

一种基于改进 Denavit-Hartenberg 方法的 三轴“动中通”天线运动学建模方案

任娇¹, 冀晓翔¹, 李江红¹, 韩磊², 吴亚锋¹

(1.西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;
2.中国人民解放军陆军工程大学 通信工程学院, 江苏 南京 210007)

摘 要:为解决目前三轴“动中通”天线建模方法存在的模型精度低、可移植性差等缺点,提出一种新型改进 Denavit-Hartenberg(new modified DH,NMDH)方法三轴“动中通”天线运动学建模方案。为克服天线固有机机械结构导致的建模困难,同时满足改进 Denavit-Hartenberg(modified DH,MDH)方法的建模要求,在 MDH 方法的基础上,分别设计加入虚拟坐标系和辅助坐标系,得到三轴“动中通”天线的正向运动学模型及其逆运动学解。通过数字仿真验证了 NMDH 建模方案的正确性。系统试验结果表明,文中提出的 NMDH 建模方案取得了良好的天线跟踪卫星效果,并且比工程应用中常用的系统辨识建模方法具有更强的可移植性。

关 键 词:三轴动中通天线;新型改进 Denavit-Hartenberg 方法;虚拟坐标系;辅助坐标系;运动学模型

中图分类号:V19 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2023)03-0518-11

随着无线通信在民用和工业部门的应用越来越广,其在军事领域的作用也愈发地举足轻重^[1]。因此,在移动平台上访问互联网的需求促进了移动中卫星通信系统的开发,通常称为“动中通”(Satcom-on-the-Move,SOTM)系统。其中,SOTM 天线在可通信的卫星星座中指向一颗卫星(一般为地球同步卫星),锁定传入的卫星信号并在载体移动或存在外部干扰时维持对卫星的实时跟踪以保证正常的通信链路连接^[2]。同时,由于 SOTM 系统对天线跟踪卫星的精度有非常严格的限制^[3],因此对天线的机械结构、传感系统、控制算法、数学模型建立等都有较高要求,相应的技术开发和研究是当下卫星通信领域的研究热点^[4]。

目前大部分建模方法针对两轴动中通系统。文献[5]采用系统辨识法,针对两轴动中通天线结构特点,考虑电机与负载刚性连接分别对 2 个轴进行机理分析,通过线性化得到电机动力学平衡方程和

电压平衡方程,之后通过 Laplace 变换等得到系统的数学描述。由于系统的复杂性以及齿轮间隙等非线性部件的存在,导致这种建模方式建模过程复杂,并且需要大量的线性化假设,使建模难度增大,建模精度低。在工程实践中,常采用系统辨识法,如文献[6]针对某型 0.9 m 动中通天线,在天线输入端加入周期为 2 047,幅值为 2 的伪随机信号,通过系统辨识方法得到两轴动中通系统天线的数学模型。这种建模方式的普遍适用度不高,可移植性差。对于三轴 SOTM 系统天线,由于各轴之间彼此耦合,其建模过程更加困难。文献[7]对于三轴船载移动天线系统,采用牛顿-欧拉方法表示连续连杆之间的运动学关系,从而建立系统的运动学模型。但是欧拉方法中旋转关节位于不同旋转轴上,且建立的欧拉力矩方程复杂,运算困难,处理难度大,使得运动学关系的计算变得更加困难。由于三轴 SOTM 天线机械结构类似于机器人的机械结构,一种可行的思路是

将机器人的建模方法应用于三轴 SOTM 天线的建模中。传统的机器人手臂法将固定在大地上的笛卡尔坐标系作为参考坐标系^[8],容易引入不必要的参数,增加计算用量,引起计算误差增大,使得机器人不能精准控制^[9]。然而,由于 SOTM 系统本身要求天线的精准指向,采用高增益天线的波束很窄,天线对准通信卫星的指向误差一般要小于联邦通信委员会(FCC)的规定^[10]。因此,模型的精度会对系统天线跟踪卫星带来很大影响,严重时会导致系统一直处于寻星状态而引起通讯中断^[11]。

本文使用机器人学中表示连续连杆和关节轴相互关系的 DH 方法^[12-15]建立三轴 SOTM 天线模型。在建立坐标系的条件中,标准 Denavit-Hartenberg (standard DH,SDH)方法^[16]要求 x_i 轴和 z_{i-1} 轴垂直相交,MDH 要求 x_i 轴和 z_{i+1} 轴垂直相交。本文提出的 NMDH 方法可以更加灵活地加入虚拟坐标系和辅助坐标系,而无需修改前面已建立的坐标系统,以此弥补面对复杂机器人结构系统时以上 2 种方式建模所产生的困难和错误,从而推导出准确的 SOTM 天线运动学与逆运动学模型^[17-18],用于确定真实天线系统机械结构并得到各轴的关节角。创建的系统天线模型精度高,参数少,尤其是计算复杂程度低。

1 系统描述

STOM 天线常采用两轴机械结构,因为仅使用方位轴和俯仰轴就可以扫描整个半球。这种结构成本低,系统鲁棒并且紧凑^[18]。但当 SOTM 天线的俯仰角为 90° 时,天线与水平面正交进入万向锁状态^[19],此时两轴天线无法持续跟踪卫星。因此通常在两轴 SOTM 天线机械结构上增加一个倾斜水平轴形成三轴 SOTM 天线机械平台^[20],倾斜水平轴和系统底座之间的夹角一般为 $30^\circ \sim 35^\circ$ ^[21]。

本文研究的三轴 SOTM 系统天线结构示意图及实物图如图 1^[21]和图 2 所示。整个系统安装在一个固定的底座上,底座和载体固连。通常需要使用轴承驱动底座单元进行旋转运动和机械连接。三轴天线系统分为方位子系统,水平倾斜子系统和俯仰子系统。3 个子系统各有 1 个转动轴,用于调整天线姿态,隔离载体扰动,保持天线稳定。通常使用无刷直流电机通过齿轮或皮带传动驱动各轴运动。用于收发卫星信号的天线安装在俯仰子系统上,随俯仰一起运动。

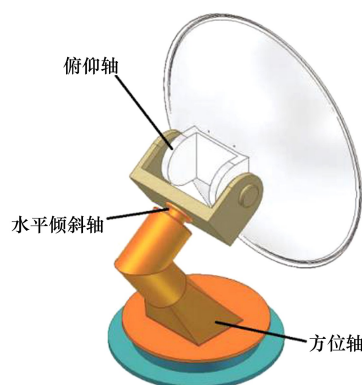


图 1 三轴动中通天线结构示意图



图 2 三轴动中通天线实物图

SOTM 系统的传感系统快速、高精度地测量并计算载体的位置和姿态^[22]。控制器根据传感系统得出的载体位置和姿态信息,再结合目标卫星的位置信息计算得到天线的指向信息后发送控制指令给各轴的驱动电机,通过驱动电机调整天线姿态,从而确保天线始终指向目标卫星。

2 SOTM 天线模型搭建

2.1 SOTM 系统坐标系

本文所用到的坐标系包括:地心地固 (earth-centered earth-fixed, ECEF) 坐标系、大地坐标系、东北天 (east-north-up, ENU) 坐标系、载体笛卡尔坐标系。

SOTM 天线系统安装在移动载体上(例如船只或飞机),用于移动载体上的卫星通信。通过 SOTM 的惯性测量单元 (inertial measurement unit, IMU)、全球导航卫星系统 (global navigation satellite system, GNSS) 可得到载体相对于所在点水平面的姿态、载

体的经纬度和高度。此外,由于 SOTM 天线指向地球同步 (geosynchronous, GEO) 卫星,则天线所指向卫星的经纬度和高度已知。由于卫星距离载体的距离远大于载体与天线质心的距离,则可近似看作载体与天线同质心,即天线与载体的经纬度和高度相同。虽然 GEO 卫星在运行过程中其轨道会进行微调,但由于其调整很小,可认为 GEO 卫星的经纬度和高度信息固定不变。

本文利用卫星位置、载体位置及姿态,通过一系列的坐标变换得到期望的天线对 GEO 卫星的指向,进而得到天线相对于载体的姿态信息。关于天线指向信息的计算主要分为以下 3 个步骤:

1) 通过载体安装的惯性导航测量单元得到载体相对于其所在点水平面的姿态信息,则载体笛卡尔坐标系相对于载体东北天坐标系的旋转矩阵为

$${}^{\text{ENU}}_{\text{car}} \mathbf{R} = \mathbf{R}_Z(\gamma_{\text{car_ENU}}) \mathbf{R}_Y(\beta_{\text{car_ENU}}) \mathbf{R}_X(\alpha_{\text{car_ENU}}) \quad (1)$$

式中, $\alpha_{\text{car_ENU}}$ 、 $\beta_{\text{car_ENU}}$ 和 $\gamma_{\text{car_ENU}}$ 分别代表载体相对于所在点水平面的航向角、俯仰角和横滚角,由载体惯性测量单元所测得数据经过计算得到。

2) 将卫星在大地坐标系的位置坐标 $P_{\text{sat_G}}$ 转换到卫星在 ECEF 坐标系的位置坐标 $P_{\text{sat_ECEF}}$ 。之后根据天线的大地坐标系坐标得到天线 - 地心之间的连线分别与 ECEF 坐标系 X, Y 平面及 X 轴的夹角为 ρ_1 和 ρ_2 , 天线与地心的距离 $L_{\text{sat_gec}}$ 为天线海拔高度与本地地球半径之和。综上可得天线所在点 ENU 坐标系与 ECEF 坐标系之间的变换矩阵为 ${}^{\text{ENU}}_{\text{ECEF}} \mathbf{T} = \mathbf{T}(\rho_1, \rho_2, L_{\text{sat_gec}})$ 。结合卫星在 ECEF 坐标系的位置坐标 $P_{\text{sat_ECEF}}$, 可得卫星在天线所在点 ENU 坐标系的坐标 $P_{\text{sat_ant_ENU}}$, 进而得到天线相对于所在点水平面指向卫星的方位角 $\alpha_{\text{ant_ENU}}$ 、俯仰角 $\beta_{\text{ant_ENU}}$ 和水平倾斜角 $\gamma_{\text{ant_ENU}}$ 。因此天线指向相对于 ENU 坐标系的旋转矩阵为

$${}^{\text{ENU}}_{\text{ant}} \mathbf{R} = \mathbf{R}_Z(\gamma_{\text{ant_ENU}}) \mathbf{R}_Y(\beta_{\text{ant_ENU}}) \mathbf{R}_X(\alpha_{\text{ant_ENU}}) \quad (2)$$

3) 由步骤 1)~2) 的计算结果可得如下方向矩阵,这个方向矩阵会用在 2.3 节的逆运动学算法中。

$${}^{\text{car}}_{\text{ant}} \mathbf{R} = {}^{\text{car}}_{\text{ENU}} \mathbf{R} {}^{\text{ENU}}_{\text{ant}} \mathbf{R} = {}^{\text{ENU}}_{\text{car}} \mathbf{R}^{\text{T}} {}^{\text{ENU}}_{\text{ant}} \mathbf{R} \quad (3)$$

2.2 SOTM 天线正向运动学模型

动中通系统天线有 3 个旋转关节,分别是方位轴、水平倾斜轴和俯仰轴。本节利用机器人学中的 MDH 方法并加以改进得到天线的运动学模型。系统天线在正常工作过程中,无需使用水平倾斜轴。然而,当俯仰角接近 90° 时,系统天线进入奇异点,

需要利用水平倾斜轴解决方位轴的转动无法改变天线指向的问题。

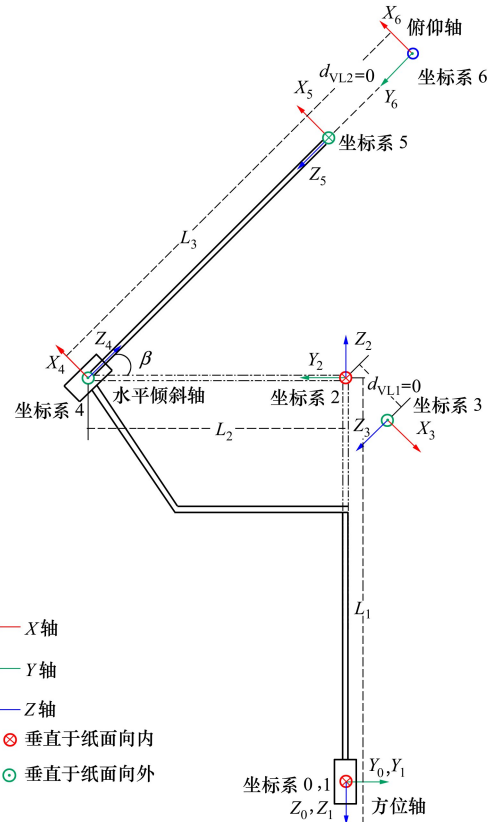


图 3 三轴动中通天线运动参数和 NMDH 方法坐标系分布

基于三轴 SOTM 天线的机械结构,本节设计得到图 3 所示的连杆坐标系配置。坐标系 0 为参考坐标系,固定在底座上。当第一个关节变量 θ_1 值为 0 时,坐标系 0 与坐标系 1 重合。此外, Z_0 轴与关节 1 轴线重合, Z_1 代表方位轴。 β 表示水平倾斜轴和方位轴之间的机械倾斜,以增加系统刚度^[21]。虽然这种偏移改善了系统的机械性能,但天线的运动学建模变得更加困难。在大多数机器人系统中,每个顺序轴之间操作臂通常选择 0° 或 90° 以简化逆运动学解,但由于这个偏移角 β 的存在,图 3 中 NMDH 方法构建了虚拟坐标系 2 以纠正天线尖端和底部之间的关系。按照 MDH 方法建立坐标系后, Z_2 和 Z_4 、 Z_4 和 Z_6 之间存在空间关系,分别沿 Z_4 和 Z_6 轴无法得到正确的连杆长度。因此,图 3 中 NMDH 方法给系统天线结构加入了辅助坐标系 3 和辅助坐标系 5。其中,坐标系 2 和坐标系 3 的原点重合,坐标系 5 和坐标系 6 的原点重合。为显示明确,图中分别用 $d_{VL1} = 0$ 、 $d_{VL2} = 0$ 表示 2 个坐标系重合。坐标系 4 和坐标系

6 分别是倾斜水平轴和俯仰轴的坐标表示, Z_4 和 Z_6 为执行器旋转轴。

相对于图 3 所配置的全局连杆坐标系,利用本文 NMDH 方法建立天线运动学模型的 D-H 表如表 1 所示。

表 1 三轴动中通天线的 D-H 表

i	α_{i-1}	a_{i-1}	d_i	θ_i
1	0	0	0	θ_1^*
2	$-\pi$	0	$-l_1$	0
3	$\left(\frac{\pi}{2}\right) + \beta$	0	0	$\frac{\pi}{2}$
4	$-\pi$	$-l_2 \sin \beta$	$l_2 \cos \beta$	$\theta_2^* + \pi$
5	$-\pi$	0	l_3	0
6	$-\left(\frac{\pi}{2}\right)$	0	0	θ_3^*

1) 根据三轴动中通系统天线 D-H 表所示的连杆参数,得到各连杆变换矩阵 ${}^{i-1}_i T$ 。

$${}^0_1 T = \begin{bmatrix} \cos \theta_1^* & -\sin \theta_1^* & 0 & 0 \\ \sin \theta_1^* & \cos \theta_1^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$${}^1_2 T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & l_1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$${}^2_3 T = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \\ \cos(\pi/2 + \beta) & 0 & -\sin(\pi/2 + \beta) & 0 \\ \sin(\pi/2 + \beta) & 0 & \cos(\pi/2 + \beta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$${}^3_4 T = \begin{bmatrix} \cos(\theta_2^* + \pi) & -\sin(\theta_2^* + \pi) & 0 & -l_2 \sin \beta \\ -\sin(\theta_2^* + \pi) & -\cos(\theta_2^* + \pi) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & -l_2 \cos \beta \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$${}^4_5 T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & -l_3 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$${}^5_6 T = \begin{bmatrix} \cos \theta_3^* & -\sin \theta_3^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_3^* & -\cos \theta_3^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

2) 由(4) ~ (9) 式可得三轴天线系统底座坐标系和末端执行器坐标系之间的总变换矩阵 ${}^0_6 T$,即正向运动学模型计算如下:

令 $\theta_1^* = \theta_1, \theta_2^* + \pi = \theta_2, \theta_3^* = \theta_3, \frac{\pi}{2} + \beta = \phi$ 。则有

$${}^0_6 T = {}^0_1 T {}^1_2 T {}^2_3 T {}^3_4 T {}^4_5 T {}^5_6 T = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & p_x \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & p_y \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & p_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中

$$\begin{aligned} r_{11} &= \cos \theta_3 (\sin \theta_1 \cos \theta_2 \cos \phi - \cos \theta_1 \sin \theta_2) + \sin \theta_1 \sin \theta_3 \sin \phi \\ r_{21} &= \cos \theta_3 (\sin \theta_1 \sin \theta_2 - \cos \theta_1 \cos \theta_2 \cos \phi) - \cos \theta_1 \sin \theta_3 \sin \phi \\ r_{31} &= -\cos \theta_2 \sin \theta_3 \cos \phi - \sin \theta_3 \cos \phi \\ r_{12} &= -\sin \theta_3 (\sin \theta_1 \cos \theta_2 \cos \phi - \cos \theta_1 \sin \theta_2) + \sin \theta_1 \cos \theta_3 \sin \phi \\ r_{22} &= -\sin \theta_3 (-\cos \theta_1 \cos \theta_2 \cos \phi + \sin \theta_1 \sin \theta_2) - \cos \theta_1 \cos \theta_3 \sin \phi \\ r_{32} &= \cos \theta_2 \sin \theta_3 \sin \phi - \cos \theta_3 \cos \phi \\ r_{13} &= \sin \theta_1 \sin \theta_2 \cos \phi + \cos \theta_1 \cos \theta_2 \\ r_{23} &= -\cos \theta_1 \sin \theta_2 \cos \phi - \sin \theta_1 \cos \theta_2 \\ r_{33} &= \sin \theta_2 \sin \phi \\ p_x &= -\sin \theta_1 \sin \phi l_3 - \sin \theta_1 \cos \phi \sin \beta l_2 + \sin \theta_1 \sin \phi \cos \beta l_2 \\ p_y &= \cos \theta_1 \sin \phi l_3 + \cos \theta_1 \cos \phi \sin \beta l_2 - \cos \theta_1 \sin \phi \cos \beta l_2 \\ p_z &= \cos \phi l_3 + \sin \phi \sin \beta l_2 + \cos \phi \cos \beta l_2 + l_1 \end{aligned}$$

2.3 SOTM 天线逆运动学模型

SOTM 天线的逆向运动学描述的是由天线末端执行器的位置和姿态到各关节坐标系的坐标之间的映射。本节天线指向多考虑姿态信息,因此使用变换矩阵中的旋转矩阵,结合天线指向坐标可得

$$\text{Point}_{\text{Ant}} R = {}^{\text{car}}_{\text{ant}} R = {}^0_1 R {}^1_2 R {}^2_3 R {}^3_4 R {}^5_6 R \quad (11)$$

1) 系统天线在正常运行过程中,只有在俯仰角达到 90° 时天线才会处于奇异状态。因此一般情况下水平倾斜轴是固定的,取 $\theta_2^* = 0$ 。

结合(10) ~ (11) 式,则

$$\begin{matrix} \text{Point} \\ \text{Ant} \end{matrix} \mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} = \quad (12)$$

$${}^0\mathbf{R}(\theta_1) {}^1\mathbf{R}(0) {}^2\mathbf{R}\left(\frac{\pi}{2}\right) {}^3\mathbf{R}(\theta_2) {}^4\mathbf{R}(0) {}^5\mathbf{R}(\theta_3) = {}^0\mathbf{R}$$

整理(12) 式可得

$$[{}^0\mathbf{R}(\theta_1)]^{-1} {}^0\mathbf{R} = {}^1\mathbf{R}(0) {}^2\mathbf{R}\left(\frac{\pi}{2}\right) {}^3\mathbf{R}(\theta_2) {}^4\mathbf{R}(0) {}^5\mathbf{R}(\theta_3) \quad (13)$$

结合(12)和(13)式可得

$$r_{13}\cos\theta_1 + r_{23}\sin\theta_1 = 1 \quad (14)$$

解得方位角逆运动学解 θ_1^* 为

$$\theta_1^* = \theta_1 =$$

$$\text{Atan2}(1, \pm \sqrt{r_{13}^2 + r_{23}^2 - 1}) - \text{Atan2}(r_{23}, r_{13}) \quad (15)$$

同理可得

$$\cos\phi\sin\theta_3 + \sin\phi\cos\theta_3 = 0 \quad (16)$$

解得俯仰角逆运动学解 θ_3^* 为

$$\theta_3^* = \theta_3 = \text{Atan2}(\sin\phi, -\cos\phi)$$

或

$$\theta_3^* = \theta_3 = \text{Atan2}(-\sin\phi, \cos\phi) \quad (17)$$

由(17)式得到 2 个 θ_3^* 的逆运动学解,表示正负 2 个方向。由于俯仰角必须在 $[0^\circ, 90^\circ]$ 之间,因此 θ_3^* 取正值。

2) 当天线进入奇异点后,改变方位轴并不能改变系统的指向。这种情况下需使用倾斜水平轴,方位轴处于固定状态, θ_3^* 取天线在进入奇异点之前最后一次运行的角度,此时 θ_1^* 已知。

展开(12) 式,分别令两边元素(1,3) 和(2,3) 相等,解得

$$\sin\theta_2 = \frac{r_{13}\sin\theta_1 + r_{23}\cos\theta_1}{\sin^2\theta_1\cos\phi - \cos^2\theta_1\cos\phi} = a \quad (18)$$

$$\cos\theta_2 = \frac{r_{23}\sin\theta_1 + r_{13}\cos\theta_1}{\cos^2\theta_1 - \sin^2\theta_1} = b \quad (19)$$

因此

$$\theta_2 = \text{Atan2}(a, b) \quad (20)$$

因此倾斜水平角逆运动学解 θ_2^* 为

$$\theta_2^* = \theta_2 - \pi = \text{Atan2}(a, b) - \pi \quad (21)$$

同理可得

$$\sin\theta_3 = \frac{r_{32}\cos\theta_2\sin\phi - r_{31}\cos\phi}{\cos^2\theta_2\sin^2\phi + \cos^2\phi} = a \quad (22)$$

$$\cos\theta_3 = -\frac{r_{31}\cos\theta_2\sin\phi + r_{32}\cos\phi}{\cos^2\theta_2\sin^2\phi - \cos^2\phi} = b \quad (23)$$

因此俯仰角逆运动解 θ_3^* 为

$$\theta_3^* = \theta_3 = \text{Atan2}(a, b) \quad (24)$$

3 仿真验证

为验证上述建模过程的正确性,使用澳大利亚昆士兰理工大学 Peter Corke 教授开发的 MATLAB Robotics Toolbox 工具箱进行数字仿真,得到三轴动中通系统天线模型初始图(见图 4)及与图 3 坐标系分布相一致的三轴动中通系统天线侧视图(见图 5)。

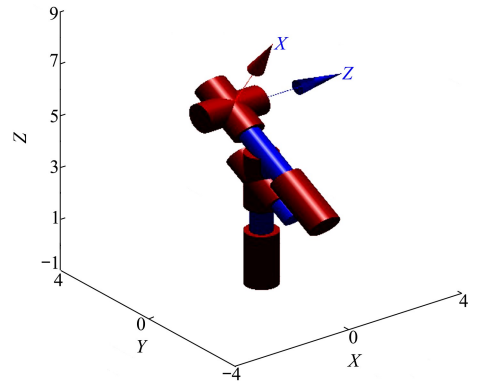


图 4 三轴动中通天线模型初始图

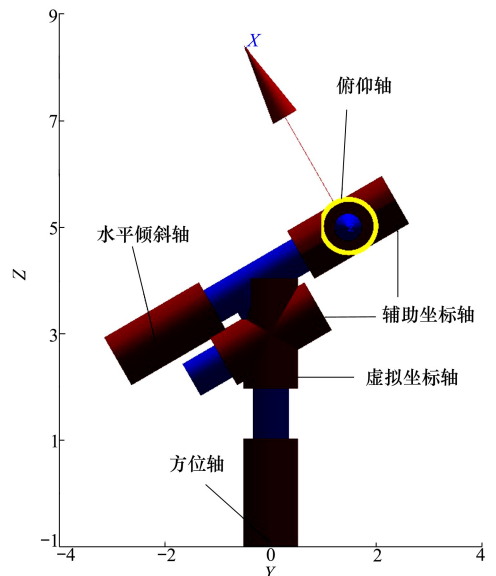


图 5 三轴动中通天线模型侧视图

取 $\beta = 30^\circ, l_1 = 3\text{ cm}, l_2 = 2\text{ cm}, l_3 = 4\text{ cm}$, 为图形阅读方便,上述取值与实际系统无关。从图中可以看出,建立的天线模型和所选取的天线运动参数相一致。需要说明的是,Robotics Toolbox 工具箱无法分辨实际物理存在的关节坐标系与建模过程中加入的虚拟坐标系和辅助坐标系,因而,本节仿真图中出现了设计过程中加入的辅助坐标轴和虚拟坐标轴。

下面分别为不同关节轴上的坐标运动。为清楚

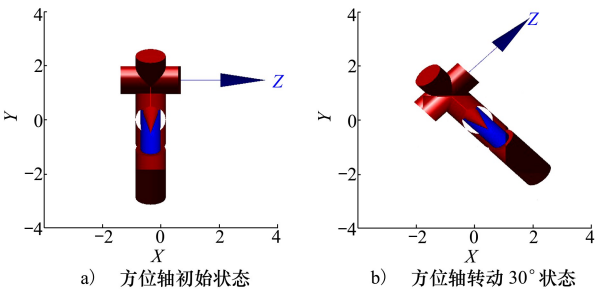


图 6 XY 视角方位轴转动示意图

由图 4~5 可得,采用 NMDH 方法建立的三轴 SOTM 模型可以准确对应其机械结构及尺寸。由图 6~8 可以看出,NMDH 方法所建模型的方位轴、水平倾斜轴和俯仰轴的转动和设定的系统天线的转动一致。上述仿真结果表明,NMDH 方法建立的三轴 SOTM 模型是正确的。

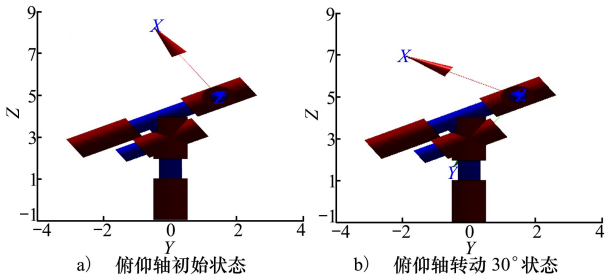


图 8 YZ 视角俯仰轴转动示意图

4 试验分析

为验证本文提出的三轴动中通系统建模方法的实际工作效果,本节使用 60 口径的 SOTM 天线,分别采用工程中常用的系统辨识模型和本文提出的 NMDH 方法模型进行试验。

4.1 试验设置

试验地点:陕西省西安市未央区草滩 8 路中国电子产业园

显示各轴的运动,分别选取了各轴在初始姿态和旋转 30°之后的姿态表示。其中,图 6 为模型从 XY 视角展示的方位轴的转动示意图,其中图 6a) 为方位轴初始状态,图 6b) 为方位轴转动 30°的状态。图 7 为模型从 XZ 视角展示的水平倾斜轴的转动示意图,其中图 7a) 为水平倾斜轴初始状态,图 7b) 为水平倾斜轴转动 30°的状态。图 8 为模型从 YZ 视角展示的俯仰轴的转动示意图,其中图 8a) 为俯仰轴初始状态,图 8b) 为俯仰轴转动 30°的状态。

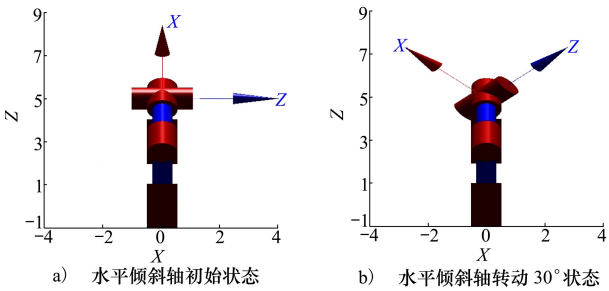


图 7 XZ 视角水平倾斜轴转动示意图

通信卫星:亚太 6D 地球同步卫星

摇摆台坐标:东经 108.847 9°,北纬 34.367 9°,高度 36 000 km

试验天气:晴,35℃,东南风 1 级

本试验所用的天线型号为 M60 三轴 SOTM 天线。天线使用 Ku 频段与卫星通信,接收频率:10.70~12.75 GHz,发射频率:13.75~14.50 GHz。摇摆台横摇范围: -10°~10°,纵摇范围: -10°~10°,航向范围: -15°~15°。天线运动范围,方位:0°~360°,俯仰:0°~90°,倾斜水平:无设置。外置 1 台笔记本电脑通过网线和 SOTM 天线相连,验证能否与卫星正常通信。图 9 为试验现场环境。



图 9 试验现场图

4.2 试验结果

首先,对基于 NMDH 方法模型的动中通系统网络连接性进行了测试,通过笔记本电脑 ping 中国电信网关。结果显示,笔记本电脑通过动中通天线与卫星建立了稳定的网络连接,在测试过程中,没有发生丢包现象。测试现场图如图 10 所示。



图 10 网络连通性测试图

其次,选择 2 台同型号三轴 SOTM 天线,其中一台定名为 M60- I,另一台定名为 M60- II。2 台设备使用相同结构的控制器进行控制。通过以下 2 个试

验对天线跟踪卫星阶段的角度变化和信号质量进行对比分析。其中接收机会对收发的卫星信号进行升降频处理,提取代表卫星信号强度的自动增益控制 (automatic gain control,AGC) 电平。

1) 试验 1

用系统辨识法对 M60- I 型号的动中通天线进行系统辨识,得到辨识模型。根据 M60 的机械结构参数,利用本文 NMDH 方法对 M60- I 进行系统建模。两者综合参数整定及工程试验法分别得到控制器参数。针对以上 2 种不同建模方式分别进行 2 次试验后进行对比分析,2 次试验分别持续 30 min。为使图形曲线对比更加清晰,首先给出其中连续 200 s 内 SOTM 的试验结果对比。图 11~12 分别为系统方位轴和俯仰轴在连续 200 s 内对卫星进行跟踪的实时指向。通过图形对比和数据分析可以得到,系统辨识法和 NMDH 方法得到的实时方位角幅值范围分别为 0.95° 和 1.16° ,方差分别为 0.04 和 0.08。实时俯仰角幅值范围分别为 0.82° 和 0.61° ,方差分别为 0.03 和 0.02。图 13~14 分别为系统天线在跟踪卫星期间测得的实时信噪比和 AGC 电平。在 200 s 内,通过系统辨识法和 NMDH 方法得到的实时 SNR 方差分别为 0.014 和 0.012,实时 AGC 方

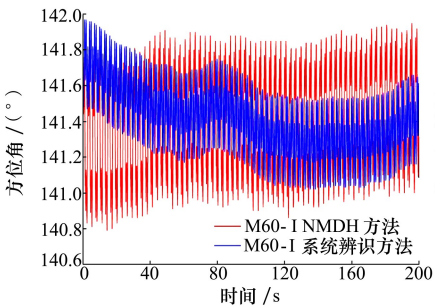


图 11 方位轴的实时跟踪指向

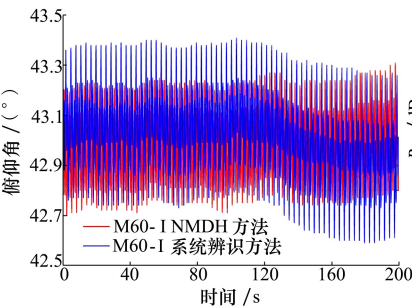


图 12 俯仰轴的实时跟踪指向

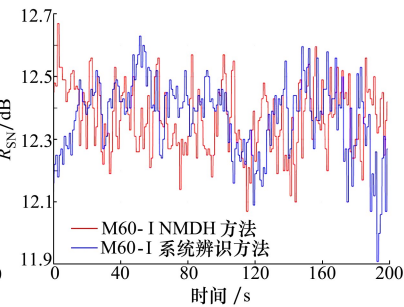


图 13 卫星跟踪期间的实时信噪比

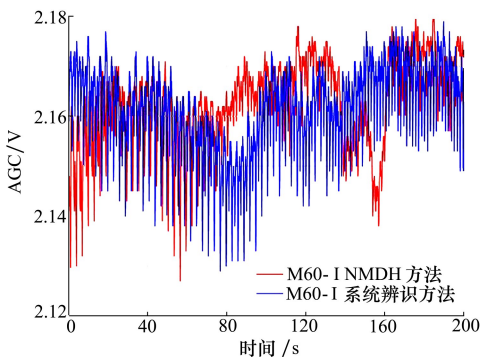


图 14 卫星跟踪期间的实时 AGC 电平

差分别为 7.3×10^{-5} 和 7.5×10^{-5} 。因此可以看出在 200 s 内,本文设计的 NMDH 方法和系统辨识法可以得到接近的天线指向精度和信号质量。

表 2 为试验 1 全过程中 SOTM 天线指向数据的统计学特征。表中,方位角和俯仰角范围的单位为度,方差无量纲。

表 3 为试验 1 全过程中 SOTM 系统通信相关数据的统计学特征。表中,信噪比期望的单位为分贝,AGC 期望的单位为伏,方差无量纲。

表 2 试验 1 全过程天线指向数据统计学特征

特征	系统辨识方法		NMDH 方法	
	方位角	俯仰角	方位角	俯仰角
范围	0.97°	0.82°	1.17°	0.63°
方差	0.04	0.03	0.06	0.02

表 3 试验 1 全过程系统通信相关数据统计学特征

特征	系统辨识方法		NMDH 方法	
	信噪比	AGC	信噪比	AGC
期望	12.22	2.16	12.43	2.16
方差	0.013	7.4×10^{-5}	0.012	7.5×10^{-5}

由表 2 和表 3 所示数据可得,试验 1 整个过程中,系统辨识方法与本文 NMDH 方法的天线指向特性和信号质量特性接近,这与图 11~14 所截取的其中连续 200 s 的试验结果相同。

由此可以得出本文所设计的 NMDH 方法和系统辨识方法获得的天线指向精度以及信号质量趋近相同。

2) 试验 2

针对 M60-II 动中通天线,首先不对其再次进行

系统辨识,用试验 1 中与 M60-I 系统辨识模型对应的控制器进行控制。由于 M60-II 与 M60-I 同型号,直接采用试验 1 中 NMDH 方法建立的 M60-I 模型,并采用试验 1 中与 NMDH 模型对应的控制器。针对以上 2 种不同的建模方式分别进行 2 次试验后进行对比分析,2 次试验分别持续 30 min。为使图形曲线对比更加清晰,首先给出其中连续 200 s 内 SOTM 的试验结果对比。图 15~16 分别为系统方位轴和俯仰轴在连续 200 s 内对卫星进行跟踪的实时指向。通过图形对比和数据分析可以得到针对 M60-II,系统辨识法和 NMDH 方法获得的实时方位角幅值范围分别为 4.08°和 1.1°,方差分别为 1.8 和 0.08。从图 15 可以看出,采用 NMDH 方法模型时的方位角波动范围明显小于采用系统辨识模型时的方位角波动范围。实时俯仰角幅值范围分别为 0.87°和 0.69°,方差分别为 0.032 和 0.023。由图 16 可得出与方位角类似的结论,采用 NMDH 方法模型时,俯仰角波动范围较小。因此可以看出,在 200 s 内,相较于系统辨识模型,采用 NMDH 方法模型时,动中通天线对卫星的跟踪效果更好。

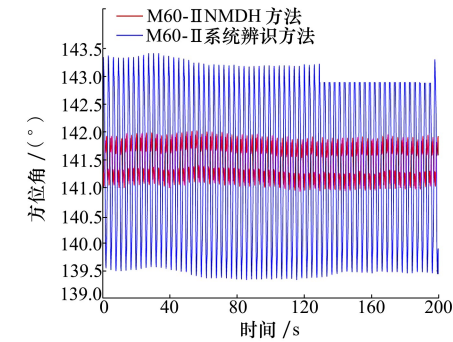


图 15 方位轴的实时跟踪指向

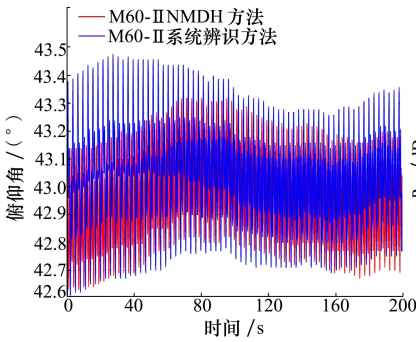


图 16 俯仰轴的实时跟踪指向

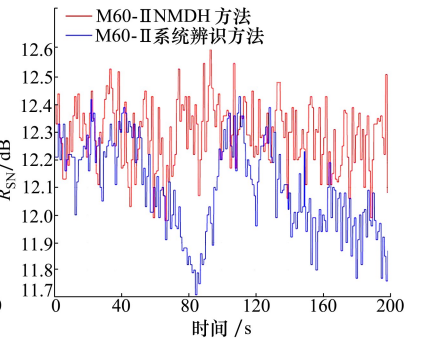


图 17 卫星跟踪期间的实时信噪比

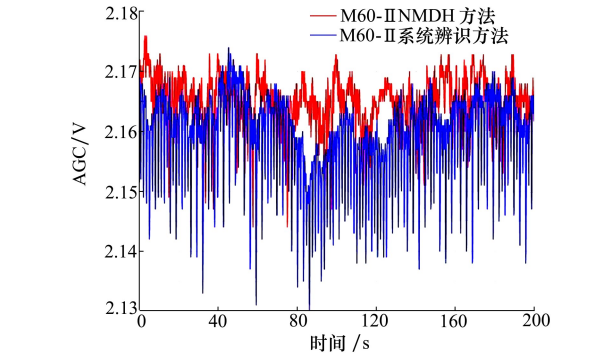


图 18 卫星跟踪期间的实时 AGC 电平

图 17~18 分别为系统天线在跟踪卫星期间测得的实时信噪比和 AGC 电平。在 200 s 内,通过系统辨识法和 NMDH 方法得到的实时 SNR 方差分别为 0.03 和 0.01,实时 AGC 方差分别为 5.4×10^{-5} 和 2.06×10^{-5} 。从图中可以看出,在 200 s 内,相较于系统辨识模型,采用 NMDH 方法模型时,SOTM 系统可以获得更优的信号质量,这与 SOTM 天线指向的结果一致。

表 4 为试验 2 全过程中 SOTM 天线指向数据的统计学特征。表中,方位角和俯仰角范围的单位为度,方差无量纲。

表 4 试验 2 全过程天线指向数据统计学特征

特征	系统辨识方法		NMDH 方法	
	方位角	俯仰角	方位角	俯仰角
范围	4.11°	0.89°	1.12°	0.72°
方差	1.7	0.031	0.06	0.02

表 5 为试验 2 全过程中 SOTM 系统通信相关数据的统计学特征。表中,信噪比期望的单位为分贝,AGC 期望的单位为伏,方差无量纲。

表 5 试验 2 全过程系统通信相关数据统计学特征

特征	系统辨识方法		NMDH 方法	
	信噪比	AGC	信噪比	AGC
期望	12.08	2.156	12.37	2.163
方差	0.029	6.1×10^{-5}	0.013	2.7×10^{-5}

由表 4~5 所示数据可得,试验 2 整个过程中,采用系统辨识方法时,天线的指向精度明显降低,同时系统的信号质量也明显下降;采用本文 NMDH 方法时,相对于系统辨识方法,天线指向精度更高,信号质量更优,与试验 1 的天线指向精度和信号质量接近。这与图 15~18 所截取的其中连续 200 s 的试验结果相同。因此,本文所设计的 NMDH 方法较系统辨识方法能够获得更高的天线指向精度以及更优的信号质量。

综合试验 1 和试验 2,针对特定的设备,当采用系统辨识方法设计控制系统时,天线指向的控制效

果良好,指向波动范围较小,从而使得动中通系统通信效果良好。但是,如果更换设备,即使采用相同的设计文档、零部件和加工工艺,如果不重新对新设备进行模型辨识和控制器参数整定,则会导致天线指向波动变大,跟踪卫星精度降低,进而使动中通系统通信效果变差。对于 NMDH 建模方法,其建模过程针对同一机械设计文档,并不针对特定的设备,建模和控制器设计只需进行一次,因而对于同型号的不同设备,动中通天线跟踪卫星的精度和通信质量不会发生明显变化。

5 结 论

本文基于机器人学 MDH 方法,针对三轴 SOTM 天线机械结构特性和 MDH 建立复杂机械结构模型坐标系的局限性,提出一种 NMDH 三轴 SOTM 天线建模方法。NMDH 方法通过增加虚拟坐标系和辅助坐标系建立了系统的全局坐标系,得到 SOTM 系统的末端执行天线,各关节轴和底座之间的位姿关系。根据上述关系建立了三轴动中通天线正向运动学模型,并计算得出相应的逆向运动学模型。本文通过仿真对所建立模型的正确性进行了验证。通过试验对本文提出的建模方案和工程应用常用的系统辨识建模方案进行了对比分析。试验结果表明,本文提出的 NMDH 方法能够克服系统辨识法可移植性差的缺点,获得与系统辨识法一致的指向精度和信号质量,证明了本文提出方案的有效性。

参考文献:

[1] VADIM S, RADEK D, VACLAV K, et al. Missile guidance systems for UAS landing application[C]//2016 17th International Conference on Mechatronics-Mechatronika, Prague, 2016

[2] 姜君. 用于移动载体卫星通信的动中通系统若干关键问题研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2012
JIANG Jun. Research on several key problems of mobile satellite communication system used on moving carrier[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2012 (in Chinese)

[3] GUNNAR R, JAMES D. Servo requirements for FCC VMES compliance: servo performance levels required to meet FCC VMES pointing requirements for Satcom-on-the-Move antenna on ground vehicles[C]//2010 Military Communications Conference, San Jose, 2010

[4] WEN C, TAN M, SU W. An H_2/H_∞ control design for mobile satcom antenna servo systems[C]//2016 35th Chinese Control Conference, Chengdu, 2016

[5] 陆叶, 邓桐彬, 蒋忠伟, 等. 基于自抗扰算法的“动中通”系统控制策略[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(3), 63-66
LU Ye, DENG Tongbin, JIANG Zhongwei, et al. An active disturbance rejection control strategy for SOTM servo control system [J]. Computer Measurement & Control, 2017, 25(3): 63-66 (in Chinese)

- [6] 李耀. 动中通伺服控制系统的设计与实现[D]. 天津: 天津大学, 2015
LI Yao. Design and implementation of servo system for satellite communication in motion[D]. Tianjin: Tianjin University, 2015 (in Chinese)
- [7] SINA K. Modelling and stabilization of a three-axis ship-mounted mobile antenna system[J]. Journal of Engineering for the Maritime Environment, 2016, 231(2), 533-541
- [8] XIE J, QIANG W, LIANG B, et al. Inverse kinematics problem for 6-DOF space manipulator based on the theory of screws[C] //2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, Sanya, 2007
- [9] 吴磊, 史仪凯, 王萑. 四自由度机械手臂运动学分析及雅可比矩阵求解[J]. 机械科学与技术, 2009, 28(6): 764-767
WU Lei, SHI Yikai, WANG Huan. Kinematics analysis and the Jacobian matrix solution for a four degree of freedom (4-DOF) mechanical arm[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(6): 764-767 (in Chinese)
- [10] ROHIT M. On-satellite testing of mobile communication antennas for compliance to VMES, ESV, and other pointing accuracy requirements[C] //2011 Military Communications Conference, Baltimore, 2011
- [11] MUSTAFA C, OGUZ H, SETA B, et al. Cascade control of SATCOM on the Move(SOTM) antennas with Jacobian operator[C] //2019 7th International Conference on Control, Mechatronics and Automation, Delft, 2019
- [12] CHEN H, MA H, JIANG H, et al. Kinematic modeling of 3P2R welding robot based on D-H parameters[C] //2021 3rd International Conference on Computer, Communications and Mechatronics Engineering, Xiamen, 2021
- [13] ZANG Q, ZHU Q, TU Z, et al. Kinematics analysis and simulation of 6R industrial robot[C] //2020 International Conference on Guidance, Navigation and Control, Tianjin, 2020
- [14] BIAN Z, YE Z, MU W. Kinematic analysis and simulation of 6-DOF industrial robot capable of picking up die-casting products [C] //2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems, Beijing, 2016
- [15] KAMALDIP G, JATIN S, ANKITKUMAR S, et al. An arm robot for simplified robotic pedagogy: fabrication method, DH theory and verification through MATLAB and robot analyzer [C] // 2nd International Conference on Electronics, Biomedical Engineering, and Health Informatics, Surabaya, 2021
- [16] OGUZ H, MUSTAFA C, UGUR T. Kinematics and tracking control of a four axis antenna for Satcom on the Move[C] //The 2018 International Power Electronics Conference, Niigata, 2018
- [17] XIAO F, LI G, JIANG D, et al. A effective and unified method to derive the inverse kinematics formulas of general six-DOF manipulator with simple geometry[J]. Mechanism and Machine Theory, 2021, 159: 104365
- [18] LIU Y, XI J, BAI H, et al. A general robot inverse kinematics solution method based on improved PSO algorithm[J]. IEEE Access, 2021, 9: 32341-32350
- [19] MOHAMED H, MOUSTAFA E, ROSHDY A, et al. SATCOM on-the-Move antenna tracking survey[C] //2021 9th International Japan-Africa Conference on Electronics, Communications, and Computations, Alexandria, 2021
- [20] IBRAHIM K. MIMO control of three-axis ship-mounted mobile antenna systems[J]. International Journal of Control, 2018, 91(2): 346-358
- [21] JAMES D. Control systems for mobile satcom antennas[J]. IEEE Control Systems Magazine, 2008, 28(1): 86-101
- [22] JAN N, MICHAL B, MARTIN A, et al. Computationally fast dynamical model of a SATCOM antenna suitable for extensive optimization tasks[J]. Advance in Military Technology, 2019, 14(1), 21-30

A kinematic modeling scheme of three-axis "Satcom-on-the-Move" antenna based on modified Denavit-Hartenberg method

REN Jiao¹, JI Xiaoxiang¹, LI Jianghong¹, HAN Lei², WU Yafeng¹

(1.School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.College of Communications Engineering, Army Engineering University of PLA, Nanjing 210007, China)

Abstract: The current three-axes Satcom-on-the-Move(SOTM) antenna modeling method has some shortcomings, such as low model accuracy, poor portability and so on. In order to solve the above-mentioned shortcomings, a new modified Denavit-Hartenberg(NMDH) kinematics modeling scheme for the three-axes SOTM antenna was proposed. To overcome the modeling difficulties caused by the inherent mechanical structure of the antenna, and meet the requirements of the modified Denavit-Hartenberg(MDH) method, the virtual coordinate system and auxiliary coordinate systems are designed and added respectively on the basis of the MDH method, the forward kinematics model and inverse kinematics solution of the three-axes SOTM antenna are obtained. The correctness of the NMDH modeling scheme is verified by digital simulation. Finally, the system tests are carried out. The test results show that the NMDH modeling scheme proposed in this paper achieves good effect of antenna tracking satellite, and has stronger portability than the system identification modeling method commonly used in engineering.

Keywords: three-axis Satcom-on-the-Move antenna; new modified Denavit-Hartenberg method (NMDH); virtual frame; auxiliary frame; kinematic model

引用格式:任娇, 冀晓翔, 李江红, 等. 一种基于改进 Denavit-Hartenberg 方法的三轴“动中通”天线运动学建模方案[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(3): 518-528

REN Jiao, JI Xiaoxiang, LI Jianghong, et al. A kinematic modeling scheme of three-axis "Satcom-on-the-Move" antenna based on modified Denavit-Hartenberg method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(3): 518-528 (in Chinese)