

星载天线双轴定位机构指向精度分析

孙京¹, 马兴瑞², 于登云¹

(1. 中国航天科技集团公司五院总体部, 北京 100094; 2. 中国航天科技集团公司, 北京 100037)

摘要: 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, 并以某一天线双轴定位机构为例进行指向精度分析。

关键词: 双轴定位机构; 指向精度; 精度影响因素; 精度综合分析

中图分类号: V443+.4

文献标识码:A

文章编号: 1000-1328(2007)03-0545-06

0 引言

早期天线一般都固定地指向地面的某一区域, 近年来随着卫星有效载荷功能的增加, 星载天线的复杂程度也在不断增加, 为了提高天线的增益, 天线的波束宽度变得很窄, 指向的不确定性会使特定覆盖区域的增益降低; 另一方面, 为了机动灵活的工作, 天线被设计成具有二维或更多自由度的转动和定位功能; 军用卫星天线的抗干扰措施之一, 就是增加点波束的机动性, 即采用可动点波束天线; 中继卫星、星座组网以及深空探测等都要求建立星地和星间通信传输链路, 这也要求天线具有一维甚至多维的转动和定位功能。

星载天线双轴定位机构是在空间环境条件下用来实现天线的两自由度运动与定位的专用空间机构, 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通信与数据传输, 各类雷达与观测器等对于两自由度运动的需求。

国外从 70 年代起已经逐步发展并完善了驱动机构的技术, 80 年代起开始在不同类型、不同轨道卫星中有了成功的应用。目前该技术已先后在军事通信卫星、数据中继卫星和、对地观测卫星、星际探测卫星和军用侦察、导航等卫星上得到了广泛的应用。例如: TRW 公司研制的 Milstar-II^[1], Loral 公司研制的 INTELSAT (IS ~ VII) 卫星^[2], 日本 ETS-VI 卫星^[3], Matra Marconi 研制的 TDRRS 卫星^[2,4], Honeywell 公司研制的 EPS 卫星等等^[5~7], 都采用了该类型的卫星天线。我国在这方面尚处于起步的阶段,

2003 年我国首个双轴点波束天线在轨投入使用, 此后, 以航天科技集团为首的国内各研究机构, 以天线双轴定位机构为重点开展了多项研究与工程实践工作, 使得我国基本具备了独立开发和研制的能力^[8]。

星载双轴驱动天线的一个重要问题就是天线的指向精度问题, 在早期的卫星中, 由于天线的波束宽、覆盖面积大、且多为固定形式, 对于系统的精度要求不高。随着机构运动日趋复杂, 驱动装置一体化程度的提高, 以及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系统核心的双轴驱动天线的关键指标, 是系统设计与实现的一个难点。研究指向精度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, 进而获得保证天线精度或进一步提高天线系统指向精度的措施。本文以星载双轴驱动天线为对象, 开展指向精度的分析工作。

1 星载天线双轴定位机构指向精度的主要构成

通常情况下, 星载双轴驱动天线系统指向精度误差是由天线馈电部分指向误差和机械部分指向误差两个部分构成, 如图 1 所示。机械部分误差由双轴定位机构指向误差、结构热变形误差、结构与机构体的装配误差三个主要部分构成。其中装配误差还可以分为固有误差和随机误差。固有误差是系统机械装配后的固有偏差, 可以通过标定准确得到, 并在系统误差链中去掉; 随机误差是由于装配间隙所造成的随机偏差, 它是一个随机分布的系统误差, 可以测量或分析计算, 但是没有办法消除掉。因此, 天线

双轴定位机构的指向精度误差是整个天线指向精度的主要决定部分。

双轴定位机构的指向误差可以归纳为传动误差、测量与控制误差、安装误差、热变形误差等几个主要部分,综合作用的结果。其中,传动误差通常包括轴系误差、减速器传动误差、电机误差等主要影响因素。

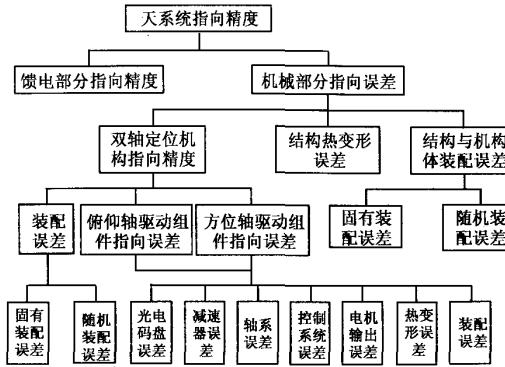


图 1 星载双轴驱动天线系统指向精度构成图

Fig.1 The composing drawing of TAAPM (Two Axes Antenna Pointing Mechanism) pointing precision

2 双轴定位机构的指向精度

作为空间驱动装置的典型应用,天线双轴定位机构是卫星天线完成跟踪、定位等功能的执行机构,同时该机构还起着对天线系统的承载作用,因此该机构在安装、运动等过程中产生的误差对整个天线系统指向精度有着很大的影响。双轴定位机构通常是两个相同或类似的驱动轴构成,驱动组件之间通过支架相连接。一般情况下,每个驱动组件都由轴系、动力源、传动部件、测量元件四个主要部分组成。在各项误差的分析中可以以一个轴为研究对象,再进行两个轴的合成。

2.1 传动误差

2.1.1 轴系误差

驱动轴系的精度主要取决于轴的弯曲变形、轴承与轴精度两个方面。由于处在空间失重的环境中,可以不考虑因受压而引起的弯曲变形,而简化为一端固支另一端简支的外伸梁(如图 2 所示)。轴的质量可略去不计,只考虑负载的质量 m ,设负载偏心距为 a ,弹性模量为 E ,轴的旋转角速度为 ω , L 为支撑点跨距,轴系对 z 轴的转动惯量为 J_z 。当轴旋转时,负载的偏心质量将产生离心惯性力,使轴弯曲而离开原来的水平位置,同时负载产生的偏心弯

矩使轴发生弯曲变形。

由此,轴与水平面的倾角为:

$$\gamma = -\frac{Pa^2}{2EJ_z} - \frac{Pal}{3EJ_z} \quad (1)$$

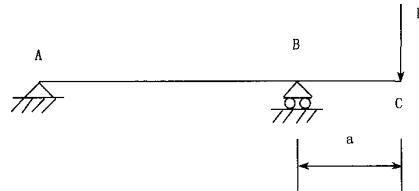


图 2 轴弯曲变形图

Fig.2 The distortion drawing of Axes bending

式中: $P = \sqrt{(mg - m\omega^2 \cos\omega t)^2 + (m\omega^2 \sin\omega t)^2}$

轴承各项误差引起的轴线摆动误差为:

1) 轴承的有效直径 D ,滚道基体的端跳动为 δ_1 ,则由此造成的轴的最大摆动误差为:

$$\Delta_1 = \arctg\delta_1/D \quad (2)$$

2) 滚道端跳动为 δ_2 ,由此造成轴的最大摆动误差为:

$$\Delta_2 = \arctg\delta_2/D \quad (3)$$

3) 滚珠的直径误差为 δ_3 ,由此造成轴的最大摆动误差为:

$$\Delta_3 = \delta_3/D \quad (4)$$

4) 轴系的端跳误差为 δ_4 ,有效支撑跨距为 L ,由此引起的轴线摆动误差为:

$$\Delta_4 = \arctg\delta_4/L \quad (5)$$

5) 两端轴承最大径向跳动 δ_5 ,由此引起的轴线摆动误差为:

$$\Delta_5 = \arctg\delta_5/L \quad (6)$$

由以上五个因素引起的轴线摆动误差为:

$$\Delta_{ff} = \sqrt{\sum_{j=1}^5 \Delta_j^2} \quad (7)$$

2.1.2 减速器误差

减速器是驱动组件的主要传动元件,通过它可以将动力源的运动速度减小,并将驱动力放大。空间常用的减速器有很多种,其中齿轮减速器是最常用的,例如直齿轮、蜗轮蜗杆、谐波齿轮、行星齿轮等。齿轮减速器的误差主要由轮齿的啮合侧隙产生,齿侧隙反映了轮齿间啮合的紧密程度,啮合越紧密,传动误差越小。

目前在星载天线双轴定位机构中发展最快,应用最广泛的是谐波齿轮。它由波发生器、柔轮和刚

轮三个基本构件组成,利用柔性元件的弹性变形转换来传递运动和力矩。其运动原理如图3所示。与其他齿轮相比,谐波齿轮具有传动比大,精度高,空

程小,承载能力高,效率高,体积小,传动平稳等优点,已广泛应用于空间机构中。谐波齿轮传动装置传动误差的工程简化公式为:

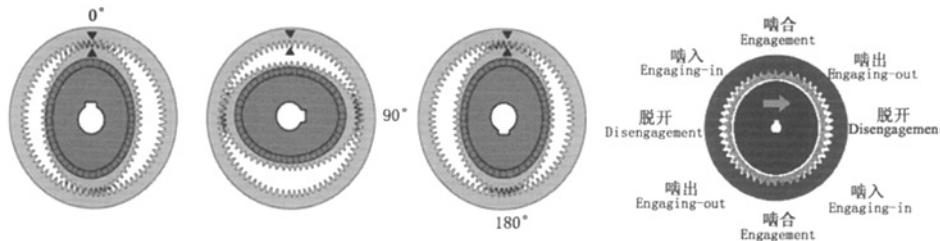


图3 谐波齿轮减速器运动原理图

Fig.3 The principium drawing of harmonic gear

$$\Delta\varphi_{hd} = K_d \frac{1}{\sqrt{N}} \Delta\varphi \quad (8)$$

式中: $\Delta\varphi_{hd}$ 为输出轴的转角误差; $\Delta\varphi$ 为一对齿啮合时的转角误差; K_d 为修正系数; N 为同时啮合的齿对数。

2.1.3 电机的误差

双轴定位机构的动力源主要采用电机,其中步进电机在星载天线中的应用最为广泛。步进电机的误差分为系统动态误差和系统的静态定位误差两类。

$$G(S) = \frac{\theta_0(S)}{\theta_i(S)} = \frac{S^2 + \left(\frac{R}{L_p} + \frac{D}{J}\right)S + \left(\frac{R}{L_p} \cdot \frac{D}{J} + K_p \omega_{np}^2\right)}{S^3 + \left(\frac{R}{L_p} + \frac{D}{J}\right)S^2 + \left[\frac{R}{L_p} \cdot \frac{D}{J} + \omega_{np}^2(1 + K_p)\right]S + L_p \omega_{np}^2} \quad (9)$$

式中: L 为各相绕组自感 (H); M 为 A 、 B 二相间互感 (H); R 为相绕组电阻 (Ω); Φ_m 为永磁体交链的磁通; p 为转子齿数; λ 为极距角; D 为粘性摩擦系数。

$$L_p = L - M \quad K_p = \frac{\Phi_m}{L_p I_0} \frac{\sin\left(\frac{p\lambda}{2}\right)}{\cos\left(\frac{p\lambda}{2}\right)}$$

$$\omega_{np}^2 = \frac{2p^2 \Phi_m I_0 \cos\left(\frac{p\lambda}{2}\right)}{J}$$

(2) 系统的静态定位误差

系统的静态定位误差 $\Delta\beta_i$ 是电机由初始位置到达目标位置的开环位置误差,或者是电机位置变化量的绝对误差。它与电机的结构参数和力矩特性是相关的。主要的影响因素有步距角误差、传动误差、摩擦负载力矩误差等。步距角误差是步进电机实际步距角与理论步距角之间的差,对于某个电机它是一个固定的范围,当采用步距角细分的技术时,电机单步和连续运行的平稳性增加,脉动减小可以提高

(1) 系统的动态误差

系统的动态误差是在频率、负载发生变化、以及产生低频和高频震荡等动态过程中,实际位置与理论位置之差。用传递函数的方法来分析动态响应,电动机要按控制指令运动到定位位置 θ_i (激励量),一般是从前一励磁状态的稳定平衡点向新的稳定平衡点转动。而电动机实际位置 θ_0 可能因为种种原因与激励量有一微小的差距,如果用拉氏变换来表示目标值 $\theta_i(s)$ 和控制量 $\theta_0(s)$,则传递函数可定义为

这一精度。传动误差是指电机运动轴系以及电机自身传动机构(有的电机是和减速装置一体化的)的运动误差。摩擦负载力矩误差是指电机的摩擦负载力矩与驱动力矩不同向造成的位置偏差。由于加工、装调等的不一致,这一误差也是某个电机在一定范围内一个随机量。

$$\Delta\beta_i = \Delta\beta + \Delta\beta_m + \Delta\beta_d \quad (10)$$

式中: $\Delta\beta$ 为选定电机的步距误差; $\Delta\beta_m$ 为传动件的累积误差; $\Delta\beta_d$ 为由摩擦负载引起的随机误差。

2.2 测量与控制误差

测量精度通常是与由驱动装置中测量元件的测量分辨率和精度相关的。测量分辨率通常与最小机械分辨率是同一个数量级的,它决定了系统位置、速度精度的分辨能力。测量精度是在最坏测量分辨率的基础上,考虑了系统误差在内的一个综合误差。对于空间双轴驱动装置而言,由于应用的测量元件通常并不复杂,系统误差经常是一个小量,因而,在精度分析中通常可以将测量元件的最坏分辨率作为

测量误差直接使用。例如16位的光电编码器,其分辨率为 $19.8''$,其测量精度通常为 $\pm 19.8''$,这一精度就作为系统的测量误差。但是,当系统中测量元件的安装有特殊要求、或者比较困难时,由于装调造成的固有误差、以及机械应力和热应力造成的测量端的随机位置误差等系统误差,就要作为测量误差的一部分。这样测量精度就等于在最坏分辨率的基础上再加一个系统误差项。

控制误差除了受到测量精度的影响之外,控制系统本身的系统误差也是一个因素。控制系统本身的误差受到控制规律、控制参数的匹配性、以及控制系统硬件的配置误差等因素的影响。对于星载天线,大多是采用开环或较为简单的闭环控制,控制规律简单、参数匹配要求低、硬件误差较小。因此,通常可以将其作为由于测量分辨率的一个小量。

2.3 两驱动组件的安装误差

双轴驱动机构的安装影响着两个运动轴的相对位置,也影响着其在绝对坐标系中的偏差。最常见的双轴安装方式有:俯仰-方位, $X-Y$ 等,其分析方法相同,本文以较为常见的俯仰-方位配置为例,其它安装方式可以采用同样的方法来分析。设通过天线中心,与天线面垂直的几何轴线称为天线的指向轴,所谓俯仰-方位安装, X 轴水平配置为俯仰轴, Y 轴与 X 轴垂直为方位轴。

(1) Y 轴与 X 轴不垂直引起的指向误差

假定 X 轴水平,指向轴与 Y 轴垂直, Y 轴与 X 轴的垂直度误差为 δ 。

由于 Y 轴与 X 轴不垂直, Y 轴转动时指向轴沿 OT 方向转动。设 T 为目标位置, X 轴转角为 θ_x , Y 轴转角为 θ_y 。在理想情况下, Y 轴与 X 轴垂直,要使指向轴指向目标 T , X 轴的转角应为 θ'_x , Y 轴的转角应为 θ'_y 。因此, DD' 即为不垂直度 δ 引起的 X 轴转角误差 $\Delta\theta_{x1}$ 。

$$\Delta\theta_{ax} = \sqrt{\gamma_{ax}^2 + \Delta_{ax}^2 + \Delta\theta_{x1}^2 + \Delta\theta_{x2}^2 + \Delta\theta_{x3}^2 + \Delta\theta_{x4}^2 + \Delta\varphi_{hadax}^2 + \Delta\epsilon_{ax}^2 + \Delta\beta_{iay}^2} \quad (18)$$

俯仰轴指向误差为:

$$\Delta\theta_{pi} = \sqrt{\gamma_{pi}^2 + \Delta_{pi}^2 + \Delta\theta_{y1}^2 + \Delta\theta_{y2}^2 + \Delta\theta_{y3}^2 + \Delta\theta_{y4}^2 + \Delta\varphi_{hdipi}^2 + \Delta\epsilon_{pi}^2 + \Delta\beta_{ipy}^2} \quad (19)$$

式中, $\Delta\beta_{iay}, \Delta\beta_{ipy}$ 分别为方位轴和俯仰轴的电机误差, $\Delta\epsilon_{ax}, \Delta\epsilon_{pi}$ 为码盘误差, $\Delta\varphi_{hadax}, \Delta\varphi_{hdipi}$ 为减速器所产生的误差。

$$\Delta\theta_{x1} \approx \delta \operatorname{tg}\theta_y \quad (11)$$

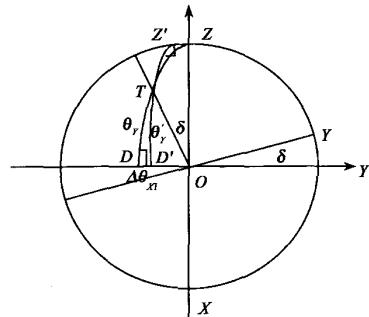


图4 球面投影图

Fig.4 The sphere projective drawing

从球面直角三角形 TZZ' 中,推导可以得出:

$$\Delta\theta_{x1} \approx -\frac{\delta^2}{2} \operatorname{tg}\theta_y \quad (12)$$

(2) X 轴不水平引起的指向误差

同理,假定 X 轴与 Y 轴垂直,指向轴与 Y 轴垂直, X 轴与水平面的倾角为 γ_1 。由于 X 轴不水平引起的 X 轴转角误差为:

$$\Delta\theta_{x2} \approx \gamma_1 \sin\theta_x \operatorname{tg}\theta_y \quad (13)$$

$$\Delta\theta_{y2} \approx \gamma_1 \cos\theta_x \quad (14)$$

(3) X 轴定向误差引起的指向误差

Y 轴的位置与指向轴差 90° , γ_2 引起的 X 轴转角误差为:

$$\Delta\theta_{x3} \approx \gamma_2 \cos\theta_x \operatorname{tg}\theta_y \quad (15)$$

$$\Delta\theta_{y3} \approx \gamma_2 \sin\theta_x \quad (16)$$

(4) 指向轴与 Y 轴不垂直引起的指向误差

假定指向轴与 Y 轴垂直度误差为 k ,引起的 X 轴转角误差为:

$$\Delta\theta_{x4} \approx k \sec\theta_y \quad (17)$$

2.4 双轴定位机构的指向误差

综上所述:

方位轴指向误差为:

3 双轴定位机构的热变形误差

卫星在轨运行时,随着与太阳和地球的位置和方向的不断变化,外热流不断变化,使得天线结构要

经受较大幅度的高低温变化($-160^\circ \sim 150^\circ$,从而引起结构产生弯曲、变形甚至振动。目前的热分析方法主要有包壳辐射换热、热网络分析、有限差分和有限元方法等。有限元方法可以使用一个统一的有限元模型来进行热分析和结构分析,这样就消除了热分析和结构分析之间的数据转换和接口问题,从而减小了工作量并提高了计算精度。

表1 热工况表
Table 1 The temperature environment

工况	热边界条件				
	工作温度上限	输出端外热流温度	与星体界面温度	码盘状态	电机状态
1(正照)	60°	160°	25°	加电	加电
2(阴影)	-40°	-150°	25°	加电	加电

在结构边界载荷中采用零位移约束:轴壳与机架用螺栓连接,模型中将六自由度约束直接加在轴

壳与机架连接处节点位置上以模拟螺栓连接。分析结果为:

表2 分析结果列表
Table 2 The summary of analysis result

		俯仰轴温度最高点(°)	俯仰轴温度最低点(°)	方位轴温度最高点(°)	方位轴温度最低点(°)	机构热变形最大点(mm)	俯仰轴热变形最大点(mm)	方位轴热变形最大点(mm)
工况1	数值	97.742	75.322	80.904	25	0.259	0.243	0.082
	位置	电机	下联接座与俯仰轴接触处	输出轴与下联接座接触处	与机座连接控温处	联接盘	端盖与联接盘接触处	码盘壳体
工况2	数值	-6.544	-34.919	25	-11.556	0.208	0.042	0.032
	位置	下联接座与俯仰轴接触处	输出轴与联接盘接触处	与机座连接控温处	输出轴与下联接座接触处	联接盘	码盘壳体	端盖与下联接座接触处

4 算例

本文以一个全向馈源的偏馈格里高利双反射面天线为例,在上述分析方法的基础上,进行双轴驱动天线指向精度的分析,设定天线定位机构方位轴和俯仰轴以 $0.01^\circ/\text{s}$ 的速度运行,运动范围为 1° ,同时各轴的各项精度指标均取极限情况,热工况环境选取机构热变形的最大值,分析结果如表3。

5 结论

(1) 影响双轴驱动天线指向精度的因素主要有双轴定位机构装配及运动误差、热变形误差、反射面及馈源安装误差等。

(2) 在影响天线指向精度的各种因素中,谐波齿轮减速器误差影响最大,其次是测量精度、馈电部分装配误差、方位轴与机座装配误差及热变形误差等,对于俯仰轴刚度误差、双轴装配误差等几乎可以忽略不计。

表3 天线指向误差计算结果

Table 3 The result of TAAPM pointing precision

误差来源	天线方位角误差(°)	天线俯仰角误差(°)
俯仰轴刚度	$4.8699e^{-17}$	0
俯仰轴轴承误差	$3.4974e^{-4}$	$1.8075e^{-6}$
方位轴轴承误差	$6.1035e^{-7}$	0.0026
俯仰轴步进电机、控制系统及传动间隙	0	$7.4757e^{-4}$
方位轴步进电机、控制系统及传动间隙	$7.0730e^{-4}$	0
光电码盘(方位轴与俯仰轴相同)	0.0113	0.0119
减速器(方位轴与俯仰轴相同)	0.0246	0.0259
双轴装配误差	$4.8096e^{-5}$	$6.6261e^{-8}$
方位轴与机座装配误差	0.0067	0.0041
俯仰轴与主面装配误差	$7.5080e^{-4}$	0
天线初始偏移角	$3.5742e^{-5}$	0.0010
其它装配误差(馈源、副面等装配误差)	0.0043	0.0072
机构热变形	0.0043	0.0043
综合误差	0.0285	0.0302

参考文献:

- [1] Hudson E C. The milstar payload, AIAA - 94 - 1014, 1994
- [2] Moving Mechanical Assemblies for Space and Launch Vehicles. MIL-HDBK-83577, 1997

- [3] Tsujihata. The 13meter Deployable Antenna Aboard ETS - VII [R]. IAF - 97 - M.3.07
- [4] Robert L, Fusaro. Space Mechanisms Needs for Future NASA Long Duration Space Missions, Conference on Advanced Space Exploration Initiative Technologies cosponsored by the AIAA, NASA, and OAI, September 4 - 6, 1991
- [5] Wodak, Gawronski, Farrokh Baner, Ofelia Quintero. Azimuth-Track Level Compensation to Reduce Blind-Pointing Errors of the Deep Space Network Antennas. IEEE Antenna and Propagation Magazine, 2000, 42(2):28 - 38
- [6] Bapna D, Rollins E, Foessel A and Whittaker. Antenna pointing for high bandwidth communications from mobile robots[C]// Proceedings IEEE Conference on Robotics and Automation, (ICRA'98), Leuven, Belgium, 1998:104 - 110
- [7] YAHYA RAHMAT-SAMII. An Efficient Computational Method for Characterizing the Effects of Random Surface Errors 'on the Average Power Pattern of Reflectors. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1983, 31(1):70 - 77
- [8] 马兴瑞,于登云,孙京,胡成威. 空间飞行器展开与驱动机构研究进展[J]. 宇航学报,2006,25(1):1 - 9 [MA Xing-rui, YU Deng-yun, SUN Jing, HU Cheng-wei. The researching evolvement of space-craft deployment and driving mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2006,25(1):1 - 9]



作者简介:孙京(1972-),男,高级工程师,飞行器设计专业,研究方向为空间机械系统设计与分析。

通信地址:北京 5142 信箱 87 分箱(100094)

电话:(010)68744312

Pointing Accuracy Analyses of a Satellitic Two-axes Antenna Pointing Mechanism

SUN Jing¹, MA Xing-rui², YU Deng-yun¹

(1. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China; 2. China Aerospace Science and Technology Corp., Beijing 100037, China)

Abstract: This paper mainly focus on the pointing accuracy analyses of a satellitic two-axes antenna pointing mechanism(TAAPM). The analytical models and calculating method of the various accuracy affected components are established, on all sides, such as transmission, measurement, assembly, thermal deformation, and so on. The pointing accuracy analytical model was established synthetically. An analytical example of pointing accuracy of the TAAPM is given finally.

Key words: Two-axes antenna pointing mechanism; Pointing accuracy; The accuracy affected components; Synthetic accuracy analyses

(上接第 526 页)

High Temperature Superconducting Magnetic Levitation Technology in Launch Assist for Space Flight

YANG Wen-jiang, LIU Yu, WEN Zheng, DUAN Yi, CHEN Xiao-dong

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With the need for a low-cost, safe, reliable, and recoverable vehicle to get to space, magnetic launch assist (Maglifter) represents one possible strategy for achieving the vehicle with high ground take-off velocity. In this article, a permanent magnet guideway-high temperature superconductor (PMG-HTS) interaction magnetic levitation (Maglev) system was designed and investigated. A quasi-static force measuring setup was built to study the levitation properties of bulk HTSs above the different positions on the top surface of the PM guideway. Then a demo HTS Maglev test platform was constructed with 4 Maglev units and 2 PM tracks of 7m length. The levitation characteristics of the test platform were measured and analyzed at different field-cooled heights (FCH) or loading conditions. As a result, the low FCH was useful for increasing the lateral stability of the Maglifter.

Key words: Space flight; Aerospace ground support; Magnetic levitation vehicles; Technology

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)，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>