

基于 ESO 的用户星天线跟踪指向控制技术

朱承元, 杨 涤, 耿云海

(哈尔滨工业大学航天工程系, 哈尔滨 150001)

摘 要: 基于独特的非线性扩张状态观测器(ESO) , 提出了一种用户卫星天线跟踪指向控制系统。该系统由程序跟踪内环和自动跟踪外环组成。内环控制器由三阶 ESO、线性比例微分控制律和静态解耦律组成。外环控制器为一简单的积分控制器。ESO 能够在不依赖天线模型的情况下估计出系统状态和总扰动(称为扩张状态)。利用该扩张状态实现动态反馈补偿, 则天线系统被简化为解耦的积分系统。基于 ESO 设计天线控制系统, 无需精确的用户卫星天线模型。仿真结果表明, 提出的天线控制系统具有较高的跟踪指向性能和对干扰和不确定性具有较强的鲁棒性。

关键词: 跟踪与中继卫星系统; 天线跟踪指向控制; 扩张状态观测器; 鲁棒性

中图分类号: V474.22

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2005)02-0174-06

0 引言

跟踪与数据中继卫星系统(Tracking and Data Relay Satellite System(TDRSS))是当前航天工程中的一个研究热点。其关键技术之一是用户星天线跟踪指向控制技术。

用户卫星除有活动的数传天线外, 一般都有大挠性太阳帆板, 且均有高精度高稳定度对地定向要求。这类卫星动力学高度非线性、具有众多的弱阻尼弹性模态、帆板与星体及星体与天线间存在高度的动力学耦合。因而对天线精确跟踪指向中继卫星的控制系统设计提出了挑战。为此, 航天学者提出了大量的天线控制方法, 如: PI 或 LQG 加前馈、控制、LQG/LTR 方法、模糊 PID 和自适应控制等等^[1~4]。

扩张状态观测器(extended state observer(ESO))是一种新型非线性观测器^[5]。ESO 除观测出对象状态外, 还能估计出对象的不确定性和外部扰动的总量。利用该估计总量实现动态反馈补偿, 则系统被动态线性化为“积分器串联型”。对于输入输出同维数的 MIMO 系统, 若每个通道均采用 ESO 进行补偿, 则能自然实现解耦^[6]。

本文基于 ESO, 提出了一种内外环天线跟踪指向控制方法。该方法无需精确的天线模型, 且设计

的天线控制系统对干扰和不确定性具有强鲁棒性。仿真结果证实了基于 ESO 的内外环天线跟踪指向控制系统的有效性。该控制技术在实现中继卫星系统精确的天线跟踪指向控制具有实际工程应用价值。

1 用户卫星天线系统

由两台稀土永磁直流伺服电机经减速箱分别驱动用户卫星天线方位轴和俯仰轴。轴上安装有光电编码器, 测量电机两轴转角。天线指向电轴上装有射频敏感器, 接收中继卫星发射的 Ka 波段信号, 并测出方位角和俯仰角误差信号。

天线动力学简化模型, 可描述如下:

$$I_{a2} \ddot{\omega}_l + C_2^T \dot{\omega}_b + C_4 \ddot{\eta} + f_{ad}(\cdot) = T_l \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + 2\zeta_f \omega_f \dot{\eta} + \omega_f^2 \eta + C_3^T \dot{\omega}_b + C_4^T \dot{\omega}_l = 0 \quad (2)$$

式(1)和(2)分别为天线动力学方程(由于 y 方向不作用力矩, 故消去 y 方向方程)和天线支撑杆振动方程。其中 I_{a2} 为天线对铰链点的转动惯量(2×2), C_2 为星本体转动和天线转动的耦合系数矩阵(3×2), C_3 天线支撑杆振动和星本体转动的耦合系数矩阵(3×2), C_4 天线转动和振动的耦合系数矩阵(2×2), η 天线支撑杆振动模态坐标(2×1), ζ_f 天线支撑杆振动模态阻尼比, 2×2 对角阵。 ω_f 天线支

撑杆振动模态频率矩阵, 2×2 对角阵。 ω_l 为天线的转动角速度 (2×1), $\omega_l = [\omega_{l_x} \ \omega_{l_z}]^T$ 。 T_l 为作用在天线铰链点的作用力矩; $T_l = [T_{l_x} \ T_{l_z}]^T$, 其中 T_{l_x} 为俯仰轴作用力矩、 T_{l_z} 为方位轴作用力矩。 $f_{aa}(\cdot)$ 为未建模动态 (2×1)。

天线驱动电机动态方程：

$$J_a \ddot{\theta}_a + f_a(\theta_a) = K_{am} I_a - T_l / N_a \quad (3)$$

$$\theta_a = N_a a_a \quad (4)$$

其中 $J_a = J_a E_a$ 为电机转动惯量。 $\theta_a = (\theta_{ax} \ \theta_{az})^T$; θ_{ax} 、 θ_{az} 俯仰轴和方位轴电机转角。 N_a 减速箱转速比。 $K_{am} = K_{am} E_2$ 为电机力矩常数。 $K_{ae} = K_{ae} E_2$ 为电机电势常数。 $L_a = L_a E_2$ 为电枢电感。 $R_a = R_a E_2$ 为电枢电阻。 $V_a = (V_{ax} \ V_{az})^T$ 为电机输入电压。 $I_a = (I_{ax} \ I_{az})^T$ 为两轴电机电枢电流。 $f_a(\theta_a) = (f_a(\theta_{ax}) \ f_a(\theta_{az}))^T$ 为两轴轴承摩擦力矩。 $\alpha_a = (\alpha_{\eta\beta})^T$; $\alpha_{\eta\beta}$ 为天线俯仰角和方位角。 E_2 为 2×2 单位矩阵。 天线角速度 ω_l 与天线俯仰角和方位角角速度关系：

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega}_l &= \mathbf{J}_{va}(\alpha, \beta) \dot{\mathbf{a}}_a \\ \mathbf{J}_{va}(\alpha, \beta) &= \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

将天线方程折合到电机侧,并整理,可得以天线俯仰角和方位角表达的方程:

$$\ddot{a}_a = f(\cdot) + K_{av} V_a \quad (6)$$

其中：

$$K_{am} = N_a J_{Ne} K_{am} R_a^{-1}$$

$$\begin{aligned} \mathcal{J}(\cdot) = & -J_{Ne} [B_{Ne} \dot{a}_a + N_a f_a(\dot{a}_a) + C_2^T \dot{\omega}_b + C_4 \ddot{\eta} + f_a A(\cdot)] \\ J_{Ne} = & (N_a^2 J_a + I_{a2} J_{ya})^{-1} \end{aligned}$$

$$B_{Ne} = N_a^2 K_{am} R_a^{-1} K_{ae} + I_{a2} J_{va}$$

$f(\cdot)$ 为总的不确定项, 其包括了耦合、未建模动态和摩擦干扰力矩等等。

2 双环天线跟踪指向控制系统设计

2.1 天线跟踪指向控制系统结构

用户星天线跟踪指向控制系统的目的是建立用户星和中继星之间稳定的星间通信链路。建立这种通信链路,有两个操作模式:程序跟踪(program track (PT))模式和自动跟踪(autotrack(AT))模式。程序跟踪模式包含了通常所指的开环或回扫模式和空间扫描搜索模式。自动跟踪(AT)模式(也称闭环模式)分两个阶段:捕获牵引阶段和自动跟踪阶段。当接收到中继星信标,能产生出方位角和俯仰角误差信号极性但无两方向角误差值,则进入捕获牵引阶段。射频敏感器输出两方向角误差值,则转入自动跟踪阶段。

基于 ESO 的天线跟踪指向控制系统见图 1。图中虚线框为程序跟踪内环。三阶 ESO、线性比例微分控制律和静态解耦律构成了内环控制器。在 PT 模式,外环断开。在 AT 模式,外环闭合。自动跟踪外环采用积分控制器,并用经处理的射频敏感器输出作为误差反馈。命令预处理器⁷¹(command preprocessor(CPP))对由星间链路规律计算所得的天线指向命令,根据天线最大角速度和角加速度安排过渡过程输出轨迹。

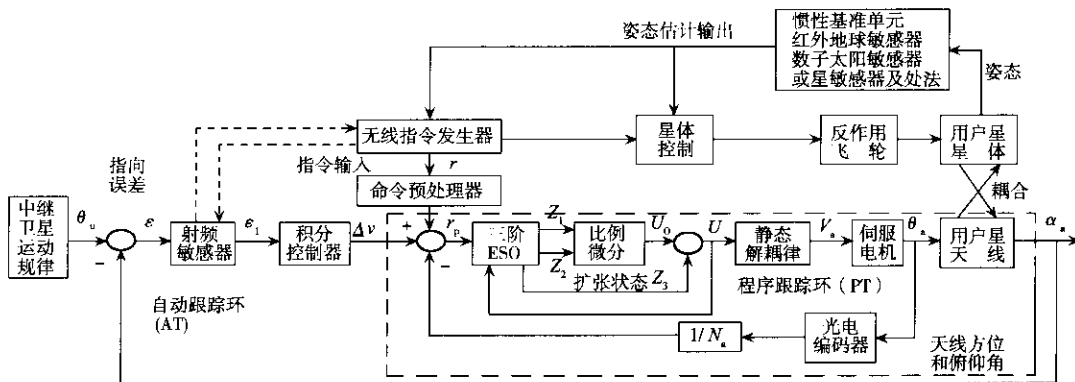


图 1 基于 ESO 的用户卫星天线跟踪指向控制结构图

Fig.1 Architecture of the antenna tracking and pointing control based on ESO for User satellite

2.2 天线跟踪指向控制系统内环设计

内环设计对象为天线动力学等效方程(6)和支

撑杆振动方程(2)。支撑杆振动是有界的。对于 ESO 来说,这种振动影响可以看作对天线模型的内

$$I_{a2} = \begin{bmatrix} 21.5 & 0 \\ 0 & 24.3 \end{bmatrix} \text{km} \cdot \text{m}^2, C_4 = \begin{bmatrix} 0.93 & 0 \\ 0 & -0.39 \end{bmatrix} \sqrt{\text{km}} \cdot \text{m}$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} -2.9 & 0 \\ -0.01 & -4.64 \\ 0 & -2.95 \end{bmatrix} \text{km} \cdot \text{m}^2, C_3 = \begin{bmatrix} 10.6 & 0 \\ 0 & 10.6 \\ -0.05 & 13.1 \end{bmatrix} \sqrt{\text{km}} \cdot \text{m}$$

$$\zeta_f = 0.01 \text{diag}(1, 1), \omega_f = \text{diag}(85.4, 95.7) \text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

电机系统参数

$$R_a = 12.5 \Omega; K_{am} = 0.055 \text{N} \cdot \text{m/A}; N_a = 5247$$

$$K_{ae} = 0.055 \text{V} \cdot \text{s/rad}; J_a = 9.96 \times 10^{-7} \text{diag}(1, 1) \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

控制电压限幅: $\pm 32 \text{V}$ 。

3.2 控制器参数

① 命令预处理器 (CPP) 参数

$k_0 = 0.1; k_v = 2; \beta = 100$ 。角加速度限制 $\pm 0.4 (\text{rad/s}^2)$,角速度限制 $\pm 4 (^\circ/\text{s})$ 。

② 内环控制器参数

三阶扩张状态观测器 (ESO) 参数:

$$\beta_{01} = 10, \beta_{02} = 150, \beta_{03} = 350$$

$$\alpha_{01} = 0.75, \alpha_{02} = 0.5, \alpha_{03} = 0.002$$

线性比例微分组合参数: $\beta_1 = 200, \beta_2 = 50$

积分步长 $h = 0.01 \text{s}$ 。

静态解耦矩阵可由上文参数计算。

③ 外环积分控制器参数

$$K_I = \text{diag}(1, 1)$$

3.3 基于 ESO 的天线跟踪指向控制系统仿真

① 程序跟踪模式和自动跟踪模式的仿真

假设 0~5s 中继星被地球遮挡, 天线处于零位。5s 后中继星出现, 进入回扫模式、捕获牵引阶段至自动跟踪阶段。15s 时, 假设中继星目标俯仰角和方位角均跳变 0.8° , 此时进入圆锥扫描搜索模式。当中继星重新进入视场 ($0.2^\circ \sim 0.4^\circ$ 范围) 天线控制进入捕获牵引阶段。经牵引, 中继星进入 0.2° 范围内, 则进入自动跟踪阶段。

天线圆锥扫描规律见文^[9]。本文采用边跟踪边扫描方式。为了清楚显示圆锥扫描搜索模式、捕获牵引阶段和自动跟踪阶段过程, 将计算的中继星方位角和俯仰角分别缩小 20 倍和 50 倍。图 3 显示了 25s 仿真过程俯仰角和方位角响应曲线。图中画出了中继星实际轨迹 (双划线)、计算出的命令轨迹 (点划线)、CPP 预处理轨迹 (点线) 及天线输出轨迹 (实线)。

由图 3 可见: 在 5s 至约 7s 的回扫模式, 天线输出轨迹能良好地跟踪经 CPP 安排的预处理轨迹, 且

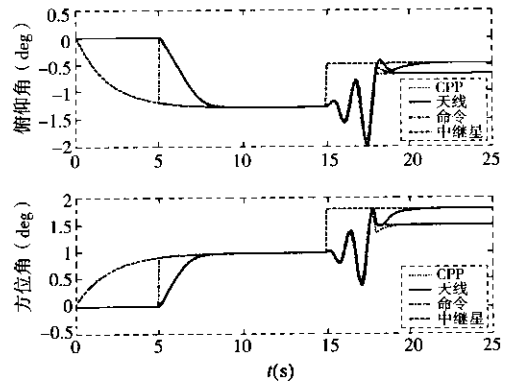


图 3 俯仰角和方位角时间变化曲线
Fig. 3 The azimuth - elevation responses

无超调。在自动跟踪处于稳态阶段 (约 10s 至 15s), 四条轨迹几乎重合, 表明天线电轴精确跟随和指向了中继卫星。扫描搜索模式, 天线输出良好地跟随 CPP 输出作圆锥扫描运动。在 18s 时, 进入捕获牵引阶段, 天线输出角向上增加, 误差角不断减小, 直至进入自动跟踪阶段。21s 后, 进入稳态。表明经扫描搜索后, 天线电轴又重新精确指向中继星。整个扫描时间小于 6s。天线俯仰角和方位角角速度、角加速度和射频敏感器输出的指向误差曲线见图 4。圆锥扫描最大角速度为 $4 (^\circ/\text{s})$, 最大角加速度约为 $30 (^\circ/\text{s}^2)$ 。在自动跟踪阶段, 稳态后指向误差在 $10^{-3} (^\circ)$ 数量级上, 表明天线控制系统能实现高精度的跟踪指向控制。

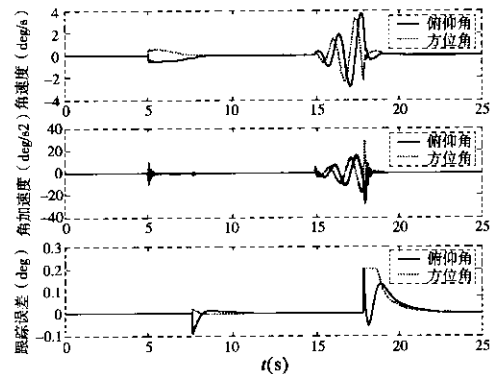


图 4 天线角速度、角加速度和角度误差曲线
Fig. 4 Responses of the antenna's rate, acceleration and angle errors

图 5 反映了俯仰通道 ESO 观测值和真实值的比较。可以看到, 两者基本吻合。可见 ESO 确实能在几乎不依赖天线对象精确模型情况下, 动态地估计出误差状态以及扩张状态。从图 3 也可看到, 天线两通道经 ESO 动态补偿后得到了解耦。

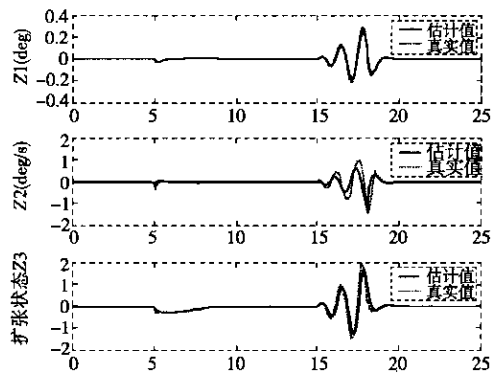


图 5 ESO 观测值与实际值的比较

Fig. 5 The comparison with the estimates of ESO and its true values

②正常轮控模式下天线跟踪指向全过程仿真跟踪曲线见图 6。图中曲线含义同图 3。仿真时间为 8000s。经历了如下几个过程：

50s 时中继星离开地球遮挡区,天线开始大角度回扫。100s 时天线达到计算的中继星位置但中继星不在视场内(偏差 0.8°),天线控制进入扫描搜索模式。假设 2100s 时,在自动跟踪阶段,因不明原因,中继星跳离视场(偏差 0.8°),则再次进入扫描搜索模式。约 3600s,中继星又被地球遮挡,则天线复位。约 5800s,中继星出现,天线控制进入大角度回扫模式。在 6100s 时,天线控制又经历一次扫描搜索模式,以后则一直工作在自动跟踪阶段。用户星跟踪中继星的跟踪规律可参考文献 [10]。为了充分显示天线方位角在 ± 220°范围内天线控制系统性能,将中继星方位角计算值放大了 3 倍。从图 6 可见,天线跟踪指向控制系统均能控制天线完成各种工作模式,并精确跟踪和指向中继星。在最大回扫角度情况下(天线方位角由 0°跳变至 230°),最大回扫时间为 120s。自动跟踪阶段,天线指向误差仍在 10⁻³(°)数量级。

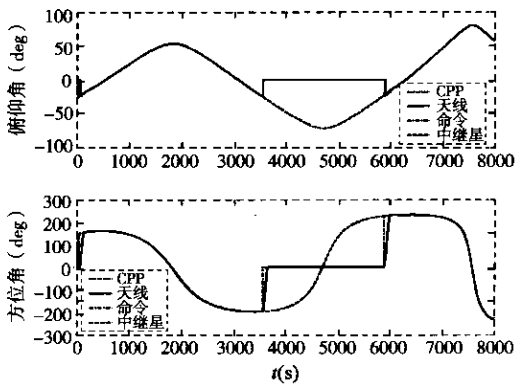


图 6 天线跟踪和指向期间俯仰角和方位角曲线

Fig. 6 The azimuth-elevation responses during the antenna tracking and pointing

从上述仿真结果可以看到,天线控制系统能有效完成各种工作模式,具有较高的跟踪指向精度。

③天线控制系统鲁棒性的仿真实验

基于 ESO 的天线跟踪指向控制系统的设计,几乎不依赖于天线及电机的模型。一般说来,这种系统具有较强的鲁棒性和较大的适应范围。究竟有多大的鲁棒和适应范围,需进行仿真和验证。

假设要求控制天线方位角(或俯仰角)由 0°经 PT 模式和 AT 模式指向相应于中继星的 1°。当某一参数单独变化时,要求在 PT 模式阶段, CPP 预处理输出与测量的天线角偏差(跟踪偏差)小于 0.1°;在 AT 阶段,中继星角位置与天线角位置静态偏差(指向偏差)小于 0.001°同时在该阶段没有多于两次的振荡。选用脉宽为 5s 的干扰脉冲力矩,在自动跟踪阶段已入稳态时对天线系统施加作用,确定出在指向偏差幅度小于 0.04°下天线控制系统可以承受的最大干扰力矩幅值。该干扰作用相当于方程(1)中星体对天线的耦合 $C_2^T \dot{\omega}_b$ 或天线振动对天线的耦合 $C_4 \ddot{\eta}$ 。经仿真,所得结果如表 1。

表 1 参数变化范围及最大干扰力矩幅值

Table1 The variations of model parameters and the maximum value of disturbance torque

	天线 转动惯量(倍)	电机 参数(倍)				干扰力矩 幅值(Nm)	静态 解耦阵(倍)
符号	I_{a2}	J_a	K_{am}	R_a	K_{ae}	$C_2^T \dot{\omega}_b$	K_{w0}
结果	0 ~ 40	0 ~ 55	0.04 ~ 8	0.125 ~ 25	0.7 ~ 4	50	0.66 ~ 4

从表 1 可见,动力学参数和电机参数在相当大的范围内变化,天线控制系统仍具有满意的跟踪性能和指向精度。表明控制系统对参数变化具有较强的鲁棒性和适应性。天线系统可承受 50Nm 的耦合干扰

力矩影响,表明天线控制系统对耦合干扰具有相当强的抑制能力。实际上,星体或振动对天线的耦合影响力矩远远小于 50Nm。因而,对天线控制来说,可忽略这些耦合作用。表 1 也表明,设计基于 ESO

的天线控制系统确实只需控制影响矩阵的粗略估计。可见,基于 ESO 设计的天线控制系统具有较强的鲁棒性和较宽的适应范围。

4 结论

基于 ESO 的内外环天线跟踪指向控制系统设计,几乎不依赖于天线模型。实现俯仰通道和方位通道的解耦,只需控制影响矩阵的粗略估计。提出的天线控制系统,能有效实现天线跟踪和指向的各种模式,具有较高的跟踪指向精度。控制系统对参数变化和外干扰具有较强的鲁棒性和适应性。本文提出的天线控制方法,对实现中继卫星系统的高性能跟踪指向控制,具有工程应用价值。

参考文献:

- [1] Gawronski W. Antenna control system: from PI to H_∞ [J]. IEEE Antenna and Propagation Magazine, 2001, 43(1): 52-60
- [2] Sundarajan, et al. Robust controller synthesis for a large flexible space antenna [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1987, 10(2): 201-208
- [3] Tseng H C, Teo D W. Satellite tracking antenna with fuzzy logic control [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, 1998, 34(2): 639-645
- [4] 齐春子,吕振铎. 挠性卫星天线跟踪指向系统的复合控制研究[J]. 中国空间科学技术, 1999, (2): 1-7 [QI Chun-zi, LU Zhen-duo. A study of compound control in tracking and pointing system of flexible antenna on satellite [J]. Chinese Space Science and Technology, 1999, (2): 1-7 (in Chinese)]
- [5] 韩京清. 一类不确定系统的扩张状态观测器. 控制与决策, 1995, 10(1): 85-88 [HAN Jing-qing. The extended state observer of

a class of uncertain systems [J]. Control and Decision, 1995, 10(1): 85-88 (in Chinese)]

- [6] Zhiqiang Gao, Yi Huang, Jingqing han. An alternative paradigm for control system design [C]. IEEE CDC conference, December 2001: 4578-4585
- [7] Gawronski W, Almassy W T. Command preprocessor for radio telescopes and microwave antennas [J]. IEEE Antenna and Propagation Magazine, 2002, 44(2): 30-37
- [8] 万晖. 自抗扰控制器的稳定性分析及应用 [D]. 北京: 中国科学院系统科学研究所博士论文, 2001: 41-50 [WAN Hui. Stability and application for active disturbance rejection controller [D]. Ph. D. dissertation, Institute of Systems Science, Chinese Academy of Sciences, 2001: 41-50 (in Chinese)]
- [9] 孙小松, 杨涤, 耿云海, 杨旭. 中继卫星天线指向控制策略研究 [J]. 航空学报, 2004, 25(4): 376-380 [SUN Xiao-song, YANG Di, GENG Yun-hai, et al. The antenna pointing control strategy study of tracking and data relay satellite [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(4): 376-380 (in Chinese)]
- [10] 孙小松, 杨涤, 杨旭, 翟坤. 用户星对中继卫星的跟踪规律研究 [J]. 宇航学报, 2004, 25(1): 41-45 [SUN Xiao-song, YANG Di, YANG Xu, et al. The tracking laws of user satellite tracking TDRS [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(1): 41-45 (in Chinese)]



作者简介: 朱承元(1965-)男,江苏汉,工程师和讲师,博士研究生。研究方向:飞行器制导与控制,飞行器设计仿真与CAD。
通信地址:哈尔滨工业大学 333 信箱 (150001)
电话: 0451-86412032。
Email: htcyzyhu@sina.com

Extended State Observer Based Technique for Antenna Tracking and Pointing Control of User-Satellite

ZHU Cheng-yuan, YANG Di, GENG Yun-hai

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

Abstract: Based on a unique nonlinear extended state observer (ESO), a new nonlinear control solution to the problems of the antenna tracking-pointing control for User-satellite was proposed. The antenna control system has two operating loops: the inner loop of program track (PT) and the outer loop of autotrack (AT). The inner-loop controller is composed of a third-order ESO, a linear proportional-derivative control law and a static decoupling law. The controller in the outer loop is a simple integrator. ESO can estimate the states of the antenna system and the total disturbance (called as the extended state) in a model-independent way. The dynamic compensation with the extended state reduces the system to approximately a decoupled integrator system. The antenna tracking-pointing control system based on ESO was designed without an explicit mathematical model of the antenna. The simulation results show that the proposed antenna control system has the high tracking-pointing performance and the strong robustness against the disturbances and the uncertainties.

Key words: Tracking and data relay satellite system; Antenna tracking-pointing control; Extended state observer; Robustness data

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>