

文章编号: 1671-0576(2024)02-0045-05

星上天线波束指向角的简化算法

彭 澎, 范明慧, 董国英, 顾 杰

(上海无线电设备研究所, 上海 201109)

摘 要: 介绍了一种星上天线波束指向角的简化算法。该算法通过建立当前时刻与CGCS2000坐标系重合的惯性坐标系, 实现CGCS2000坐标系到轨道坐标系的直接转换。和星上天线波束指向角通用算法相比, 该算法不需要计算随时间持续变化的J2000惯性坐标系到CGCS2000坐标系的转换矩阵, 更不用考虑章动岁差模型与极移模型的选取所带来的计算误差。仿真计算结果表明: 两种算法的计算误差均在米级, 而简化算法大幅降低了乘法和加法运算的次数, 在计算误差与计算量上都能满足星上计算的需求。

关键词: 波束指向角; J2000惯性坐标系; 坐标转换

中图分类号: TN957.52

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1671-0576.2024.02.008

Simplified Algorithm of Beam Pointing Angle for On-board Antenna

PENG Peng, FAN Minghui, DONG Guoying, GU Jie

(Shanghai Radio Equipment Research Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: A simplified algorithm of beam pointing angle for on-board antenna was introduced. The algorithm established the inertial coordinate system which coincided with the CGCS2000 coordinate system at the current time, and the direct transformation from CGCS2000 coordinate system to the orbit coordinate system was realized. Compared with the general on-board beam pointing algorithm, the proposed algorithm does not need to calculate the time-varying conversion matrix from J2000 inertial coordinate system to CGCS2000 coordinate system, and does not need to consider the calculation error caused by the selection of the nutation-precession model and the pole shift model. The simulation results show that the calculation errors of the two algorithms are in the meter level, and the simplified algorithm greatly reduces the times of multiplication and addition, and can meet the needs of on-board calculation in terms of calculation error and calculation amount.

Key words: beam pointing angle; J2000 inertial coordinate system; coordinate conversion

0 引言

随着通信技术的发展,通信网络的覆盖范围由原有的城市区域不断向外扩展,网络通信系统利用星地协同的网络通信方式解决特殊地区,如荒漠、海洋等,难以铺设地面通信站的问题^[1]。卫星根据轨道高度可以分为低轨、中轨、高轨三类。低轨卫星通信具有链路损耗小和传输时延短的优势,是星地通信的最佳选择。但是低轨卫星运行速度快、运行姿态不稳定。本文将相控阵天线应用于低轨卫星通信,利用相控阵天线波束跟踪快、抗干扰能力强、波束跟踪不产生机械扰动的优点,通过快速准确地计算出相控阵天线的波束指向角,在卫星与地面通信站的通信时间内,保证星上天线波束不受卫星运行速度和姿态变化的影响,一直准确指向地面通信站,实现星地稳定通信^[2]。

1 波束指向角计算

1.1 星地网络通信系统组成

星地网络通信系统组成如图 1 所示。

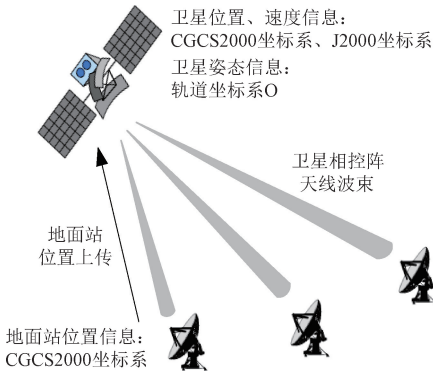


图 1 星地网络通信系统组成

地面通信站(简称为地面站)根据本地存储的卫星轨道信息,在约定的通信时隙向卫星传输自身位置信息。卫星在约定时隙接收地面站发送的自身位置信息,结合卫星自身的姿态、位置、速度等信息,通过星上计算,控制相控阵天线波束指向地面站并进行后续通信。输出的卫星姿态信息采用轨道坐标系 O,卫星位置信息和速度信息采用 J2000 惯性坐标系(简称 J2000 坐标系)与 CGCS2000 坐标系,地面站输出的位置信息采用

CGCS2000 坐标系。

1.2 波束指向角的通用算法

计算卫星相控阵天线的波束指向角,需要通过坐标转换将卫星天线波束指向地面站的方向矢量变换到以相控阵天线为原心的天线坐标系中去,根据变换后的方向矢量进行波束选择,使得相控阵天线的波束指向地面站。

进行坐标系变换,通常的做法是将轨道坐标系 O 转换到 J2000 坐标系,再转换到 CGCS2000 坐标系,以建立卫星与地面站之间的联系。

J2000 坐标系下的卫星位置矩阵 $\mathbf{r}_{\text{sat}_J}$ 和速度矩阵 $\mathbf{v}_{\text{sat}_J}$ 表示为

$$\mathbf{r}_{\text{sat}_J} = [X_{\text{sat}_J} \quad Y_{\text{sat}_J} \quad Z_{\text{sat}_J}] \quad (1)$$

$$\mathbf{v}_{\text{sat}_J} = [V_{X,\text{sat}_J} \quad V_{Y,\text{sat}_J} \quad V_{Z,\text{sat}_J}] \quad (2)$$

式中: $X_{\text{sat}_J}, Y_{\text{sat}_J}, Z_{\text{sat}_J}$ 分别为卫星在 J2000 坐标系下的 X 轴、Y 轴、Z 轴方向的位置分量; $V_{X,\text{sat}_J}, V_{Y,\text{sat}_J}, V_{Z,\text{sat}_J}$ 分别为卫星在 J2000 坐标系下的 X 轴、Y 轴、Z 轴方向的速度分量。

卫星 J2000 坐标系到轨道坐标系 O 的转换矩阵 \mathbf{H}_{J2O} ^[3] 可以表示为

$$\mathbf{H}_{J2O} = [\mathbf{e}_X^T \quad \mathbf{e}_Y^T \quad \mathbf{e}_Z^T]^T \quad (3)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{e}_Z = -\mathbf{r}_{\text{sat}_J} / |\mathbf{r}_{\text{sat}_J}| \\ \mathbf{e}_{Y_{\text{temp}}} = \mathbf{e}_Z \otimes \mathbf{v}_{\text{sat}_J} \\ \mathbf{e}_Y = \mathbf{e}_{Y_{\text{temp}}} / |\mathbf{e}_{Y_{\text{temp}}}| \\ \mathbf{e}_X = \mathbf{e}_Y \otimes \mathbf{e}_Z \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{e}_X, \mathbf{e}_{Y_{\text{temp}}}, \mathbf{e}_Y, \mathbf{e}_Z$ 均为中间变量; T 为矩阵转置运算符; $|\cdot|$ 为矩阵取模运算符; \otimes 为叉乘运算符。

建立了 J2000 坐标系与轨道坐标系 O 的转换关系后,由于地面站的位置信息采用的是 CGCS2000 坐标系,因此仍需将 J2000 坐标系转换到 CGCS2000 坐标系。J2000 坐标系到 CGCS2000 坐标系的转换矩阵 \mathbf{H}_{J2C} ^[4] 可表示为

$$\mathbf{H}_{J2C} = \mathbf{W}(t) \mathbf{R}(t) \mathbf{Q}(t) \quad (5)$$

式中: $\mathbf{W}(t)$ 为极移矩阵; $\mathbf{R}(t)$ 为地球自转矩阵; $\mathbf{Q}(t)$ 为章动岁差矩阵。由式(5)可知,计算 \mathbf{H}_{J2C} 需要完成 3 个 3×3 矩阵的连乘,并且这 3 个矩阵都与时间有关,因此 \mathbf{H}_{J2C} 也会随着时间持续变化。考虑到星上资源受限,在实际应用中,

\mathbf{H}_{J2C} 的获取通常采用近似计算,这会大大增加最终计算结果的误差。

CGCS2000 坐标系的卫星位置矩阵 $\mathbf{r}_{\text{sat}_C}$ 和地面站位置矩阵 $\mathbf{r}_{\text{gro}_C}$ 可表示为

$$\mathbf{r}_{\text{sat}_C} = [X_{\text{sat}_C} \quad Y_{\text{sat}_C} \quad Z_{\text{sat}_C}] \quad (6)$$

$$\mathbf{r}_{\text{gro}_C} = [X_{\text{gro}_C} \quad Y_{\text{gro}_C} \quad Z_{\text{gro}_C}] \quad (7)$$

式中: $X_{\text{sat}_C}, Y_{\text{sat}_C}, Z_{\text{sat}_C}$ 分别为卫星在 CGCS2000 坐标系下的 X 轴、 Y 轴、 Z 轴方向的位置分量; $X_{\text{gro}_C}, Y_{\text{gro}_C}, Z_{\text{gro}_C}$ 分别为地面站在 CGCS2000 坐标系下的 X 轴、 Y 轴、 Z 轴方向的位置分量。

根据卫星和地面站位置信息,可以获得 CGCS2000 坐标系下卫星天线波束指向地面站的方向矢量矩阵

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_C &= \mathbf{r}_{\text{gro}_C}^T - \mathbf{r}_{\text{sat}_C}^T \\ &= \begin{bmatrix} X_{\text{gro}_C} \\ Y_{\text{gro}_C} \\ Z_{\text{gro}_C} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{\text{sat}_C} \\ Y_{\text{sat}_C} \\ Z_{\text{sat}_C} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

由于卫星姿态信息采用轨道坐标系 O ,因此需要将 CGCS2000 坐标系下的卫星天线波束指向地面站的方向矢量矩阵 \mathbf{R}_C 转换为卫星轨道坐标系 O 下的方向矢量矩阵 \mathbf{R}_O 。其转换方程为

$$\mathbf{R}_O = \mathbf{H}_{C2O} \mathbf{R}_C \quad (9)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{H}_{C2O} = \mathbf{H}_{J2O} \mathbf{H}_{C2J} \\ \mathbf{H}_{C2J} = \mathbf{H}_{J2C}^T \end{cases} \quad (10)$$

式中: \mathbf{H}_{C2O} 为 CGCS2000 坐标系到卫星轨道坐标系 O 的转换矩阵; \mathbf{H}_{J2O} 为 J2000 坐标系到卫星轨道坐标系 O 的转换矩阵; \mathbf{H}_{C2J} 为 CGCS2000 坐标系到 J2000 坐标系的转换矩阵。

获得轨道坐标系 O 下的卫星天线波束指向地面站的方向矢量矩阵 \mathbf{R}_O 后,根据卫星轨道坐标系 O 下的俯仰角 θ_O 、偏航角 φ_O 、滚动角 γ_O 进行坐标转换,将方向矢量矩阵 \mathbf{R}_O 变换到卫星本体坐标系 B ^[5-6] 下,该方向矢量矩阵记为 \mathbf{R}_B ,有

$$\mathbf{R}_B = \mathbf{H}_{\text{ATTI}} \mathbf{R}_O \quad (11)$$

其中

$$\mathbf{H}_{\text{ATTI}} = \mathbf{H}_\theta \mathbf{H}_\varphi \mathbf{H}_\gamma \quad (12)$$

$$\mathbf{H}_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta_O & 0 & -\sin \theta_O \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_O & 0 & \cos \theta_O \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{H}_\varphi = \begin{bmatrix} \cos \varphi_O & \sin \varphi_O & 0 \\ -\sin \varphi_O & \cos \varphi_O & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{H}_\gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_O & \sin \gamma_O \\ 0 & -\sin \gamma_O & \cos \gamma_O \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: \mathbf{H}_{ATTI} 为卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的姿态转换矩阵; $\mathbf{H}_\theta, \mathbf{H}_\varphi, \mathbf{H}_\gamma$ 分别为俯仰角转换矩阵、偏航角转换矩阵、滚动角转换矩阵。

由于天线在卫星上的安装位置没有统一的规定,因此,假设卫星本体坐标系到卫星天线坐标系的转换矩阵为 \mathbf{H}_{ANA} ,则可以将卫星本体坐标系下的方向矢量矩阵 \mathbf{R}_B 转换到卫星天线坐标系下,该方向矢量矩阵记为 \mathbf{R}_A ,有

$$\mathbf{R}_A = [X_A \quad Y_A \quad Z_A]^T = \mathbf{H}_{\text{ANA}} \mathbf{R}_B \quad (16)$$

式中: X_A, Y_A, Z_A 分别为地面站投影在卫星天线坐标系下的 X 轴、 Y 轴、 Z 轴方向的位置分量。

相控阵天线波束指向的离轴角 α 定义为波束指向偏离天线阵面法线(即天线坐标系 Y 轴)的角度,其取值范围为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 。旋转角 β 定义为波束指向在天线阵面上的投影逆时针旋转偏离天线坐标系 X 轴的角度,其取值范围为 $0^\circ \sim 360^\circ$ 。天线坐标系下波束指向的离轴角与旋转角示意图如图 2 所示。

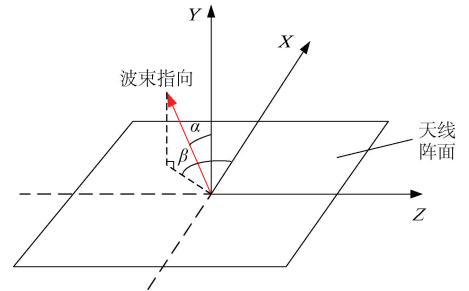


图 2 天线坐标系下的波束指向离轴角与旋转角示意图

根据 \mathbf{R}_A 可以计算获得波束指向所对应的离轴角 α 与旋转角 β ^[7],其表达式分别为

$$\alpha = \text{atan2}(\sqrt{(X_A)^2 + (Z_A)^2}, Y_A) \quad (17)$$

$$\beta = \text{atan2}(-Z_A, X_A) \quad (18)$$

式中: $\text{atan2}(\cdot)$ 为四象限反正切函数。

获取离轴角 α 与旋转角 β 后,就可以通过控制这两个角度使相控阵天线波束指向地面站。

1.3 波束指向角的简化算法

卫星相控阵天线的波束指向角通用算法涉及多个坐标系,分别为 J2000 坐标系、CGCS2000 坐标系、轨道坐标系 O、卫星本体坐标系 B、天线坐标系 A。其中,J2000 坐标系与 CGCS2000 坐标系的转换矩阵 \mathbf{H}_{J2C} 是随着时间持续变化的,且该矩阵计算量大。同时, \mathbf{H}_{J2C} 也是波束指向角计算中的重要误差来源,因此需要对其计算过程进行优化,降低 \mathbf{H}_{J2C} 对算法计算误差及计算量的影响,完成波束指向计算。

设卫星当前时刻为 T_{orb} ,则 T_{orb} 时刻卫星在 CGCS2000 坐标系下的速度矩阵 \mathbf{v}_{sat_C} 可以表示为

$$\mathbf{v}_{sat_C} = [V_{X,sat_C} \quad V_{Y,sat_C} \quad V_{Z,sat_C}] \quad (19)$$

式中: $V_{X,sat_C}, V_{Y,sat_C}, V_{Z,sat_C}$ 分别为卫星在 CGCS2000 坐标系下的 X 轴、Y 轴、Z 轴方向的速度分量。

建立一个在 T_{orb} 时刻与 CGCS2000 坐标系完全重合的惯性坐标系 I。则在 T_{orb} 时刻,卫星在惯性坐标系 I 下的位置矩阵 \mathbf{r}_{sat_I} 与 CGCS2000 坐标系下的位置矩阵 \mathbf{r}_{sat_C} 完全一致。结合地球自转角速度 ω_e 引起的牵连速度,可以得到在 T_{orb} 时刻惯性坐标系 I 下的卫星位置矩阵 \mathbf{r}_{sat_I} 和速度矩阵 \mathbf{v}_{sat_I} ^[8],其表达式分别为

$$\mathbf{r}_{sat_I} = \mathbf{r}_{sat_C} = [X_{sat_C} \quad Y_{sat_C} \quad Z_{sat_C}] \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{sat_I} &= \mathbf{v}_{sat_C} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{r}_{sat_I}^T \\ &= \begin{bmatrix} V_{X,sat_C} \\ V_{Y,sat_C} \\ V_{Z,sat_C} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{sat_C} \\ Y_{sat_C} \\ Z_{sat_C} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} V_{X,sat_C} - \omega_e Y_{sat_C} \\ V_{Y,sat_C} + \omega_e X_{sat_C} \\ V_{Z,sat_C} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (21)$$

基于 \mathbf{r}_{sat_I} 与 \mathbf{v}_{sat_I} ,可以得到卫星惯性坐标系 I 到轨道坐标系 O 的转换矩阵

$$\mathbf{H}_{I2O_simp} = [\mathbf{e}_{X,simp}^T \quad \mathbf{e}_{Y,simp}^T \quad \mathbf{e}_{Z,simp}^T]^T \quad (22)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{e}_{Z,simp} = -\mathbf{r}_{sat_I} / |\mathbf{r}_{sat_I}| \\ \mathbf{e}_{Y_temp,simp} = \mathbf{e}_{Z,simp} \otimes \mathbf{v}_{sat_I} \\ \mathbf{e}_{Y,simp} = \mathbf{e}_{Y_temp,simp} / |\mathbf{e}_{Y_temp,simp}| \\ \mathbf{e}_{X,simp} = \mathbf{e}_{Y,simp} \otimes \mathbf{e}_{Z,simp} \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\mathbf{e}_{X,simp}, \mathbf{e}_{Y_temp,simp}, \mathbf{e}_{Y,simp}, \mathbf{e}_{Z,simp}$ 均为中间变量。

由上文的假设可知,在 T_{orb} 时刻,惯性坐标系 I 与 CGCS2000 坐标系完全重合,因此可以基于该假设推导出 CGCS2000 坐标系到轨道坐标系 O 的转换矩阵 \mathbf{H}_{C2O_simp} 与卫星惯性坐标系 I 到轨道坐标系 O 的转换矩阵 \mathbf{H}_{I2O_simp} 一致,即 $\mathbf{H}_{C2O_simp} = \mathbf{H}_{I2O_simp}$ 。

在 CGCS2000 坐标系下,进一步将 T_{orb} 时刻的卫星天线波束指向地面站的方向矢量矩阵 \mathbf{R}_{C_simp} 转换到卫星轨道坐标系 O 中,则对应的方向矢量矩阵

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{O_simp} &= \mathbf{H}_{C2O_simp} \mathbf{R}_{C_simp} \\ &= \mathbf{H}_{I2O_simp} \mathbf{R}_{C_simp} \end{aligned} \quad (24)$$

获得 \mathbf{R}_{O_simp} 后,根据卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的姿态转换矩阵 \mathbf{H}_{ATTI} 及卫星本体坐标系到卫星天线坐标系的转换矩阵 \mathbf{H}_{ANA} ,即可获得波束指向角的计算结果。

2 计算量及计算结果对比

从波束指向角通用算法与简化算法的计算流程来看,两种算法的主要区别在于 CGCS2000 坐标系到轨道坐标系 O 的转换矩阵的获取方式。在通用算法中,先生成从 CGCS2000 坐标系到 J2000 坐标系的转换矩阵 \mathbf{H}_{C2J} ,再生成 J2000 坐标系到轨道坐标系 O 的转换矩阵 \mathbf{H}_{J2O} ,进而得到 \mathbf{H}_{C2O} ;在简化算法中,先建立当前时刻的惯性坐标系 I,再直接生成从 CGCS2000 坐标系到轨道坐标系 O 的转换矩阵 \mathbf{H}_{C2O_simp} ,这大幅降低了计算量,简化了算法流程。

分别采用通用算法与简化算法,计算在轨道坐标系 O 下的卫星天线波束指向地面站的方向矢量矩阵 \mathbf{R}_O 与 \mathbf{R}_{O_simp} ,并比较两者差异。两种算法的距离误差计算结果比较如图 3 所示。

由图 3 可知,两种算法的计算结果差异的量级在米级。对比星地之间最少几百公里的距离,该计算误差基本可以忽略。通用算法与简化算法计算量对比如表 1 所示。

由表 1 可以看出,简化算法大幅降低了乘法和加法运算次数,运算量分别降低了 84.9%,89.7%,节约了大量的星上计算资源,缩短了计算时间。

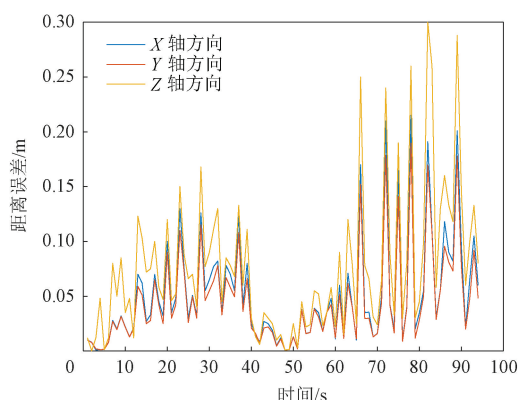


图 3 通用算法与简化算法的距离误差计算结果比较图

表 1 通用算法与简化算法计算量对比

算法	运算次数		
	乘法	除法	加法
通用算法	93	6	87
简化算法	14	6	9

综上所述,简化算法在计算误差与计算量上都能满足星上计算的需求。

3 结论

本文介绍了星上天线波束指向角的简化算法,该算法与星上天线波束指向角通用算法最大的区别在于转换坐标系的选择。通用算法采用 J2000 坐标系,该坐标系与时间密切相关,且坐标

转换过程中涉及地球极移模型和章动岁差模型的选取问题,计算过程复杂;简化算法通过建立当前时刻与 CGCS2000 坐标系重合的惯性坐标系 I,避免了通用算法中的复杂模型的选取与计算消耗,实现了从 CGCS2000 坐标系到轨道坐标系 O 的快速转换。

参考文献

[1] 汪春霆,翟立君,徐晓帆. 天地一体化信息网络发展与展望[J]. 无线电通信技术, 2020, 36(2): 493-504.

[2] 阎鲁滨. 星载相控阵天线的技术现状及发展趋势[J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 11-16.

[3] 李广宇. 天球参考系变换及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2010.

[4] 张挥卫,郑勇,马高峰. GCRS 与 ITRS 之间的坐标转换研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(1): 63-67.

[5] 高龙超. 定向通信系统天线波束指向误差分析[J]. 航空电子技术, 2021, 52(4): 56-61.

[6] 张毅,肖龙旭,王顺宏. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2005: 5-30.

[7] 郝辉,李雪瑞,舒健生,等. 导弹常用空间直角坐标系间转换方法[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(2): 18-20.

[8] 严恭敏,戴晨杰,陈若彤. 地球自转模型误差对高精度惯导系统定位精度的影响分析[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(2): 153-158.

(上接第 28 页)

[6] 刘荔娜. 基于 LDRA TBrun 软件集成测试的研究[J]. 电脑与电信, 2020(4): 64-67.

[7] 黄晨,董燕,于倩,等. 基于目标码的测试覆盖不可达分析方法[J]. 测控技术, 2017, 36(1): 100-

103, 107.

[8] 刘高军,钱程. 基于边界值分析法的 CNONIX 标准测试用例生成方法研究[J]. 工业技术创新, 2015, 2(2): 228-233.

(上接第 44 页)

[6] JOHNSON D, MALTZ D. Dynamic source routing in ad hoc wireless networks[J]. Mobile Computing, 1996, 335(1): 153-181.

[7] PERKINS C E, BELDING-ROYER E M, DAS S R. Ad hoc on-demand distance vector (AODV

routing[Z]. Reston: The Internet Society, 2003.

[8] 陈勇. 有限状态机的建模与优化设计[J]. 重庆工学院学报(自然科学版), 2007, 21(5): 55-58.

[9] 李森. 面向 FPGA 的 DSR 路由表项设计与实现方法[J]. 电子技术应用, 2018, 44(12): 89-92.