpha + \epsilon_6) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中:  $\xi_1$  为 A 轴驱动组件输出轴摆动引起的相对误差, 它是一个动态性指标, 与输出轴的速度、加速度特性、垂直度误差等有很大关系, 同时与输出轴的刚度也有相当重要的关系, 在刚度较大和速度较稳定的前提下, 输出轴摆动引起的相对误差可以忽略<sup>[8]</sup>;  $\gamma_1$  为 A 轴驱动组件输出轴的回转误差, 一般存在于

U 型框架结构中, 是一种动态特性误差;  $\alpha$  为 A 轴驱动组件的转动角度,  $\epsilon_6$  为 A 轴驱动组件的转角误差。

考虑展开臂与 A 轴驱动组件的垂直度误差, 则 A 轴坐标系相对展开机构坐标系的齐次变换矩阵为

$$\mathbf{A}_2^3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & L_4 + e_4 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\epsilon_7 & -\sin\epsilon_7 & 0 & 0 \\ \sin\epsilon_7 & \cos\epsilon_7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{B}_1 \cdot \begin{bmatrix} \cos\epsilon_7 & \sin\epsilon_7 & 0 & 0 \\ -\sin\epsilon_7 & \cos\epsilon_7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $L_4$  为 A 轴驱动组件相对展开机构的安装位置;  $e_4$  为安装位置误差;  $\epsilon_7$  为 A 轴驱动组件与展开臂的垂直度误差。

同理, 建立天线双轴驱动机构 B 轴坐标系  $o_4x_4y_4z_4$ , 并考虑 A 轴与 B 轴驱动组件的垂直度误差, 得到 B 轴坐标系相对 A 轴坐标系的齐次变换矩阵为

$$\mathbf{A}_3^4 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & L_5 + e_5 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & L_6 + e_6 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\epsilon_9 & 0 & \sin\epsilon_9 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin\epsilon_9 & 0 & \cos\epsilon_9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{B}_2 \cdot \begin{bmatrix} \cos\epsilon_9 & 0 & -\sin\epsilon_9 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin\epsilon_9 & 0 & \cos\epsilon_9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中,

$$\mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} \cos\xi_2 & \sin\xi_2 & 0 & 0 \\ -\sin\xi_2 & \cos\xi_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_2 & -\sin\gamma_2 & 0 \\ 0 & \sin\gamma_2 & \cos\gamma_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\xi_2 & -\sin\xi_2 & 0 & 0 \\ \sin\xi_2 & \cos\xi_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\beta + \epsilon_8) & -\sin(\beta + \epsilon_8) & 0 & 0 \\ \sin(\beta + \epsilon_8) & \cos(\beta + \epsilon_8) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:  $L_5$  和  $L_6$  分别为 B 轴驱动组件相对 A 轴驱动组件的 2 个方向的安装位置;  $e_5$  和  $e_6$  分别为相应的安装位置误差;  $\xi_2$  为 B 轴驱动组件输出轴摆动引起的相对误差;  $\gamma_2$  为 B 轴驱动组件输出轴的回转误

差;  $\beta$  为 B 轴驱动组件的转动角度;  $\epsilon_8$  为 B 轴驱动组件的转角误差;  $\epsilon_9$  为 B 轴驱动组件与 A 轴驱动组件的垂直接度误差。

定义反射面坐标系:  $o_5x_5y_5z_5$ ,  $o_5$  位于反射面与安装支架连接面的中心,  $o_5z_5$  平行于 B 轴驱动组件的轴线,  $o_5y_5$  沿反射面指向。得到反射面坐标系相对 B 轴坐标系的齐次变换矩阵为

$$\mathbf{A}_4^5 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & L_7 + e_7 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & L_8 + e_8 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\epsilon_{10} & -\sin\epsilon_{10} & 0 \\ 0 & \sin\epsilon_{10} & \cos\epsilon_{10} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中:  $L_7$  和  $L_8$  分别为反射面相对 B 轴驱动组件的 2 个方向的安装位置;  $e_7$  和  $e_8$  分别为相应的安装位置误差;  $\epsilon_{10}$  为反射面指向误差。

反射面坐标系相对参考坐标系的齐次变换矩阵为

$$\mathbf{A}_0^5 = \mathbf{A}_0^1 \cdot \mathbf{A}_1^2 \cdot \mathbf{A}_2^3 \cdot \mathbf{A}_3^4 \cdot \mathbf{A}_4^5 \quad (8)$$

取单位矢量  $\mathbf{r}_0 = [0 \ 1 \ 0]^T$ , 不考虑所有误差, 相对参考坐标系的理想位置矢量为

$$\mathbf{r}_1 = \mathbf{A}_0^5(\mathbf{g}, \mathbf{E} = 0)\mathbf{r}_0 \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{g}$  为安装位置和转角向量;  $\mathbf{E}$  为误差向量。

考虑所有误差, 相对参考坐标系的位置矢量为

$$\mathbf{r}_2 = \mathbf{A}_0^5(\mathbf{g}, \mathbf{E})\mathbf{r}_0 \quad (10)$$

则最终指向精度可表示为

$$\Delta\varphi = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}_1 \cdot \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1| |\mathbf{r}_2|}\right) \quad (11)$$

## 4 指向精度分析

以某星载点波束定位机构为例, 其各误差环节的误差值如表 1 所示。由于影响指向精度的因素较多, 这里将部分误差源进行了合并, 并忽略了部分影响很小的因素。如反射面误差包含了其热变形、加工和装配误差的综合影响。

由于天线机构运行速度很低, 加速度较小, 且驱动组件输出轴、支撑轴承和壳体的刚度均较高, 因此可以忽略回转双轴驱动机构 2 个驱动组件输出轴摆动相对误差和回转误差等动态因素的影响。同时, 由于星间链路距离为 5 000km 以上, 远远大于卫星

和天线的特征尺寸。因此, 可以忽略安装尺寸及直线误差的影响。

表 1 各环节误差统计

Table 1 Statistic of errors

序号	误差源	误差值/(°)
1	卫星偏航姿态控制误差	0.1
2	卫星俯仰姿态控制误差	0.05
3	卫星滚转姿态控制误差	0.05
4	展开机构安装角度误差	0.01
5	展开机构锁定误差	0.07
6	驱动组件 A 转角误差	0.01
7	展开臂与 A 轴垂直接度误差	0.02
8	驱动组件 B 转角误差	0.01
9	A 轴与 B 轴垂直接度误差	0.02
10	反射面误差	0.04

对运动学等式进行求解, 得到双轴驱动机构每个转角位置下各误差源对最终指向误差的影响, 如图 2~图 9 所示。由于驱动组件 B 转角误差和反射面误差直接影响天线的指向, 因此其对指向精度的影响与误差源的数值是一致的。

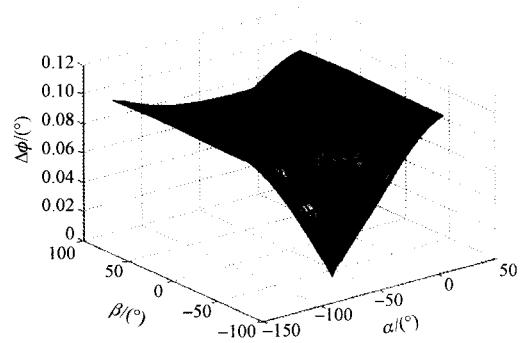


图 2 卫星偏航姿态控制误差对指向精度的影响

Fig. 2 Effect on the pointing accuracy of the yawing error of the satellite attitude control

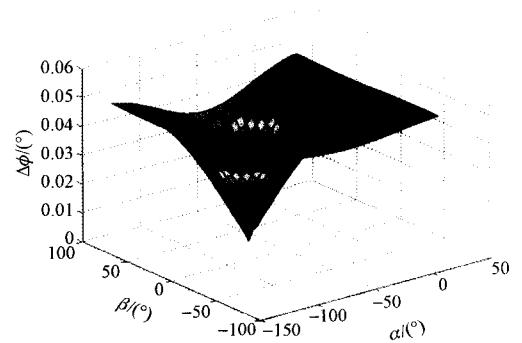


图 3 卫星俯仰姿态控制误差对指向精度的影响

Fig. 3 Effect on the pointing accuracy of the pitching error of the satellite attitude control

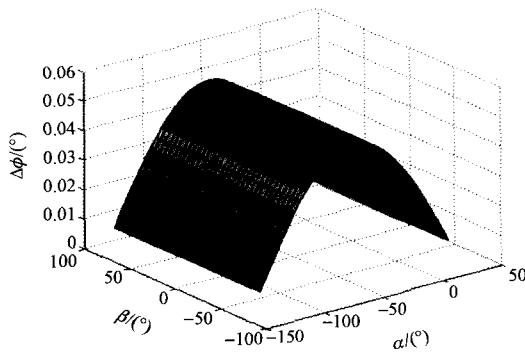


图 4 卫星滚转姿态控制误差对指向精度的影响  
Fig. 4 Effect on the pointing accuracy of the rolling error of the satellite attitude control

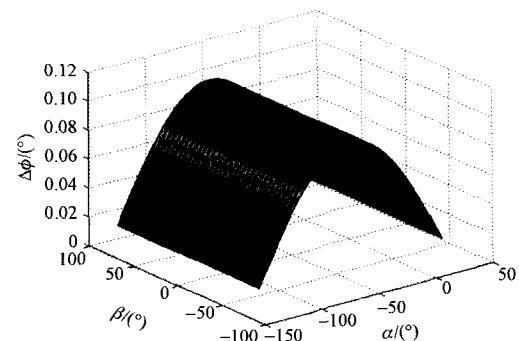


图 7 A 轴驱动机构驱动组件的转角误差  
(含控制误差)对指向精度的影响  
Fig. 7 Effect on the pointing accuracy of the rotation error of the drive unit in the A-axis drive mechanism

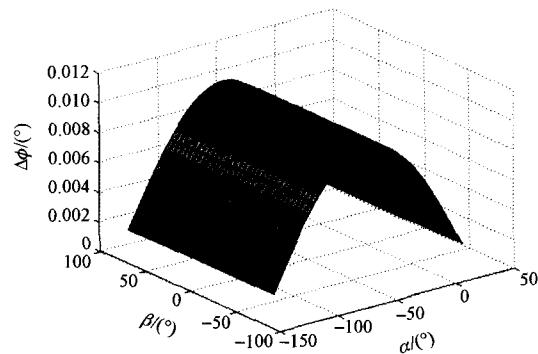


图 5 展开机构相对星板安装角度误差  
对指向精度的影响  
Fig. 5 Effect on the pointing accuracy of the installation angle error of the deployment mechanism

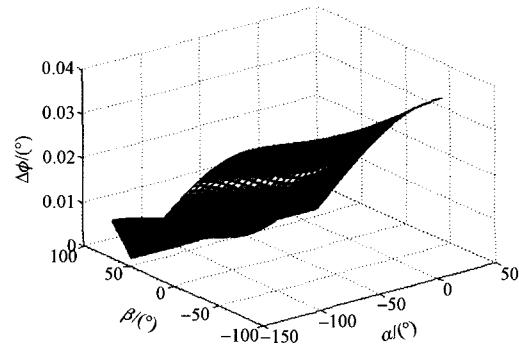


图 8 展开臂与 A 轴驱动组件的垂直度误差对  
指向精度的影响  
Fig. 8 Effect on the pointing accuracy of the perpendicularity error between the deployment arm and the drive unit in the A-axis drive mechanism

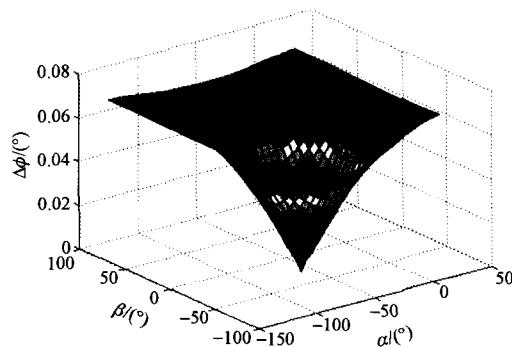


图 6 展开机构锁定误差对指向精度的影响  
Fig. 6 Effect on the pointing accuracy of the locking error of the deployment mechanism

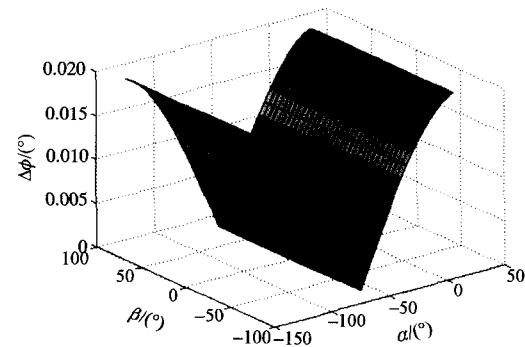


图 9 A 轴与 B 轴驱动组件的垂直度误差对指向精度的影响  
Fig. 9 Effect on the pointing accuracy of the perpendicularity error between A axis and B axis drive units

由于各项误差来源均互相独立,可以使用平方和的平方根(Root Sum Square, RSS)方法计算其累加效果<sup>[9]</sup>。得到各转角位置中最大的 RSS 值为  $0.143^{\circ}$ 。由于天线有一定的波束宽度,如某星载点波束天线的波束宽度为  $\pm 0.8^{\circ}$ ,因此,该定位机构的指向精度在天线波束的覆盖范围内,符合设计要求。

从计算结果可以看出卫星姿态控制误差和展开机构锁定误差对最终指向精度影响显著,而展开机构安装误差、垂直度误差可以在机构装配过程中,通过精测手段将其控制在较小的范围内,因此这两种误差的影响要小一些。此外,驱动组件的转角误差(含控制误差)对指向精度的影响很小,这主要是驱动组件一般装备有高精度的角度传感器,结合闭环控制,其转角误差很小。由此可见,为提高天线的指向精度,单纯提高驱动组件的精度,效果是有限的,还要综合考虑姿态控制误差、展开机构误差和各部分装配误差等系统因素,才能从根本上提高天线的指向精度。

## 5 结束语

本文综合考虑了星体姿态控制误差,展开机构的安装、锁定误差等因素,提出了天线定位机构工程分析的一般方法,并以某星载点波束天线为例计算了每一转角位置的指向精度,分析了各误差环节对最终指向精度的影响。分析结果表明,卫星姿态控制误差和展开机构锁定误差对天线的最终指向影响显著。因此,需提高星体的姿态控制精度、或以高精度的姿态敏感器得到的天线基础状态进行机构控制,以及提高展开机构的锁定定位精度,才能有效地提高天线的指向精度。

## 参考文献 (References)

- [1] 马兴瑞, 于登云, 孙京, 等. 空间飞行器展开与驱动机构研究进展[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1123-1131  
Ma Xingrui, Yu Dengyun, Sun Jing, et al. The researching evolvement of spacecraft deployment and driving mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27 (6): 1123-1131 (in Chinese)
- [2] 田浩, 赵阳, 孙京, 等. 双轴定位点波束天线波束指向计算[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1215-1218  
Tian Hao, Zhao Yang, Sun Jing, et al. Beam pointing

calculation of a dual-axis oriented antenna[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1215-1218 (in Chinese)

- [3] 孙京, 马兴瑞, 于登云. 星载天线双轴定位机构指向精度分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 545-550  
Sun Jing, Ma Xingrui, Yu Dengyun. Accuracy analysis of a satellite two-axis antenna pointing mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(3): 545-550 (in Chinese)
- [4] 张锋, 丁洪生, 付铁, 等. 星载天线指向机构误差分析与建模[J]. 电子机械工程, 2010, 26(1): 41-44  
Zhang Feng, Ding Hongsheng, Fu Tie, et al. Analysis and modeling of pointing error for antenna pointing mechanism[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2010, 26(1): 41-44 (in Chinese)
- [5] 黄晨华, 张铁, 谢存禧. 工业机器人位姿误差建模与仿真[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2009, 37 (8): 65-70  
Huang Chenhua, Zhang Tie, Xie Cunxi. Modeling and simulation of pose error of industrial robot[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2009, 37(8): 65-70 (in Chinese)
- [6] 韩翔宇, 都东, 陈强, 等. 基于运动学分析的工业机器人轨迹精度测量的研究[J]. 机器人, 2002, 24(1): 1-5  
Han Xiangyu, Du dong, Chen Qiang et al. Study of measurement of trajectory precision for industrial robot based on kinematics analysis[J]. Robot, 2002, 24(1): 1-5 (in Chinese)
- [7] 高群. 机器人精度理论研究及在测量机械臂开发中的应用[D]. 广州: 中山大学, 2007: 17-35  
Gao Qun. Research on theory of robot accuracy and its application in the development of multi-joint arm[D]. Guangzhou: Sun Yatsen University, 2007: 17-35 (in Chinese)
- [8] 肖卫国, 郝崇恩, 李高风. 三轴飞行模拟转台误差研究[J]. 系统仿真学报, 2001, 13(5): 678-680  
Xiao Weiguo, Hao Chongen, Li Gaofeng. Research on error for a three-axis flight simulation turntable[J]. Journal of System Simulation, 2001, 13(5): 678-680 (in Chinese)
- [9] Conley P L. Space vehicle mechanisms-elements of successful design[M]. New York: John Wiley & Sons Ins., 1997

(编辑:张小琳)

## 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](http://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](http://www.edatop.com))由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立,一直致力于专注于微波、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](http://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>