



射电望远镜天线指向控制系统集成优化方法研究

李琳¹, 许谦^{2,3,4*}, 张洁⁵

1. 新疆大学物理科学与技术学院, 乌鲁木齐 830046

2. 中国科学院新疆天文台, 乌鲁木齐 830011

3. 射电天文与技术全国重点实验室, 北京 100101

4. 新疆射电天体物理重点实验室, 乌鲁木齐 830011

5. 西安电子科技大学, 高性能电子装备机电集成制造全国重点实验室, 西安 710071

*联系人, E-mail: xuqian@xao.ac.cn

收稿日期: 2025-10-22; 接受日期: 2026-01-14; 网络出版日期: 2026-06-04

新疆维吾尔自治区天山创新团队(编号: 2024D14003)、国家重点研发计划(编号: 2021YFC2203601)、国家自然科学基金(编号: 12273102)、中马合作创新基金(编号: QTZX24092)、中央高校基础研究基金(编号: QTZX25063)和中国科学院科研仪器设备研制项目(编号: PTYQ2022YZD01)资助

摘要 随着卫星通信、射电天文等现代应用对高性能天线需求的不断提升, 系统指向精度已成为影响整体性能的核心指标之一. 传统设计方法通常将天线结构、传动系统与指向控制器等环节独立进行优化, 容易造成结构参数、传动要素及控制器增益之间的匹配性不足, 从而限制了指向精度的进一步提升, 难以满足实际工程中越来越严苛的性能需求. 针对上述问题, 本文在建立天线反射体结构与传动链参数化模型的基础上, 结合经典PID控制算法, 提出了一种面向天线指向控制系统的集成优化设计方法. 该方法综合考虑结构、传动与控制三者间的耦合效应, 以电轴指向精度作为核心优化目标, 实现了系统层面的协同设计, 显著提升了指向性能. 通过对7.3 m天线的实例分析表明, 优化后的电轴指向最大误差由 0.0284° 降低至 0.0094° , 可有效提升天线伺服系统的指向精度, 表明了所提方法的有效性与工程应用价值, 为高精度天线指向系统提供了一种创新设计范式. 优化后系统指向精度的显著提升, 验证了该方法在复杂机电系统集成设计中的先进性与工程适用性.

关键词 射电望远镜天线, 指向精度, 集成优化, 耦合效应, PID控制

PACS: 02.30.Yy, 07.07.Tw, 45.80.+r, 84.40.Ba

1 引言

随着射电天文、卫星通信及空间探测等领域的深入研究, 作为核心电子装备的反射面天线正不断向大口径、高频率与高指向精度方向发展. 反射面天线的

指向精度通常需满足最高工作频率下半功率波束宽度的 $1/10$ ^[1]. 对于超大口径天线, 在最高频段工作时波束宽度极窄, 指向精度要求更为苛刻. 如美国国家射电天文台的100 m口径Green Bank Telescope天线, 其最高工作频率为115 GHz, 指向精度要求高达 $2.5''$ ^[2]. 我国拟在

引用格式: 李琳, 许谦, 张洁. 射电望远镜天线指向控制系统集成优化方法研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2026, 56: 299523

Li L, Xu Q, Zhang J. Research on integrated optimization method for radio telescope antenna pointing control system (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2026, 56: 299523, doi: 10.1360/SSPMA-2025-0476

新疆建设的110 m口径全可动射电望远镜QTT, 目标指向精度达到 $1.5''$ ^[3]. 大口径反射面天线不仅结构尺寸大、结构刚度较低、转动惯量大, 而且受环境载荷影响也愈加明显, 因此, 实现高精度指向对其伺服控制、传动系统与反射体结构的设计提出了严峻挑战^[4]. 指向系统的高精度性能, 取决于各环节关键设计因素及其耦合效应的综合优化^[5].

目前, 指向系统的优化研究多集中于控制器、传动系统或结构拓扑的独立设计, 尚未充分考虑三者之间的耦合影响, 导致整体优化效果受限. 在结构建模方面, 现有研究通常将天线结构简化为刚性负载或采用等效数学模型, 较少考虑反射体实际结构尺寸及其在外部载荷下的形变特性. 例如, 文献[6]通过系统辨识构建天线模型并进行优化, 文献[7]结合多体动力学与Simulink模块实现机电协同仿真, 虽提升了仿真精度, 但模型仍依赖特定天线的简化或辨识方法, 通用性不足. 在传动系统建模方面, 文献[8–11]多基于理想传动假设, 未充分计入齿隙、传动链刚度等非线性因素. 在控制策略方面, 文献[12,13]研究了基于改进混沌粒子群算法的位置伺服控制; 文献[14]利用改进粒子群算法优化速度环参数; 文献[15]提出基于遗传算法的摩擦补偿机制; 文献[16]则设计了新型滑模控制器以增强系统鲁棒性. 这些方法虽在控制性能上取得一定进展, 但仍缺乏与天线机械特性的深度融合.

为此, 本文提出一种面向大口径天线伺服系统的参数化集成建模方法, 将结构转动惯量、齿隙、传动链刚度及驱动单元等关键因素参数化, 并构建伺服系统联合仿真模型, 通过加权因子协调结构误差、传动误差与控制误差的影响权重, 实现系统层面的协同设计. 通过对7.3 m反射面天线的仿真分析, 验证了该方法的有效性, 为高精度指向系统的设计提供了新的解决途径.

2 机械结构参数化建模

2.1 天线反射体参数化建模

反射面天线的结构主要包括反射体、俯仰轴和方位座架等组成部分, 其零部件众多、模型细节复杂. 若完全依照实体模型进行有限元建模, 局部零件及模型细节往往难以实现有效的网格划分与计算. 此外, 就天线指向精度而言, 在外部载荷作用下, 对指向性能

影响最显著的部分主要来自反射体结构的变形. 因此, 通过构建反射体的参数化模型, 分析结构要素对指向精度的影响, 并在此基础上对关键结构参数进行优化.

以抛物面天线为例, 其反射体由反射面板和背架两部分组成. 反射面板通常依据抛物面方程进行设计, 即基于抛物面的数学表达式, 在设定的空间坐标 (x, y, z) 范围或平面截取范围内获取所需的曲面方程. 面板构造的主要参数为焦距 f 与直径 D . 天线背架的形式则依据抛物面形状的不同而有所差异. 对于圆抛物面等具有圆形截面的反射体天线, 背架结构主要分为板梁结构和桁架结构等类型. 针对不同结构形式, 如板梁结构中的梁型、厚度和肋板数量, 或桁架结构中的辐射梁数目、桁架夹角与长度等, 可通过设定其主要特征参数, 实现背架结构的参数化重构. 针对这两种典型背架形式的重构过程展开详细说明.

板梁结构形式如图1所示, 其主要特征参数包括中心体尺寸、板梁结构的几何尺寸与数量, 以及加强筋的尺寸与数量.

板梁背架中的加强筋通常沿圆周方向均匀铺展, 因此可通过其截面尺寸、铺展半径及数量三个参数实现加强筋的几何重构.

由图2可知, 桁架结构的主要特征包括中心体尺寸、桁架结构尺寸及数量、肋板尺寸及数量. 中心体的构造形式与图2相同. 桁架结构可以分为竖直方向



图1 板梁结构形式
Figure 1 Plate and beam structure.



图 2 桁架结构形式
Figure 2 Schematic of the truss structure.

桁架和水平方向桁架, 可以通过最内侧和最外侧竖直桁架及肋板的坐标位置及桁架间隔和肋板间隔, 进行各竖直桁架和肋板的坐标位置求解, 从而实现竖直桁架和肋板的重构.

在完成反射面板及背架结构的重构后, 通过中心体将两者进行连接可以实现天线反射体部分的重构, 有限元重构模型分别如图3和4所示.

2.2 传动系统参数化建模

传动系统是驱动扭矩的核心传递路径, 其动态特性对指向系统的伺服精度与运行稳定性具有决定性影响. 其中, 传动链刚度与系统减速比是影响传动性能的核心参数, 常伴随着非线性因素. 因此, 在指向系统的优化设计中, 将这些参数作为核心设计变量进行精确匹配与优化, 是不可或缺的关键步骤.

2.2.1 传动链刚度参数化方法

反射面天线的传动链由电机、齿轮组及传动轴等部件构成. 在系统优化中, 传动链刚度常被简化为恒定值. 然而, 在实际建模时, 由于组成齿轮组的各齿轮参数各异, 其啮合刚度难以直接进行参数化表征与配对. 鉴于此, 采用等效刚度法对传动链进行整体参数化处理, 如图5所示, 以二级行星减速器为例计算等效刚度.

根据实际设计需求, 确定电机的额定功率、额定转速及额定输出转矩. 在输入端I轴施加转矩作为载荷

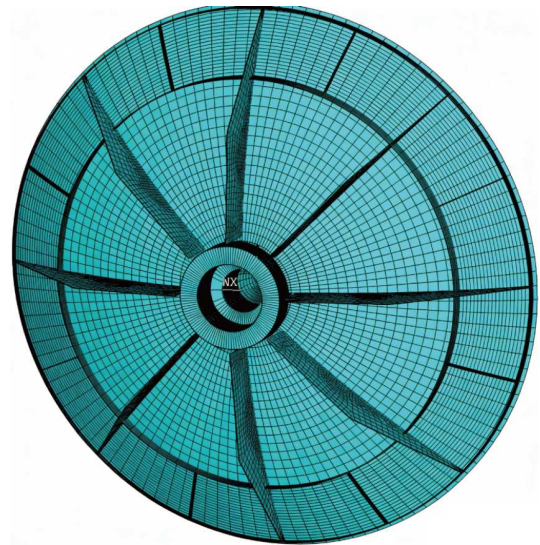


图 3 板梁结构天线反射体模型
Figure 3 Model of antenna reflector for plate and beam structure.

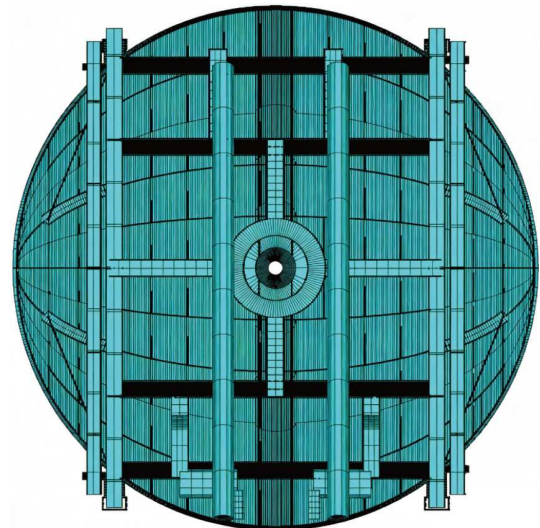


图 4 桁架结构天线反射体模型
Figure 4 Model of antenna reflector for truss structure.

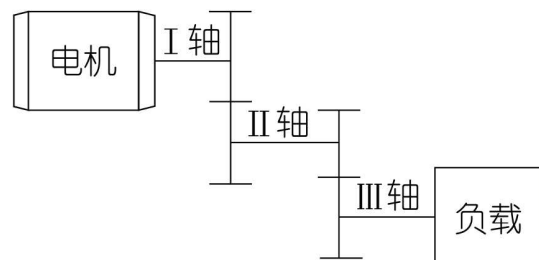


图 5 桁架结构天线反射体模型
Figure 5 Model of truss structure antenna reflector.

条件. 随后, 在仿真平台中输入减速器齿轮的齿数、齿厚、密度、弹性模量、摩擦系数及中心距等参数, 建立齿轮接触仿真分析模型. 在完成网格划分与载荷施加后, 获取齿轮的变形位移结果, 并采用接触单元法计算I轴与II轴在传动过程中的扭转刚度.

K_1 , K_2 和 K_3 分别为I轴、II轴和III轴的扭转刚度系数, T_1 为电机在I轴的输入力矩, T_2 为II轴的输入力矩, I轴的扭角为 $\Delta\theta_1$, II轴的扭角为 $\Delta\theta_2$, III轴的扭角为 $\Delta\theta_3$, 不考虑摩擦损失时, 平衡方程为

$$T_1 = K_1 \Delta\theta_1, \quad (1)$$

$$\frac{z_2}{z_1} T_1 = K_2 \Delta\theta_2, \quad (2)$$

$$\frac{z_3}{z_2} T_2 = K_3 \Delta\theta_3, \quad (3)$$

$$\Delta\theta_2 = \frac{z_2}{z_1} \frac{T_1}{K_2}, \quad (4)$$

$$\Delta\theta_3 = \frac{z_3}{z_2} \frac{T_2}{K_3}. \quad (5)$$

以I轴为输入端, 电机输入 T_1 转矩, I轴和II轴扭转变形造成的I轴的总扭转角为 $\Delta\theta$:

$$\begin{aligned} \Delta\theta &= \Delta\theta_1 + \frac{Z_2}{Z_1} \Delta\theta_2 + \frac{Z_3}{Z_2} \Delta\theta_3 \\ &= T_1 \left[\frac{1}{K_1} + \frac{1}{K_2 \left(\frac{Z_2}{Z_1} \right)^2} + \frac{1}{K_3 \left(\frac{Z_3}{Z_2} \right)^2} \right]. \end{aligned} \quad (6)$$

电机的输入力矩 $T_1 = K_1 \Delta\theta$, 行星减速机等效到I轴的扭转刚度系数为

$$K = \frac{1}{\frac{1}{K_1} + \frac{1}{K_2 \left(\frac{Z_2}{Z_1} \right)^2}}. \quad (7)$$

则使用 n 级减速器等效到I轴的扭转刚度系数为

$$K_n = \frac{1}{\frac{1}{K_1} + \frac{1}{K_2 \left(\frac{Z_2}{Z_1} \right)^2} + \dots + \frac{1}{K_{n+1} \left(\frac{Z_{n+1}}{Z_n} \right)^2}}. \quad (8)$$

由式(8)可以通过设置减速器不同轴的扭转刚度系数进行多级减速器等效刚度的求解, 获得的 K_n 作为核心参数输入至第4.2.2节的传动链弹性变形误差模型式(20). 该方法通过对齿轮接触状态的精细仿真, 相较于经验公式, 能更真实地反映传动链的刚度特性, 从而

为系统集成优化模型提供更高精度的传动系统输入, 确保指向误差预测与优化的可靠性.

2.2.2 齿隙参数化建模

在反射面天线的传动链中, 啮合齿轮组是传递动力的核心部件. 然而, 在齿轮的制造与装配过程中, 齿隙不可避免. 齿隙的大小直接影响天线驱动的平稳性与控制精度. 为模拟齿隙在控制系统中的影响, 现有研究通常在伺服系统中引入基于近似死区函数的齿隙模型, 但该方法不仅增加了系统模型的复杂性, 其仿真效果也严重依赖于模型本身的准确性^[17].

为实现齿隙的参数化表征并简化伺服系统建模过程, 将齿隙集成至天线的机械模型中, 并通过啮合齿轮的中心距对其进行数值定义. 假设A和B为一对质心位于同一坐标轴上的直齿圆柱齿轮, 其结构如图6所示, 则齿隙可通过中心距的调整量 l 进行量化表达:

$$l = \frac{s}{\cos \alpha}, \quad (9)$$

其中, s 为齿隙, α 为啮合角, 并将中心距的调整量添加到A和B的质心坐标中以调整其相应位置, 满足齿隙的要求.

实际情况中, 尤其对于用于俯仰传动的齿轮组, 啮合的齿轮很难保证其质心在同一坐标轴. 如图7所示, 假设A和B齿轮位于 xOz 平面内, 设A齿轮的质心坐标为 (x_A, y_A, z_A) , B齿轮的质心坐标为 (x_B, y_B, z_B) , 则根据式(9)能够得到在A和B质心连线方向的齿轮中心距调整

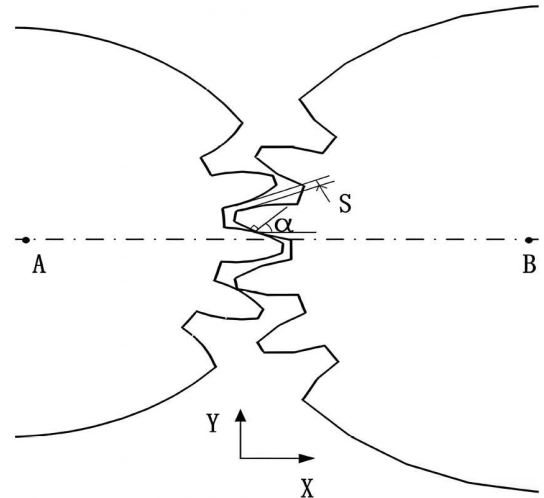


图 6 齿隙示意图
Figure 6 Schematic of gear clearance.

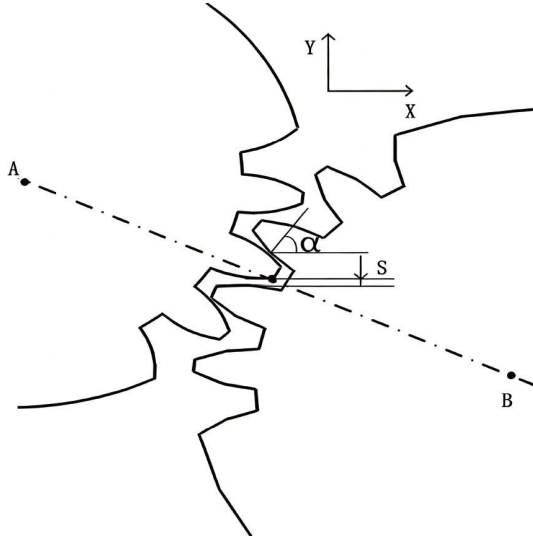


图 7 俯仰齿轮齿隙示意图
Figure 7 Schematic of elevation gear clearance.

量, 其在 x 轴方向上的分量为

$$l_x = l \times \cos \left(\frac{x_A - x_B}{\sqrt{(x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2 + (z_A - z_B)^2}} \right), \quad (10)$$

在 z 轴方向的分量为

$$l_z = l \times \cos \left(\frac{z_A - z_B}{\sqrt{(x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2 + (z_A - z_B)^2}} \right). \quad (11)$$

2.2.3 摩擦参数化建模

针对齿轮啮合过程中产生的摩擦力与接触力, 基于反射面天线的机械模型进行统一建模. 其中, 摩擦力的描述需设定静摩擦系数、动摩擦系数、摩擦圆半径及轴径半径等参数; 当两构件表面发生接触时, 接触位置将产生接触力, 本文采用基于碰撞函数的非线性等效弹簧-阻尼模型作为其计算模型. 该接触力由两部分组成: 一是因两构件相互切入而产生的弹性力, 二是由相对速度引起的阻尼力. 因此, 接触力可表示为

$$F = K\delta^e + \text{STEP}(\delta, 0, 0, d_{\max}, c_{\max}) * \dot{\delta}, \quad (12)$$

其中, F 为法向接触力; K 为接触刚度, 其取值需兼顾数值稳定性与模型真实性——刚度值过大将导致积分求解困难, 过小则无法准确反映齿轮间的实际接触状态; δ 为两个齿轮相互切入的渗透量; e 为力值数, 用于描述材料刚度在瞬时法向力中的非线性贡献, 金属材料通

常取1.3–1.5, 橡胶类材料可取2, 甚至3, 一般建议取1.5; STEP 为阶跃函数, $d_{\max}$ 为允许的最大穿透深度, $c_{\max}$ 为达到最大穿透深度时的最大阻尼值, $\dot{\delta}$ 为接触点的法向相对速度. 对于齿轮啮合过程中的摩擦力, 其本质为接触力中的切向摩擦分量, 可通过式(12)计算得到的法向接触力与设定的摩擦系数相乘求得.

3 指向系统模型构建

反射面天线伺服系统主要由天线、减速器、控制器、伺服电机等组成. 本研究的反射面天线伺服系统采用典型的三环控制模型, 具有原理简单、适应性强、鲁棒性好等特点^[18]. 系统的控制环路如图8所示, 三环控制模型由外到内依次为位置环、速度环、电流环.

电流环作为最内环, 是电流反馈控制环节, 其主要作用是提高电流响应稳定性. 该环路由输出电流经正或负反馈接入电流环控制器(通常以硬件实现), 反馈元件多采用电流互感器. 速度环位于电流环之外, 通过合理设置控制器参数, 实现对电机转速的精确控制与稳定调节, 其反馈元件通常为编码器. 位置环作为最外环, 是以输出位置信号为反馈的控制环节, 伺服控制器的设计主要针对位置环展开. 控制信号由系统给定指令与测量元件(如编码器或旋转变压器)获取的实际天线位置之间的误差决定. 由于天线在方位与俯仰方向上具有运动正交性, 方位与俯仰控制分别依据对应的位置误差信号进行调节, 直至误差收敛至零, 从而实现天线的精确指向. 此外, 由结构柔性变形引起的指向误差, 通过参数化反射体有限元模型计算获取, 并结合拟合抛物面方法, 预估其在环境载荷下对指向精度的影响.

天线伺服系统直流驱动电机模型如图9所示, 数学模型如下:

$$u_a = L_a \frac{di_0}{dt} + R_a i_0 + k_b \omega_m, \quad (13)$$

其中 u_a 为电枢电压, L_a 和 R_a 为电机电感和电阻, k_b 为电机反电势系数. 电机转矩 T_0 由电机电流 i_0 得到

$$T_0 = k_m i_0, \quad (14)$$

其中, k_m 为电机电力矩系数.

则电机输出转矩 M 为

$$M = T_0 - J_m \ddot{\theta}_m, \quad (15)$$

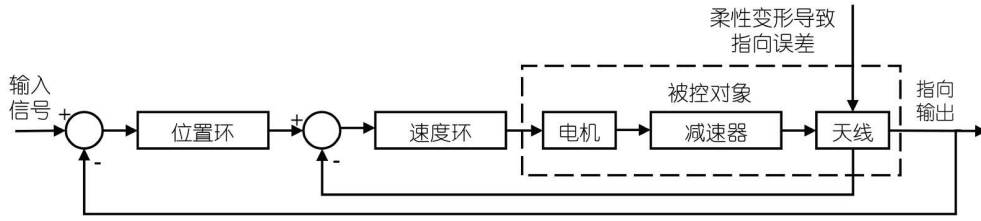


图 8 反射面天线指向系统原理框图

Figure 8 Block diagram of the pointing system for a reflector antenna.

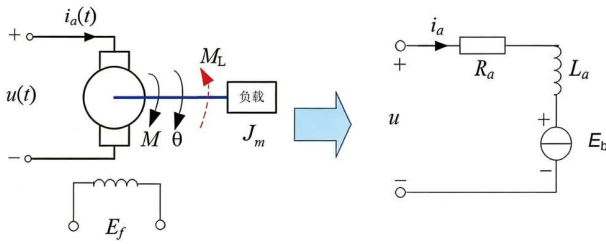


图 9 直流驱动伺服电机

Figure 9 DC drive servo motor.

其中, J_m 为负载转动惯量, θ_m 为电机角位移.

4 集成优化模型

对于高性能的天线指向系统, 即使分别对结构和控制进行优化设计, 往往仍然达不到要求的性能指标, 需要进行结构与控制的集成优化设计. 具体来讲, 就是对于给定的结构参数和控制参数, 通过寻求最优的综合性能指标找到结构设计变量和控制增益的最优值, 如图10所示.

天线指向系统集成优化的目标函数为包含结构、传动链、伺服控制在内的最小化指向误差. 最终采用的天线指向系统集成优化模型如下所示:

$$\begin{aligned} & \text{find } (a_1, a_2, \dots, a_n), (b_1, b_2, \dots, b_n), (c_1, c_2, \dots, c_n), \\ & \min F = \|\lambda_1 \varepsilon_1 + \lambda_2 \varepsilon_2 + \lambda_3 \varepsilon_3\|, \\ & \text{s.t.}, \\ & a_1 \geq a_1^*, \theta_2 \geq a_2^*, \dots, a_n \geq \theta_n^*, \\ & b_1 \geq b_1^*, b_2 \geq b_2^*, \dots, b_n \geq b_n^*, \\ & c_1 \leq c_1^*, c_2 \leq c_2^*, \dots, c_n \leq c_n^*, \end{aligned}$$

其中, a 表示集成优化过程中考虑的结构参数, 包括结构转动惯量和齿隙, b 表示集成优化过程中考虑的传动链参数, 包括传动链刚度, c 表示集成优化过程中考虑的伺服控制参数, 包括定子电阻和磁链系数; a^* 表示结构参数所能达到的精度要求, b^* 表示传动链参数所能

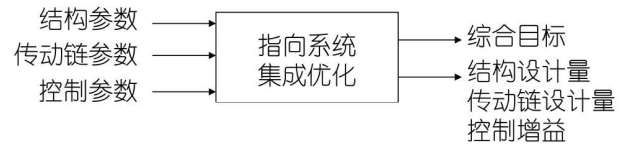


图 10 天线指向系统集成优化设计框图

Figure 10 Block diagram of integrated optimization design for the antenna pointing system.

达到的精度要求, c^* 表示伺服控制参数所允许的最大指标要求; λ_1 , λ_2 和 λ_3 分别表示结构目标、传动链目标和控制目标的加权因子; ε_1 , ε_2 和 ε_3 分别表示结构因素、传动链因素和控制因素所导致的指向误差. 针对优化模型的求解, 本研究选用较为成熟的自适应模拟退火算法作为优化算法, 在满足状态变量的限制下对近似模型进行求解.

4.1 结构因素指向误差

结构因素导致的指向误差, 核心源于反射体在外部载荷(重力、风载荷)下的柔性变形, 使反射面等效相位中心偏移, 进而引发电轴指向偏差. 采用有限元变形映射法计算.

4.1.1 反射体节点变形求解

基于第2.1节构建的反射体参数化有限元模型, 通过静力学仿真求解外部载荷下反射体各节点的三维位移. 设反射体有限元模型包含 N 个关键节点, 第 i 个节点在载荷作用下的位移向量为 $\delta_i = [u_i, v_i, w_i]^T$ (u_i , v_i , w_i 分别为节点在 x , y , z 方向的位移), 由有限元平衡方程求解:

$$K_{\text{struct}} \delta = F_{\text{ext}}, \quad (16)$$

其中, $K_{\text{struct}} \in \mathbb{R}^{3N \times 3N}$ 为反射体结构刚度矩阵, $\delta = [\delta_1^T, \delta_2^T, \dots, \delta_N^T]^T$ 为所有节点位移向量, $F_{\text{ext}} \in \mathbb{R}^{3N \times 1}$ 为外部载荷向量:

$$F_{\text{ext}} = F_g + F_w, \quad (17)$$

其中, F_g 为重力载荷, $F_g = mg$, F_w 为风载荷, $F_w = 0.5\rho v^2 SC_d$, ρ 为空气密度, v 为风速, S 为迎风面积, C_d 为阻力系数.

4.1.2 等效相位中心偏移量计算

反射面的等效相位中心是电轴指向的基准, 其偏移量直接决定结构指向误差, 采用最小二乘法拟合反射面变形后的等效抛物面, 对比变形前后等效相位中心的位置差异. 设原始抛物面方程为 $z = \frac{x^2 + y^2}{4f}$, f 为焦距. 变形后第 i 个节点的实际坐标为 $(x_i + u_i, y_i + v_i, z_i + w_i)$, 拟合变形后的等效抛物面方程为 $z' = \frac{x'^2 + y'^2}{4f'} + d_z$, f' 为变形后等效焦距, d_z 为轴向偏移量. 通过最小化拟合误差

$$\sum_{i=1}^N \left[(z_i + w_i) - \left(\frac{(x_i + u_i)^2 + (y_i + v_i)^2}{4f'} + d_z \right) \right]^2,$$

求解得到 f' 与 d_z .

则等效相位中心在方位角 α 、俯仰角 β 方向的偏移角, 即结构指向误差 ε_1 为

$$\varepsilon_1 = \sqrt{\left(\frac{\Delta x}{f} \right)^2 + \left(\frac{\Delta y}{f} \right)^2} \times \frac{180}{\pi}, \quad (18)$$

其中, $\Delta x = \frac{(f' - f)x_c}{f}$ 和 $\Delta y = \frac{(f' - f)y_c}{f}$ 分别为相位中心在 x 和 y 方向的偏移量 (x_c 和 y_c 为原始相位中心坐标, 通常取反射面顶点, 即 $x_c = y_c = 0$). 单位为弧度 (rad), 通过 $\frac{180}{\pi}$ 转换为角度.

4.2 传动链因素指向误差

传动链误差源于齿隙、传动刚度不足导致的“空回”与“弹性变形”, 采用传动误差累积模型计算, 涵盖齿隙误差、扭转刚度误差两部分, 为齿隙误差与弹性变形误差的均方根叠加, 叠加后得到总传动指向误差 ε_2 , 即 $\varepsilon_2 = \sqrt{\varepsilon_{21}^2 + \varepsilon_{22}^2}$.

4.2.1 齿隙导致的空回误差

齿隙 s 会导致电机转动时天线滞后响应, 形成空回

误差. 对于减速比为 i 的传动链, $i = \frac{\text{电机转速}}{\text{天线转速}}$, 电机端齿隙对应的天线端角度误差为

$$\varepsilon_{21} = \frac{s}{r \cdot i} \times \frac{180}{\pi}, \quad (19)$$

其中, r 为天线俯仰或方位轴的等效半径.

4.2.2 传动刚度导致的弹性变形误差

第 2.2.1 节式 (8) 计算的传动链等效刚度 K_{eq} 不足, 会在负载转矩 T_{load} 作用下产生扭转变形, 导致天线角度偏差. 由扭转刚度定义 $K_{\text{eq}} = \frac{T}{\Delta\theta}$, 可得天线端扭转角, 即弹性变形误差:

$$\varepsilon_{22} = \frac{T_{\text{load}}}{K_{\text{eq}} \cdot i} \times \frac{180}{\pi}, \quad (20)$$

其中, T_{load} 为天线负载转矩, $T_{\text{load}} = J \cdot \omega$, 单位为 N m; K_{eq} 为传动链等效刚度, 单位为 N m rad⁻¹.

4.3 控制因素指向误差

控制因素误差源于伺服系统的动态响应滞后与稳态误差, 基于三环控制模型的闭环传递函数, 通过误差分析计算, 涵盖位置环稳态误差、动态响应误差两部分.

4.3.1 位置环稳态误差

采用 PID (Proportional-Integral-Derivative) 控制器的位置环, 对阶跃输入 (天线指向指令为阶跃信号) 的稳态误差由控制器类型决定. 本文位置环采用 PI 控制器, 积分环节消除稳态误差, 其传递函数为

$$G_{\text{PID}}(s) = K_p + \frac{K_i}{s},$$

K_p 为比例系数, K_i 为积分系数, 系统开环传递函数为

$$G_{\text{open}}(s) = G_{\text{PID}}(s) \cdot G_{\text{speed}}(s) \cdot G_{\text{motor}}(s) \cdot G_{\text{drive}}(s), \quad (21)$$

其中, $G_{\text{speed}}(s) = \frac{K_{\text{speed}}}{T_{\text{speed}}s + 1}$ 为速度环传递函数, K_{speed} 为速度环增益, T_{speed} 为速度环时间常数. $G_{\text{motor}}(s) = \frac{K_m}{L_a s + R_a} \cdot \frac{1}{J_s s + C}$ 为电机传递函数, K_m 为转矩系数, J_s 为阻尼系数. $G_{\text{drive}}(s) = \frac{1}{Is}$ 为传动链传递函数, i 为减速比.

对于阶跃输入 $\theta_{\text{ref}}(t) = \theta_0 \cdot 1(t)$, 由终止定理得位置环稳态

误差:

$$\varepsilon_{31} = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \frac{1}{1 + G_{\text{open}}(s)} \cdot \frac{\theta_0}{s} = 0. \quad (22)$$

4.3.2 动态响应误差

动态响应误差是天线实际位置与指令位置在动态过程中的偏差, 由系统超调量、响应时间决定. 将位置

环近似为二阶系统 $G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$, ω_n 为无阻尼自然频率, ζ 为阻尼比, 则阶跃响应下的动态误差峰值为

$$\varepsilon_{32, \text{peak}} = \theta_0 \cdot e^{-\frac{\zeta\pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}}. \quad (23)$$

动态过程中的均方根误差, 即控制指向误差 ε_3 为

$$\varepsilon_3 = \sqrt{\frac{1}{T_s} \int_0^{T_s} [\theta_{\text{ref}}(t) - \theta(t)]^2 dt}, \quad (24)$$

其中, T_s 为系统调整时间, $\theta(t)$ 为天线实际位置响应.

5 算例分析

5.1 算例参数设置

为验证所提方法的可行性和有效性, 以 7.3 m 天线为算例进行验证. 7.3 m 天线是典型的反射面天线系统, 如图 11 所示, 其主要由反射体、叉臂、转台、方位传动链、俯仰传动链、基座等组成.

利用第 2.1 节所述方法进行 7.3 m 天线反射体的重构, 重构的有限元模型如图 12 所示. 控制系统采用最常用的 PID 控制, 电机采用 132SYXC 直流电机.

建立图 13 所示的控制系统模型, 结合天线的动力学模型进行联合仿真, 通过有限元分析求解天线柔性变形导致的指向误差, 进行综合优化控制.

优化算法迭代终止条件为当梯度幅度接近零(即误差趋于稳定)时停止, 此时认为达到局部最优解. 在 lsight 中所得目标函数值随迭代次数下降, 如图 14 所示, 在迭代 120 次时曲线趋于稳定, 取此时的值作为最终优化的结果.

5.2 结果分析

集成优化过程中, 核心优化变量涵盖结构模态参数、传动系统参数与伺服控制参数, 优化前后具体数



图 11 7.3 m 天线动力学模型
Figure 11 7.3 m antenna dynamic model.

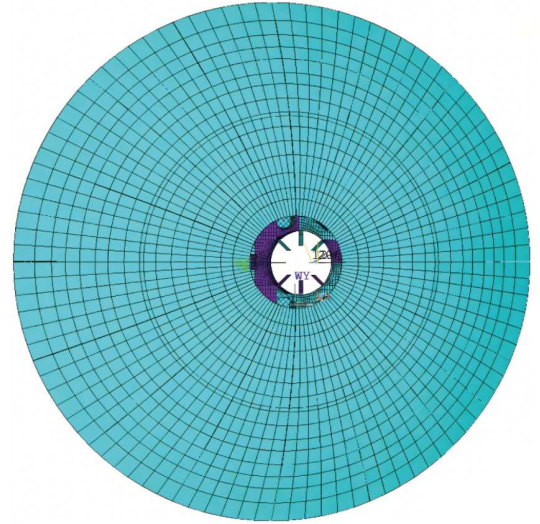


图 12 7.3 m 天线反射体重构模型
Figure 12 7.3-m antenna reflector reconstruction model.

据对比如表 1 所示, 结构转动惯量呈现下降趋势, 减少了结构整体重量, 而传动系统的等效刚度有所提升.

对比优化前后的指向误差, 结果如图 15 所示, 优化前后控制效果如表 2 所示.

对比优化前后的指向误差控制效果, 结果如图 16 所示.

由表 3 可以得出, 未优化的控制系统最大指向误差是优化后的 3.02 倍, 其均方根误差是优化后的 2.27 倍.

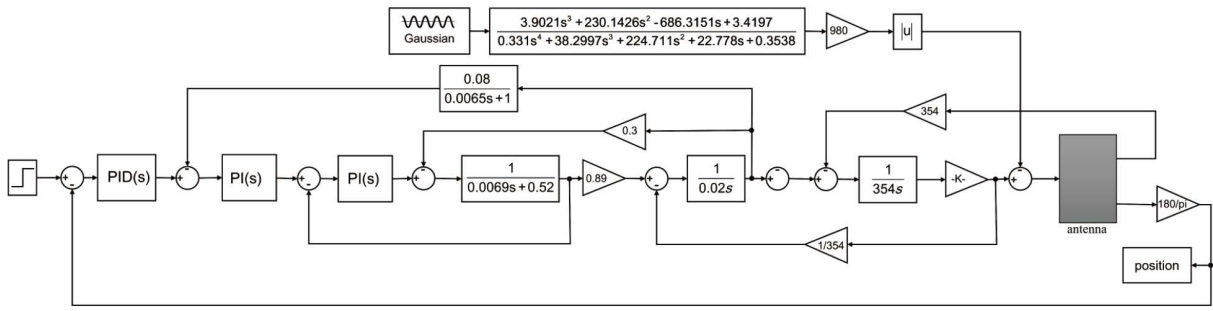


图 13 控制系统模型

Figure 13 Control system model.

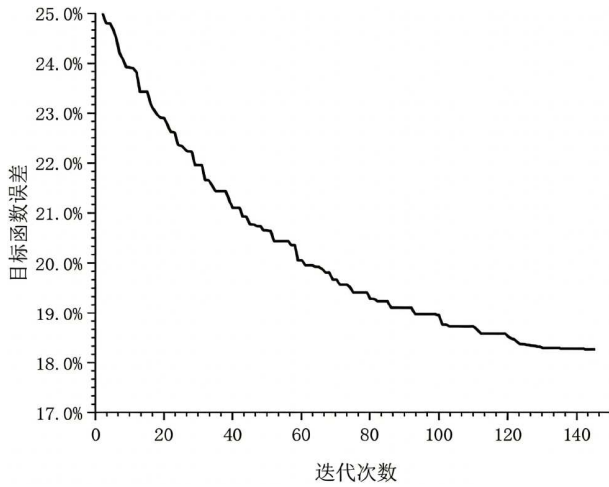


图 14 优化迭代曲线

Figure 14 Optimization curve.

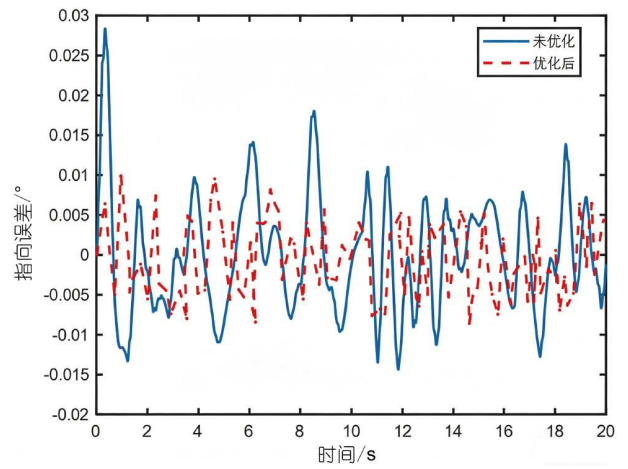


图 15 传动链优化前后指向精度控制效果图

Figure 15 Effect of the pointing accuracy control before and after the transmission chain optimization.

表 1 优化前后关键参数对比表

Table 1 Comparison of key parameters before and after optimization

参数类型	参数名称	优化前	优化后
结构参数	结构转动惯量	1.3×10^4	1.15×10^4
	$J_{\text{struct}} \text{ (kg m)}$		
传动系统参数	等效刚度	1.8×10^5	3.2×10^5
	$K_{\text{eq}} \text{ (N m rad}^{-1}\text{)}$		
伺服控制参数	定子电阻	1.15	1.146
	磁链系数	0.2178	0.2183

优化后结构与伺服指标同系统目标指标对比如表 4 所示, 优化后所有指标均满足系统下达要求, 且核心指向精度指标较优化前提升 2 倍以上, 验证了集成优化方法的有效性。

由此可以得出, 使用面向指向精度的伺服系统集成优化能够有效降低服役过程中天线的指向误差, 大

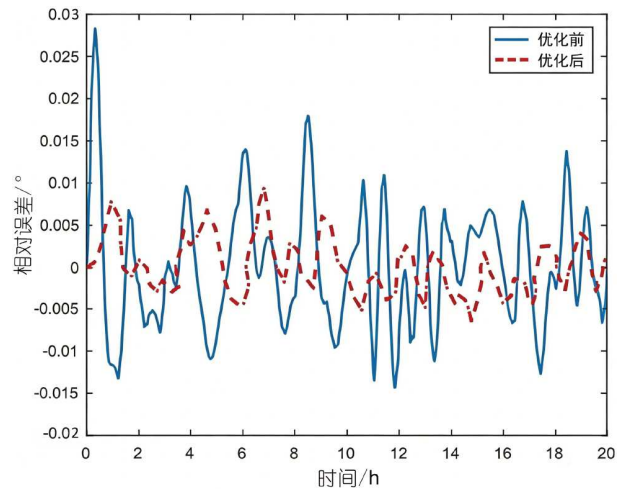


图 16 集成优化前后指向精度控制效果图

Figure 16 Effect of pointing accuracy control before and after the integration optimization.

表 2 优化前后控制效果

Table 2 Control effect before and after optimization

控制算法	最大误差(°)	RMS (°)
未优化	0.0284	0.0075
优化后	0.0099	0.0047
优化前后的误差比值	2.87	1.60

表 3 优化前后控制效果

Table 3 The control effect before and after optimization

控制算法	最大误差(°)	RMS (°)
未优化	0.0284	0.0075
优化后	0.0094	0.0033
优化前后的误差比值	3.02	2.27

表 4 优化后结构与伺服指标同系统目标指标对比表

Table 4 Comparison of optimized structural and servo indicators with system target indicators

指标	优化后实际值	系统下达目标指标	说明
反射体结构转动惯量	1.15×10^4	$\leq 1.2 \times 10^4$	结构轻量化优化, 降低负载对指向的影响
结构因素指向误差(等效相位中心偏移导致)	0.0021°	$\leq 0.005^\circ$	优化后结构形变显著减小
传动链等效刚度	3.2×10^5	$\geq 2.5 \times 10^5$	抑制传动弹性变形, 提升动力传递精度
传动链指向误差(齿隙+弹性变形)	0.0032°	$\leq 0.008^\circ$	降低空回与变形误差
电轴最大指向误差	0.0094°	$\leq 0.01^\circ$	满足常规射电天文观测、卫星通信任务要求
电轴均方根指向误差	0.0033°	$\leq 0.005^\circ$	优于多数同类中口径天线性能基准

幅提升了天线的指向性能. 为大口径、高精度反射面天线的指向控制系统设计提供了新的技术路径与工程参考. 未来可进一步拓展动态干扰补偿与自适应控制算法融合, 以适应更复杂的观测场景需求. 且基于经典PID控制框架, 无需复杂控制算法即可实现精度跃升, 便于在工程实际中推广应用.

6 总结

为解决大型反射面天线伺服系统中机械结构与控制模型独立建模所导致的优化效果不显著问题, 本文提出了一种集成优化方法. 通过建立天线反射体与传

动系统的参数化模型, 考虑齿隙、传动链刚度、结构形变等非线性因素的耦合影响, 结合PID控制算法构建联合仿真模型, 以指向误差最小化为目标实现系统级协同优化. 实现了结构-传动-控制的协同优化, 可满足常规射电天文观测与卫星通信任务的需求.

然而, 与下一代大口径射电望远镜, 如QTT要求1.5"的极端精度要求相比, 仍有数量级差距, 这主要受限于本研究模型中对非线性摩擦、高频风扰等动态因素的简化, 且如果机构模型更为复杂, 设计变量更多时, 仍需进一步抑制结构柔性振动与传动非线性带来的误差. 且当前模型未考虑高频风扰、温度变形等随机动态干扰, 未来可引入实时环境感知与自适应补偿.

参考文献

- Levy R. Structural Engineering of Microwave Antennas for Electrical, Mechanical, and Civil Engineers. New York: IEEE Press, 1996
- Prestage R M, Constantikes K T, Balser D S, et al. The GBT precision telescope control system. In: Proceedings of the SPIE Astronomical Telescopes + Instrumentation. Glasgow: SPIE, 2004. 1029–1040
- Wang N, Xu Q, Ma J, et al. The Qitai radio telescope. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2023, 66: 289512
- Du B, Wu Y, Zhang Y F, et al. Overview of large reflector antenna technology (in Chinese). *Radio Commun Technol*, 2016, 42: 1–8 [杜彪, 伍洋, 张一凡, 等. 大口径反射面天线技术综述. *无线电通信技术*, 2016, 42: 1–8]
- Xu Q, Hou X Z, Wang N. Research on dynamic compensation method for nonlinear characteristics of large aperture antenna (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2019, 49: 099504 [许谦, 侯晓拯, 王娜. 大口径天线非线性特性动态补偿方法研究. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2019, 49: 099504]

- 6 Jian S Y, Zhu Y. Study on optimal control of rocket launcher servo system (in Chinese). *Comput Simul*, 2016, 33: 371–375 [蒋思源, 朱怡. 火箭炮位置伺服系统优化控制研究. *计算机仿真*, 2016, 33: 371–375]
- 7 Lu J Y, Su W Z. A fast algorithm of system identification for antenna servo systems (in Chinese). *Control Theory Appl*, 2019, 36: 1329–1335 [卢洁莹, 苏为洲. 天线伺服系统的快速辨识算法. *控制理论与应用*, 2019, 36: 1329–1335]
- 8 Jia J H, Wang Y, Zeng C L, et al. Study and application of active disturbance rejection control technology in ship borne antenna servo system (in Chinese). *J Telemetry Track Command*, 2020, 41: 69–75 [贾建辉, 汪洋, 曾铨璐, 等. 自抗扰技术在船载天线伺服系统中的应用研究. *遥测遥控*, 2020, 41: 69–75]
- 9 Li S L, Huang J, Duan B Y. Integrated design of structure and control for radar antenna servo-mechanism (in Chinese). *J Mech Eng*, 2010, 46: 140–146 [李素兰, 黄进, 段宝岩. 一种雷达天线伺服系统结构与控制的集成设计研究. *机械工程学报*, 2010, 46: 140–146]
- 10 Yang J, Xu L, Zhang G F, et al. Research on motion stability of antenna servo control system of vehicle borne radar (in Chinese). *Autom Instrum*, 2020, 35: 16–21, 25 [杨健, 徐雷, 张国锋, 等. 车载雷达天线伺服控制系统运动稳定性研究. *自动化与仪表*, 2020, 35: 16–21, 25]
- 11 Li D Z, Jin R M. Integrated design of airborne radar servo system based on MATLAB/SIMULINK. *Adv Mater Res*, 2011, 204: 17–20
- 12 Huang W J, Bai R L, Zhu Y B. Optimal design of active disturbance rejection position servo system based on improved CPSO algorithm (in Chinese). *Fire Control Command Control*, 2019, 44: 53–59, 64 [黄文俊, 白瑞林, 朱渊渤. 基于改进CPSO算法的自抗扰位置伺服系统优化设计. *火力与指挥控制*, 2019, 44: 53–59, 64]
- 13 Chen Z, Luo Y, Cai Y. Optimization for PID control parameters on hydraulic servo control system based on bacterial foraging oriented by particle swarm optimization. In: *Proceedings of the 2009 International Conference on Information Engineering and Computer Science*. Wuhan: IEEE, 2009. 1–4
- 14 Yu B G, Shi L, Wang K Q. Optimization of velocity loop parameters in CNC servo system. *Adv Mater Res*, 2012, 411: 255–258
- 15 Jiao Z Q, Qu B D, Xu B G. DC servo motor friction compensation using a genetic algorithm (in Chinese). *J Tsinghua Univ (Sci Technol)*, 2007, 47: 1875–1879 [焦竹青, 屈百达, 徐保国. 基于遗传算法的直流伺服电机的摩擦补偿. *清华大学学报(自然科学版)*, 2007, 47: 1875–1879]
- 16 Yang W, Shan L, Qu Y, et al. Co-simulation and parameters identification algorithm research of servo system based on dynamic module. In: *Proceedings of the 2015 International Conference on Control, Automation and Information Sciences (ICCAIS)*. Changshu: IEEE, 2015. 408–413
- 17 Han C W, Peng C, Shi Z X, et al. Disturbance rejection based robust control approach for servo system with backlash (in Chinese). *J Syst Simul*, 2018, 30: 691–698 [韩崇伟, 彭超, 石志翔, 等. 基于干扰抑制的含齿隙伺服系统鲁棒控制方法. *系统仿真学报*, 2018, 30: 691–698]
- 18 Wan B. Application and research of PID algorithm in shipborne satellite communications system (in Chinese). *Comput Technol Dev*, 2015, 25: 178–181 [万冰. 船载卫星通信系统中PID算法的应用与探究. *计算机技术与发展*, 2015, 25: 178–181]

Research on integrated optimization method for radio telescope antenna pointing control system

LI Lin¹, XU Qian^{2,3,4*} & ZHANG Jie⁵

¹ School of Physics and Technology, Xinjiang University, Urumqi 830046, China

² Xinjiang Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Urumqi 830011, China

³ State Key Laboratory of Radio Astronomy and Technology, Beijing 100101, China

⁴ Xinjiang Key Laboratory of Radio Astrophysics, Urumqi 830011, China

⁵ State Key Laboratory of Electromechanical Integrated Manufacturing of High-Performance Electronic Equipments, Xidian University, Xi'an 710071, China

*Corresponding author (email: xuqian@xao.ac.cn)

As the demand for high-performance antennas in modern applications such as satellite communications and radio astronomy continues to grow, system pointing accuracy has become one of the core metrics determining overall performance. Traditional design approaches typically optimize the antenna structure, drive system, and pointing controller in isolation, which often leads to poor matching among structural parameters, transmission elements, and controller gains. This mismatch constrains further improvements in pointing accuracy and makes it difficult to satisfy increasingly stringent engineering requirements. To address this issue, based on parametric models of the antenna reflector structure and drive train and in conjunction with a classical PID control algorithm, this study proposes an integrated optimization design method for antenna pointing control systems. By jointly considering the coupled effects among the structure, drive, and control, and by taking electrical-axis pointing accuracy as the primary optimization objective, the method achieves system-level co-design and significantly improves pointing performance. A case study on a 7.3-m antenna shows that after optimization the maximum electrical-axis pointing error is reduced to 0.0094° ($33.84''$), and the root-mean-square error is reduced to 0.0033° ($11.88''$), validating the effectiveness and engineering applicability of the proposed method.

radio telescope antenna, pointing accuracy, integrated optimization, coupling effect, PID control

PACS: 02.30.Yy, 07.07.Tw, 45.80.+r, 84.40.Ba

doi: [10.1360/SSPMA-2025-0476](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2025-0476)