doi:10. 19306/j. cnki. 2095-8110. 2023. 02. 012

基于非合作低轨卫星的测向交叉定位技术

周文涛,刘峰,刘璞,高亚豪,何伟

(北京自动化控制设备研究所,北京 100074)

摘 要:根据非合作低轨卫星的特点,可以被动测量多颗卫星信号的来向,通过测向交叉的方式进 行定位。但是通过星历解算出的卫星位置位于地心地固坐标系,用户测量的方位角和俯仰角基于 站心坐标系。针对非合作低轨卫星测向交叉定位时目标用户角度信息与卫星位置基于不同坐标 系的问题,提出了一种迭代最小二乘定位算法,通过迭代的方式不断收敛定位结果,能够在目标用 户角度信息与卫星位置基于不同坐标系的情况下,解决非合作低轨卫星的测向交叉定位问题。仿 真结果表明,基于迭代最小二乘定位算法能够实现非合作低轨卫星仅利用角度定位,并分析了测 角精度、卫星轨道高度、参与定位卫星数与定位误差之间的关系。针对迭代的计算方法,分析了迭 代过程中不同收敛条件下迭代次数与定位误差之间的关系。在保证定位精度的情况下,将迭代收 敛范围设置为 8~30 km,可以降低 2~3 次迭代次数。

关键词:非合作卫星;低轨卫星;测向交叉定位;最小二乘法;迭代法 中图分类号:V19 文献标志码:A 文章编号:2095-8110(2023)02-0093-07

Direction finding and cross positioning technology based on non-cooperative low Earth orbit satellite

ZHOU Wentao, LIU Feng, LIU Pu, GAO Yahao, HE Wei

(Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China)

Abstract: According to the characteristics of non-cooperative low-Earth-orbit satellite, the source of multiple satellite signals can be passively measured and positioned by direction finding crossing. However, the satellite position calculated by the ephemeris solution is located in the geocentric geostationary coordinate system, and the azimuth and pitch angles measured by the user are based on the station center coordinate system. To address the problem that the target user's angle information and the satellite position are based on different coordinate systems in the direction finding cross positioning of non-cooperative LEO satellites, an iterative least squares positioning algorithm is proposed. By iteratively converging the positioning results, the problem of direction-finding cross positioning of non-cooperative LEO satellites can be solved when the angle information and satellite positions are based on different coordinate systems. Simulation results show that iterative least squares positioning using only angle. And the relationship between angle measurement accuracy, satellite orbit height, the number of participating satellites and positioning error is analyzed. For the iterative calculation method, the relationship between the number of iterations and the positioning error under different convergence

作者简介:周文涛(1998-),男,硕士研究生,主要从事卫星导航方面的研究。 通信作者:刘峰(1972-),男,研究员,主要从事惯性控制系统研制方面的研究。

收稿日期: 2022-07-28;修订日期: 2022-09-13

conditions in the iterative process is analyzed. Under the condition of ensuring the positioning accuracy, the iterative convergence range is set to $8 \sim 30$ km, which can reduce the number of iterations by $2 \sim 3$ times.

Key words: Non-cooperative satellite; LEO satellite; Direction-finding cross positioning; Least square method; Iteration method

0 引言

测向交叉定位是通过多个来向矢量相互交叉实现对目标的定位,只需要测量出信号来向即可,因此,该方法具有较强的抗欺骗性和抗干扰性,被广泛应用于无源被动定位领域^[1-2]。2014年以来,以星链(Starlink)为代表的第二次低轨星座建设潮流迅速蔓延至全球,据不完全统计,全球已经提出了数十种低轨星座计划,且这一数字不断攀升。仅Starlink计划建设的4.2万颗卫星,便已经超过有史以来人类发射的所有低轨卫星数量之和^[3]。数量庞大的非合作低轨卫星给卫星定位带来了新的发展机遇。

在得到非合作卫星的位置信息后,可以通过获取 信号来向实现定位^[1]。非合作卫星的位置信息可以 通过简化常规/深空扰动的近似解析解(SGP4/SDP4) 模型和美国航空司令部发布的两行根数(two-line element,TLE)文件获取。SGP4 模型适用于近地轨道 计算,而 SDP4 是深空扰动的近似解析解模型,具有 相对较高的中长期轨道预报精度。已有文献表明,该 模型对近地轨道的定轨精度为百米量级^[4]。测向交 叉定位的定位误差会随着信号接收机与发射机之间 的距离增大而增大^[2],因此尽量选择轨道较低的低轨 (low Earth orbit,LEO)卫星^[5-6]。

测向交叉定位主要分为两种类型,一种是通过 测量用户发出的信号到已知位置基站的角度信息, 在基站中计算用户位置,至少需要 2 个基站才能通 过交叉的方式进行定位^[7];另一种类型是自身定 位,信号发射机位于已知位置点上,而用户接收机 位于待求位置点上,用户接收到信号后,通过测量 得到角度信息,在接收机中计算用户位置,信号发 射机同样需要至少 2 个才能定位^[8]。卫星定位属于 自身定位,即一颗卫星就是一个信号发射机,用户 通过接收卫星信号获取导航观测量进行定位。但 是两种定位方式的原理类似,都是通过多个已知位 置点到待求位置点的矢量交叉得到定位结果^[9]。 随着目标环境的日益复杂,国内外针对测向交叉定 位的研究一直在稳步进行,取得了丰厚的研究成 果。R.G. Stansfield 在 1947 年提出了基于测角的无 源目标跟踪^[10],后续诸多学者针对 Stansfield 算法进 行了改进,例如最大似然估计法[11]、最小二乘法[12]、 离散概率密度法^[13]及聚类法^[14-15]等,但是 Stansfield 算法均是基于二维平面定位。将二维拓展到三维后, 除了方位角外增加了俯仰角,但是二维的定位算法同 样也可以应用于三维,可以通过方位角计算出目标在 水平面的投影位置,再通过俯仰角计算出目标的三维 位置。信号的间歇性辐射也会对定位产生较大的影 响[16]。测向交叉定位算法必须基于同一笛卡尔坐标 系。在卫星定位中,用户接收到的卫星信号的方位角 与俯仰角是基于用户当地站心坐标系,而卫星通过星 历或者历书等参数解出来的位置是基于地心地固 (Earth-centered Earth-fixed, ECEF)坐标系。文献 「17] 直接通过坐标转换将卫星站心坐标系转换为 ECEF 坐标系,但是需要知道卫星的姿态角,实际定 位过程中不知道接收机的姿态角。文献[18]采用 牛顿迭代处理,需要将坐标方程进行转换,将测向 方程的迭代处理中间结果转换到 ECEF 坐标系中, 但是未考虑俯仰角的定位方程,从而将目标高度设 为定值。本文提出了一种迭代测向交叉定位的方 法用于解决坐标系不一致的问题,并通过仿真验证 了算法的可行性。

本文的结构如下:首先介绍了利用方位角与俯 仰角进行三维最小二乘测向交叉定位的基本原理; 针对角度信息与卫星位置基于不同坐标系的问题, 提出了一种基于迭代方法的最小二乘测向交叉定 位算法;通过仿真分析,评估了测角精度、卫星轨道 高度和定位卫星数对定位误差的影响;最后评估了 不同收敛条件下迭代次数和定位误差的变化。

1 测向交叉定位算法原理

1.1 最小二乘测向交叉定位算法

传统测向交叉定位也被称为到达角(angle of arrival, AOA)方法,其原理是通过测量用户接收到 2 个或 2 个以上已知位置的发射机发射信号的方向 矢量,方向矢量之间相互交叉即可得到用户的位置。

用户到第*i*个发射机*S_i*的方向矢量*e_i*在*xOy* 平面内的投影,与*x*轴的夹角称为方位角 φ_i ,该投 影与方向矢量*e_i*的夹角称为俯仰角 θ_i 。发射机的 位置已知,记为(x_i^s, y_i^s, z_i^s),下标*i*代表第*i*个发射 机。用户位置为待求量,设为(x^c, y^c, z^c)。具体 定义如图1所示。





每个方位角和俯仰角均可以表示为发射机位 置和用户位置的函数

$$\begin{cases} \tan \varphi_{i} = \frac{y_{i}^{s} - y^{c}}{x_{i}^{s} - x^{c}} \\ \tan \theta_{i} = \frac{z_{i}^{s} - z^{c}}{\sqrt{(x_{i}^{s} - x^{c})^{2} + (y_{i}^{s} - y^{c})^{2}}} \end{cases}$$
(1)

当发射机只有 2 个时,可以通过角度关系和正 余弦定理解算出用户位置;当发射机大于 2 个时,可 以通过最小二乘的方式解出位置信息。下面描述 使用最小二乘的方法解用户位置的具体过程。

假设用户某个时刻能接收到 k 个发射机的发射 信号。首先需要给定一个初始用户位置(x^{c-}, y^{c-}, z^{c-}),该位置可以设置为一个固定值,也可以使用上 次定位的最终结果。通过该位置得到预测的方位 角 φ_i^- 和俯仰角 θ_i^- 。然后更新用户位置

$$\begin{pmatrix} x^{c+} \\ y^{c+} \\ z^{c+} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x^{c-} \\ y^{c-} \\ z^{c-} \end{pmatrix} + (\boldsymbol{H}_{\varphi}^{T} \boldsymbol{H}_{\varphi} + \boldsymbol{H}_{\theta}^{T} \boldsymbol{H}_{\theta})^{-1} \cdot \\ \begin{bmatrix} \boldsymbol{H}_{\varphi}^{T} \begin{pmatrix} \varphi_{1} - \varphi_{1}^{-} \\ \varphi_{2} - \varphi_{2}^{-} \\ \vdots \\ \varphi_{k} - \varphi_{k}^{-} \end{pmatrix} + \boldsymbol{H}_{\theta}^{T} \begin{pmatrix} \theta_{1} - \theta_{1}^{-} \\ \theta_{2} - \theta_{2}^{-} \\ \vdots \\ \theta_{k} - \theta_{k}^{-} \end{pmatrix} \end{bmatrix}$$
(2)

其中,方位角量测矩阵 H_{φ} 和俯仰角量测矩阵 H_{θ} 分别为

$$\boldsymbol{H}_{\varphi} = \begin{pmatrix} \frac{y_{1}^{s} - y^{c^{-}}}{(x_{1}^{s} - x^{c^{-}})^{2} + (y_{1}^{s} - y^{c^{-}})^{2}} & \frac{x_{1}^{s} - x^{c^{-}}}{(x_{1}^{s} - x^{c^{-}})^{2} + (y_{1}^{s} - y^{c^{-}})^{2}} & 0 \\ \frac{y_{2}^{s} - y^{c^{-}}}{(x_{2}^{s} - x^{c^{-}})^{2} + (y_{2}^{s} - y^{c^{-}})^{2}} & \frac{x_{2}^{s} - x^{c^{-}}}{(x_{2}^{s} - x^{c^{-}})^{2} + (y_{2}^{s} - y^{c^{-}})^{2}} & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{y_{k}^{s} - y^{c^{-}}}{(x_{k}^{s} - x^{c^{-}})^{2} + (y_{k}^{s} - y^{c^{-}})^{2}} & \frac{x_{k}^{s} - x^{c^{-}}}{(x_{k}^{s} - x^{c^{-}})^{2} + (y_{k}^{s} - y^{c^{-}})^{2}} & 0 \end{pmatrix} \qquad (3)$$

$$\boldsymbol{H}_{\theta} = \begin{pmatrix} \frac{(x_{1}^{s} - x^{c^{-}})(z_{1}^{s} - z^{c^{-}})}{(\Delta_{xyz}^{1})^{2}\Delta_{xy}^{1}} & \frac{(y_{1}^{s} - y^{c^{-}})(z_{1}^{s} - z^{c^{-}})}{(\Delta_{xyz}^{1})^{2}\Delta_{xy}^{1}} & \frac{\Delta_{xy}^{1}}{(\Delta_{xyz}^{1})^{2}\Delta_{xy}^{1}} \\ \frac{(x_{2}^{s} - x^{c^{-}})(z_{2}^{s} - z^{c^{-}})}{(\Delta_{xyz}^{2})^{2}\Delta_{xy}^{2}} & \frac{(y_{2}^{s} - y^{c^{-}})(z_{2}^{s} - z^{c^{-}})}{(\Delta_{xyz}^{2})^{2}\Delta_{xy}^{2}} & \frac{\Delta_{xy}^{2}}{(\Delta_{xyz}^{2})^{2}\Delta_{xy}^{2}} \\ \frac{(x_{k}^{s} - x^{c^{-}})(z_{k}^{s} - z^{c^{-}})}{(\Delta_{xyz}^{s})^{2}\Delta_{xy}^{s}} & \frac{(y_{k}^{s} - y^{c^{-}})(z_{k}^{s} - z^{c^{-}})}{(\Delta_{xyz}^{s})^{2}\Delta_{xy}^{s}} & \frac{\Delta_{xy}^{k}}{(\Delta_{xyz}^{k})^{2}} \end{pmatrix} \qquad (4)$$

其中

$$(\Delta_{xyz}^{i})^{2} = (x_{i}^{s} - x^{c-})^{2} + (y_{i}^{s} - y^{c-})^{2} + (z_{i}^{s} - z^{c-})^{2} \quad i \in 1, 2, \cdots, k$$
$$\Delta_{xy}^{i} = \sqrt{(x_{i}^{s} - x^{c-})^{2} + (y_{i}^{s} - y^{c-})^{2}} \tag{5}$$

每迭代一次,式(2)就将(x^{c-},y^{c-},z^{c-})的值 重置为上一次的迭代结果(x^{c+},y^{c+},z^{c+}),直至结 果收敛。

1.2 迭代测向交叉定位

对于传统测向交叉定位,发射机与用户必须处 于同一坐标系下。对于非合作低轨卫星定位而言, 根据 TLE 文件解析出的卫星位置是以 ECEF 坐标 系为基准,而用户接收到的卫星信号的方位角与俯 仰角是基于用户当地站心坐标系(本文后续的站心 坐标系均为东北天坐标系)。站心坐标系与 ECEF 坐标系的转换需要已知用户当地的经纬度,因此, 不能直接将传统测向交叉定位应用于卫星定位,可 以通过迭代的方式得到用户位置,如图 2 所示。



Fig. 2 Iterative direction finding and cross positioning

用户通过测量得到的方位角 φ_i^s 定义为用户与 卫星之间的方向矢量在当地水平面的投影与北向 的夹角,北偏西为正,范围为 0°~360°,下标 *i* 表示 第*i* 颗卫星。俯仰角 θ_i^s 定义为用户与第*i* 颗卫星 S_i 之间的方向矢量与当地水平面的夹角。通过 TLE 文件解析出的第*i* 颗卫星位置记为($x_{gi}^s, y_{gi}^s, z_{gi}^s$)。

根据方位角与俯仰角计算出用户与卫星之间 的单位方向矢量 $e_1^s = (e_{1x}^s, e_{1y}^s, e_{1z}^s)$, 计算过程如下

$$\begin{cases}
e_{ix}^{g} = \pm \sqrt{\frac{\tan^{2}\varphi_{i}^{g}}{(1 + \tan^{2}\varphi_{i}^{g})(1 + \tan^{2}\theta_{i}^{g})}} \\
e_{iy}^{g} = \pm \sqrt{\frac{1}{(1 + \tan^{2}\varphi_{i}^{g})(1 + \tan^{2}\theta_{i}^{g})}} \\
e_{iz}^{g} = \pm \sqrt{\frac{\tan^{2}\theta_{i}^{g}}{1 + \tan^{2}\theta_{i}^{g}}}
\end{cases}$$
(6)

其中的正负号需要根据方位角与俯仰角的正 负来判断, e_{ix}^{s} 的符号与俯仰角 θ_{i}^{s} 的符号保持一致, 一般对于卫星定位而言,用户接收到的卫星俯仰角 均大于 0°。 φ_{i}^{s} 若为 0°~90°,则 e_{ix}^{s} 和 e_{iy}^{s} 均为正; φ_{i}^{s} 若为 90°~180°,则 e_{ix}^{s} 取正 e_{iy}^{s} 取负; φ_{i}^{s} 若为 180°~ 270°,则 e_{ix}^{s} 和 e_{iy}^{s} 均取负; φ_{i}^{s} 若为 270°~360°,则 e_{ix}^{s} 取负 e_{iy}^{s} 取正。 首先假设用户初始纬经高坐标为(B⁻,L⁻, H⁻),则可以得到该初始位置下 ECEF 坐标系与东 北天坐标系之间的转换矩阵

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} -\sin L^{-} & \cos L^{-} & 0\\ -\sin B^{-} \cdot \cos L^{-} & -\sin B^{-} \cdot \sin L^{-} & \cos B^{-}\\ \cos B^{-} \cdot \cos L^{-} & \cos B^{-} \cdot \sin L^{-} & \sin B^{-} \end{bmatrix}$$
(7)

将单位矢量 e^e 转换到 ECEF 坐标系下的单位 矢量 e^e

$$\boldsymbol{e}_{i}^{\mathrm{e}} = \boldsymbol{T}^{-1} \boldsymbol{e}_{i}^{\mathrm{g}} \tag{8}$$

得到 ECEF 坐标系下卫星到用户的单位矢量, 便可以利用最小二乘测向交叉定位的方法。首先 计算 $e_i^e = (e_{ix}^e, e_{iy}^e, e_{iz}^e)$ 在 ECEF 坐标系 $x_e O_e y_e$ 平面 与 x_e 轴的夹角 φ_i^e 和 e_i^e 与 $x_e O_e y_e$ 平面的夹角 θ_i^e , 计 算过程如下

$$\begin{cases} \varphi_{i}^{e} = \arctan \frac{e_{iy}^{e}}{e_{ix}^{e}} \\ \theta_{i}^{e} = \arctan \frac{e_{iz}^{e}}{\sqrt{(e_{ix}^{e})^{2} + (e_{iy}^{e})^{2}}} \end{cases}$$
(9)

之后采用 1.1 节描述的最小二乘计算方法,解 算出用户在 ECEF 坐标系下的位置坐标 $(x_e^{C+}, y_e^{C+}, z_e^{C+})$,再将 $(x_e^{C+}, y_e^{C+}, z_e^{C+})$ 转化为纬经高坐标 (B^+, L^+, H^+) ,之后将 (B^-, L^-, H^-) 重置为 (B^+, L^+, H^+) 进行迭代,直至结果收敛,最终得到用户位置(B, L, H)。

2 仿真验证

为了验证所提算法的可行性做出了如下仿真。 仿真采用的星座为下一代铱星(Iridium-NEXT)星 座。在计算卫星位置时加入了随机 500 m 的误差。 对于低轨卫星,信号传播延迟经讨计算,其量级为 几十米,相较于卫星轨道误差对定位误差的影响较 小。考虑信号传播延迟,需要重复迭代计算卫星位 置,计算量较大,因此仿真时未考虑信号传播延迟。 仿真时也未考虑本地钟差和大气延迟等误差。假 定用户位置处于北纬 39°,东经 116°,高度 90 m,迭 代初值设置为纬度 0°,经度 0°,高度 0 m,最终收敛 至1m以内停止迭代。首先仿真某时刻铱星星座 下的真实方位角和俯仰角,卫星天顶图如图 3(a)所 示。针对仿真得到的实际方位角和俯仰角加入随 机测角误差,得到测角精度和定位误差之间的关系 如图 3(b)所示。图中橙线表示某次测角精度下的 定位误差,蓝线表示某测角精度下定位误差的克拉 美罗下界(Cramer-Rao lower bound, CRLB)。可以 看出,随着测角误差越来越大,定位误差也随之增 大,而且定位误差振荡越来越剧烈。测向交叉定位 对于测角误差较为敏感。







Fig. 3 Influence of angle measuring accuracy on positioning error

为了得出卫星轨道高度与定位误差的关系,进行如下仿真。仿真5颗卫星的位置信息,其中轨道高度从120 km一直上升到360 km。测角误差设定为0.5°。最终得到卫星轨道高度与定位误差之间的关系,如图4所示。由图4可以看出,随着卫星轨道高度的增加,定位误差不断增大。低轨卫星不论轨道高度如何低,距离地面也有上百千米,定位误差会由于距离的原因被放大,轨道高度越高,定位误差越大。

为了得出卫星数目与定位误差的关系,进行如 下仿真。先仿真3颗卫星的位置信息,测角误差设 定为0.5°。通过迭代测向交叉得到最终定位误差。 然后在3颗卫星的基础上依次增加1颗卫星,每次 增加的卫星不改变之前已有的卫星位置。表1统计



了不同卫星数目下定位误差的均值。由结果可以 看出,随着卫星数目的增加,定位误差会逐渐降低。

表 1	不同卫星数下定位误差均值统计
-----	----------------

 Tab. 1
 Statistics of average positioning error under different number of satellites

卫星数	定位误差均值/m
3	14 475
4	14 097
5	13 695
6	13 530
7	12 361
8	10 352
9	9 904
10	9 199

由于该算法使用迭代的方式进行运算,加上迭 代的过程中涉及大量的三角函数运算和矩阵求逆 运算,每迭代一次都要进行一次最小二乘解算,算 法的运行时间受迭代次数的影响较大,因此需要合 理地选取最终迭代收敛条件,以平衡算法运行时间 与定位误差之间的关系。因此进行如下仿真。仿 真继续采用 Iridium-NEXT 星座某一时刻的卫星位 置作为基准。假定用户位置处于北纬 39°,东经 116°,高度 90 m,迭代初值设置为纬度 0°,经度 0°, 高度 0 m。测角误差设定为 0.1°和 0.5°。连续进行 1 000 次迭代测向交叉仿真,每次迭代测向交叉增 加迭代收敛范围。最终得到图 5 所示的仿真结果, 展示了不同收敛范围下的迭代次数和定位误差的 变化曲线。测角精度为 0.1°时,当收敛条件增加到 8 km 后,迭代次数维持在 5 次以下;但是当收敛条 件增加到大约 30 km 后,定位误差开始明显增大; 收敛条件在 30 km 以内时,定位误差的变化不明 显。当测角精度为 0.5°,迭代次数相较于测角精度 为 0.1°,变化不明显,但是定位误差没有后者变化 明显。因此,在选取迭代的收敛条件时,可以综合 考虑迭代次数和定位误差、测角精度之间的关系,将收敛范围设置为 8~30 km 之间。

Fig. 5 Relationship between number of iterations and positioning error under different convergence conditions

3 结论

本文针对用户接收到的卫星信号的角度信息 与卫星位置二者之间采用不同坐标系的情况,提出 了一种新的迭代测向交叉定位算法。首先假设一 个用户位置作为迭代初值,将用户得到的东北天坐 标系下方位角与俯仰角转化为 ECEF 坐标系下的 单位矢量,再通过最小二乘的方式得到本次迭代的 定位结果,然后将定位结果重新带回迭代初值,通 过迭代的方式得到最终定位结果。通过仿真分析, 考虑了测角精度、卫星轨道高度和定位卫星数对迭 代测向交叉定位的影响,并分析了不同收敛条件下 迭代次数和定位误差的变化关系。

1)测向交叉定位对测角精度敏感,提高测角精 度依然是后续发展的主要方向;

2)卫星轨道高度越高,定位误差越大,因此尽量选择轨道较低的卫星,可以提高定位精度;

3)迭代过程计算量大,需要根据测角精度和定 位误差合理选择迭代收敛条件,降低运算量。 本文的研究内容可以为后续非合作低轨卫星 测向交叉定位提供初步的理论指导,也可以进一步 推广到不同坐标系下测向交叉定位算法的应用。

参考文献

[1] 王友.基于无线电干涉测量的定位技术研究[D].北 京:北京邮电大学,2021.

Wang You. Research on positioning technology based on radio interferometry[D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2021(in Chinese).

- Zhu Q, Niu K, Dong C, et al. A novel angle of arrival (AOA) positioning algorithm aided by location reliability prior information[C]// Proceedings of 2021 IEEE Wireless Communications and Networking Conference (WCNC). IEEE, 2021: 1-6.
- [3] 国家知识产权局学术委员会.产业专利分析报告(第 78册)——低轨卫星通信技术[M].北京:知识产权 出版社,2020.

Academic Committee of the State Intellectual Property Administration. Industrial patent analysis report (78 copies). Low orbit satellite communication technology[M]. Beijing: Intellectual Property Publishing House,2020(in Chinese).

- [4] 韦栋,赵长印.SGP4/SDP4模型精度分析[J].天文 学报,2009,50(3):332-339.
 Wei Dong, Zhao Changyin.SGP4/SDP4 model accuracy analysis[J]. Acta Astronomica Sinica, 2009, 50 (3): 332-339(in Chinese).
- [5] Seyedi Y, Rahimi F. A trace-time framework for prediction of elevation angle over land mobile LEO satellites networks[J]. Wireless Personal Communications, 2012, 62(4): 793-804.
- [6] Zhang Y, Zhu L, Li C, et al. Store-load phased array antenna for tracking and communication with LEO satellites
 [C]// Proceedings of 2021 International Symposium on Networks, Computers and Communications (ISNCC).
 IEEE, 2021: 1-6.
- [7] 牟金震,郝晓龙,朱文山,等.非合作目标智能感知 技术研究进展与展望[J].中国空间科学技术,2021, 41(6):1-16.

Mu Jinzhen, Hao Xiaolong, Zhu Wenshan, et al. Review and prospect of intelligent perception for non-cooperative target[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021, 41(6): 1-16(in Chinese).

[8] 钟建林,刘方,石章松,等.基于测向交叉定位的空 舰导弹协同攻击方法[J]. 航空兵器,2019,26(4): 47-53.

> Zhong Jianlin, Liu Fang, Shi Zhangsong, et al. Coordinated attack method for air-to-ship missiles based on beam-crossing locating[J]. Aero Weaponry, 2019, 26 (4): 47-53(in Chinese).

[9] 石荣,陈俊豪,马达.固定单站测向交叉无缘定位: 从光波到微波的应用演进[J].舰船电子工程,2022, 42(2):66-71+139.

> Shi Rong, Chen Junhao, Ma Da. Stationary singlestation passive location based on direction finding cross: application development from optical wave to micro wave [J]. Ship Electronic Engineering, 2022, 42(2): 66-71+ 139(in Chinese).

- [10] Stansfield R G. Statistical theory of DF fixing [J]. Journal of the Institution of Electrical Engineers-Part IIIA: Radio Communication, 1947, 94(15): 762-770.
- [11] Zong J, Cui X X, Yang H, et al. Algorithm and accuracy analysis of weighted maximum likelihood estimation in multi-station DF crossing localization[C]//

Proceedings of 4th International Conference on Computer, Mechatronics, Control and Electronic Engineering. Atlantis Press, 2015: 964-968.

- [12] 田晗. 多站测向交叉定位中的非线性改进最小二乘 法[J]. 科技通报, 2018, 34(5): 112-116.
 Tian Han. The improved nonlinear least squares for cross location of multi station direction[J]. Bulletin of Science and Technology, 2018, 34(5): 112-116(in Chinese).
- [13] Elsaesser D. Emitter geolocation using low-accuracy direction-finding sensors[C]// Proceedings of IEEE Symposium on Computational Intelligence for Security and Defense Applications (CISDA 2009). IEEE, 2009.
- [14] Rappasse C, Merlinge N, Agez B, et al. Multi-disciplinary design optimization for relative navigation in non-cooperative rendezvous[C]// Proceedings of 2021 IEEE Aerospace Conference (50100). IEEE, 2021: 1-15.
- [15] 孙鹏,熊伟.测向交叉定位系统中的 K-means 聚类融合算法[J].电光与控制,2016,23(10):36-40.
 Sun Peng, Xiong Wei. K-means cluster and fusion algorithm for passive bearing-crossing localization system[J].
 Electronics Optics & Control, 2016, 23(10): 36-40(in Chinese).
- [16] 王亚涛,曾小东,周龙建.雷达间歇辐射对测向交叉 定位性能的影响分析[J].电子与信息学报,2020, 42(2):452-457.

Wang Yatao, Zeng Xiaodong, Zhou Longjian. Analysis for effect of radar intermittent radiation on the performance of cross location[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2020, 42(2): 452-457(in Chinese).

- [17] 窦修全.基于卫星外辐射源的高精度单站定位方法
 [J]. 舰船电子对抗, 2021, 44(4): 1-6+34.
 Dou Xiuquan. Single station positioning algorithm with high precision to the external emitter based on satellite
 [J]. Shipboard Electronic Countermeasure, 2021, 44 (4): 1-6+34(in Chinese).
- [18] 张紫龙,黄晨,施自胜,等.基于干涉仪测向的电子 侦察卫星单星定位精度分析[J].火力与指挥控制, 2016,41(1):67-71+76.
 Zhang Zilong, Huang Chen, Shi Zisheng, et al. Analysis on single electronic reconnaissance satellite localization precision based on direction-finding with phase interferometer[J]. Fire Control & Command Control, 2016, 41(1):67-71+76(in Chinese).

(编辑:黄利华)