

天基光学传感器网络目标定位精度分析

盛卫东 龙云利 周一宇

(国防科学技术大学电子科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要 针对天基光学传感器网络对目标的定位精度分析难题, 提出一种基于多因素分析的目标定位精度分析方法。首先, 根据目标到光学传感器像平面的转换关系, 建立目标观测模型。其次, 分析目标定位过程中的各种误差源, 通过引入地惯坐标系下的目标视线矢量作为中间变量, 推导出目标三维位置、目标视线矢量以及目标像平面位置三者之间的误差传递矩阵。在此基础上, 根据最小二乘准则建立多颗星观测时的目标定位精度理论分析模型。不同条件下的理论定位精度以及蒙特卡罗(Monte-Carlo)仿真结果验证了该理论分析模型的有效性, 部分结论可以为传感器调度等工程应用提供参考。

关键词 传感器; 定位精度; 多因素分析; 观测模型

中图分类号 TN911.7 文献标识码 A doi: 10.3788/AOS201131.0228001

Analysis of Target Location Accuracy in Space-Based Optical-Sensor Network

Sheng Weidong Long Yunli Zhou Yiyu

(School of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, Hunan 410073, China)

Abstract An novel analysis method of target location accuracy of multiple factors is proposed for the space-based optical sensor network. A measurement model is established using the transformation from target stereo position to focal plane. Then, possible error sources about target location are analyzed. By introducing the line-of-sight vector in the earth-centered inertial coordination as a temporary variable, error transmission matrices among the target stereo position, the line-of-sight and the target measurement position in the focal plane are derived. Furthermore, a theoretical analysis model of target location accuracy is established based on least squared criterion. The efficiency of this analysis model is verified by Monte Carlo simulation. Some results could provide references for engineering applications, e. g. multiple-sensor management.

Key words sensor; location accuracy; multiple-factor analysis; measurement model

OCIS codes 280.0280; 100.3008; 110.6880; 110.2970; 070.4340

1 引 言

天基光学传感器网络具有覆盖范围广、定位精度高和隐蔽性强等优点, 已越来越受到各国关注, 如美国的国防支援计划(DSP)和天基跟踪监视系统(STSS)^[1]。天基光学传感器网络的主要目的是对导弹、运载火箭等目标进行探测跟踪, 定位精度是衡

量系统性能的一个重要指标。考虑影响到定位精度的因素众多, 因此建立综合各种因素的定位精度理论分析模型在天基光学传感器网络中具有十分重要的意义。

光学传感器通过像平面目标检测, 获得目标的像平面位置^[2~4]。像平面位置本质上对应目标的到

收稿日期: 2010-04-29; 收到修改稿日期: 2010-07-12

基金项目: 武器装备预研基金(9140A21041110KG0148)资助课题。

作者简介: 盛卫东(1981—), 男, 博士研究生, 主要从事分布式多传感器多目标跟踪、数据融合和空间信息对抗等方面的研究。E-mail: shengweidong1111@sohu.com

导师简介: 周一宇(1948—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要从事综合电子战系统与应用、信息战理论与效能评估、空间信息对抗技术等方面的研究。E-mail: zhouyiyu@sohu.com

达角信息,没有距离信息,天基光学传感器网络属于被动测角定位系统^[5]。该定位体制下,目标定位精度的研究文献较多^[6~9],如光电经纬仪系统对外弹道跟踪的精度影响因素分析^[8],双声纳基阵联合测向交叉定位精度分析^[9]。由于上述文献所建立的观测模型与天基光学传感器具有较大差别,考虑的误差源也比较单一,因此研究结论在天基光学传感器网络中不再适用。文献[10]建立了基于地球静止轨道的光学传感器观测模型,并分析了目标的视线误差统计特性,由于本文所考虑的天基平台为低轨卫星,卫星轨道具有一定倾角,且卫星高速运动,因此需要考虑的因素更多,观测模型更复杂。本文与文献[11]的研究背景类似,该文献建立了低轨卫星的光学传感器观测模型,并根据量测与目标三维位置的直接关系,推导了双星观测情况下的目标定位性能。在文献[11]基础上,考虑了更多的误差源,建立了更准确的光学传感器观测模型;引入地惯坐标系下的目标视线作为中间变量,结合目标视线误差分析方法^[10],通过分析目标三维位置、目标视线以及目标像平面位置三者之间的关系,建立了任意多颗卫星观测时的目标定位精度理论分析模型,推导了目标定位精度关于卫星位置误差、卫星轨道误差、卫星姿态误差、传感器光轴指向误差以及像平面位置测量误差之间的理论表达式。进行了蒙特卡罗(Monte-Carlo)仿真实验,仿真结果验证了该定位精度理论分析模型的有效性。

2 天基光学传感器观测模型

光学传感器观测模型描述了目标的三维空间位置到目标像平面位置的映射过程。设地惯坐标系下的目标位置为 $\mathbf{r} = (x, y, z)^T$, 卫星位置为 $\mathbf{r}_s = (x_s, y_s, z_s)^T$, 则将目标位置 \mathbf{r} 映射到像平面位置需要经过一系列坐标系转换, 依次为地惯坐标系 \Rightarrow 轨道坐标系 \Rightarrow 星体坐标系 \Rightarrow 传感器坐标系 \Rightarrow 像平面坐标系, 如图 1 所示, f, f_{IFOV} 表示传感器的瞬时视场。

其中各坐标系定义是:地惯坐标系的原点位于地心, X 轴指向春分点, Z 轴指向北极, Y 轴依右手法则确定, 因此地惯坐标系是不随地球旋转的坐标系;轨道坐标系的原点位于卫星即时所处位置, X 轴在轨道平面内指向卫星飞行方向, Z 轴指向地心, Y 轴依右手法则确定;星体坐标系以卫星质心为原点, X 轴沿卫星纵轴指向卫星飞行方向, Y 轴垂直于星体纵轴和轨道面, Z 轴构成右手系, 当卫星姿态角为零时, 星体坐标系与轨道坐标系重叠;传感器坐标

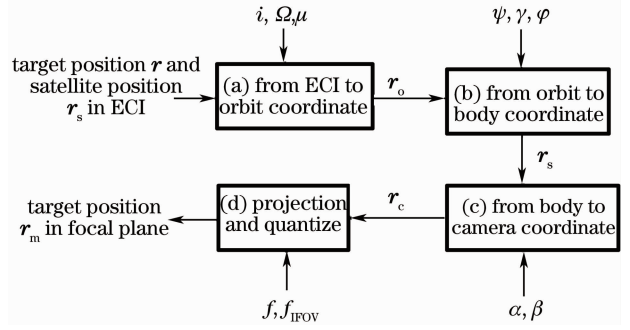


图 1 传感器观测模型的基本框图

Fig. 1 Basic block diagram of the sensor measurement model

系采用一种简化模型,即以透镜中心为原点, X 轴和 Y 轴平行于像平面,通过伺服系统控制, Z 轴指向目标附近;像平面坐标系是一个二维坐标系,以像平面中心为坐标原点, X 轴和 Y 轴位于像平面内。

文献[11]建立观测模型的过程类似,与图 1 的区别主要是:1)文献[11]假定轨道坐标系与星体坐标系重叠,即直接从轨道坐标系变换到传感器坐标系;2)文献[11]在像平面坐标系中没有考虑目标位置的量化过程。通常情况下,卫星在受干扰力矩和控制力矩的情况下,姿态角并不为 0,像平面量化过程在光学传感器中也是客观存在的,因此卫星姿态角和像平面量化过程在建立观测模型时必须考虑,其误差对定位精度的影响也不能忽略。本文建立天基光学传感器观测模型的过程如下:

1)通过坐标旋转和坐标轴调整后,将地惯坐标系的目标位置 \mathbf{r} 转换为以地心为中心与轨道坐标系平行的坐标系,然后将坐标原点平移至卫星位置处,从而得到在轨道坐标系下的位置 \mathbf{r}_o ^[11]

$$\mathbf{r}_o \triangleq [x_o, y_o, z_o]^T = \mathbf{B}\mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}}\mathbf{r} + \mathbf{c}, \quad (1)$$

式中 \mathbf{B} 为坐标轴调整矩阵, $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$; $\mathbf{c} = [0, 0, -\|\mathbf{r}_s\|]^T$, $\|\cdot\|$ 为矢量长度; $\mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} = \mathbf{R}_z(u)\mathbf{R}_x(i)\mathbf{R}_z(\Omega)$, i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经, $u = \omega + \theta$ 为纬度辐度 (ω 为近地点辐角, θ 为真近点角); $\mathbf{R}_z(\cdot)$, $\mathbf{R}_x(\cdot)$ 分别表示绕 Z 轴, 绕 X 轴的旋转矩阵^[12]。

2)通过卫星姿态角旋转矩阵后,根据目标在轨道坐标系下的分量表达式 \mathbf{r}_o 。计算得到其在星体坐标系下的分量表达式 \mathbf{r}_s ^[11]:

$$\mathbf{r}_s \triangleq [x_s, y_s, z_s]^T = \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}}\mathbf{r}_o, \quad (2)$$

式中 $\mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}} = \mathbf{R}_x(\psi)\mathbf{R}_y(\gamma)\mathbf{R}_z(\varphi)$; ψ, γ, φ 分别表示卫星的滚动角、俯仰角和偏航角; $\mathbf{R}_y(\cdot)$ 表示绕 Y 轴的

旋转矩阵, $\mathbf{R}_y(\cdot), \mathbf{R}_z(\cdot)$ 同上。

3) 通过传感器指向角旋转后, 根据目标在星体坐标系下的分量表达式 \mathbf{r}_s 计算得到其在传感器坐标系下的分量表达式 \mathbf{r}_c :

$$\mathbf{r}_c \triangleq [x_c, y_c, z_c]^T = \mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} \mathbf{r}_s, \quad (3)$$

式中 $\mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} = \mathbf{R}_y(\pi/2 - \epsilon) \mathbf{R}_z(\alpha)$, α, ϵ 分别表示传感器光轴的方位、俯仰指向角。

4) 经过投影变换, 将目标在传感器坐标系下的分量表达式 \mathbf{r}_c 映射为像平面的分量表达式 \mathbf{r}_p , 然后将 \mathbf{r}_p 除以像素尺寸, 并就近取整, 从而得到最终的测量位置 \mathbf{r}_m [13]:

$$\mathbf{r}_p \triangleq [x_p, y_p]^T = \left[f \frac{x_c}{z_c}, f \frac{y_c}{z_c} \right]^T, \quad (4)$$

$$\mathbf{r}_m \triangleq [x_m, y_m]^T = \left\{ \left[\frac{\arctan(x_c/z_c)}{f_{\text{IFOV}}} \right], \left[\frac{\arctan(y_c/z_c)}{f_{\text{IFOV}}} \right] \right\}^T, \quad (5)$$

式中 f 表示光学传感器的焦距, f_{IFOV} 表示传感器的瞬时视场, 单位为微弧度 (μrad), $[\cdot]$ 表示取整。

(1) 式~(5) 式综合描述了目标从三维空间位置到传感器像平面位置的映射关系, \mathbf{r}_m 是天基光学传感器的观测量。

3 目标定位精度理论分析

天基光学传感器网络对目标定位过程中的误差源较多, 如卫星位置误差、卫星姿态角误差、传感器光轴指向误差和像平面位置测量误差等, 因此直接分析定位精度的难度较大。为了降低定位精度分析难度, 引入地惯坐标系下的目标视线 \mathbf{v}_1 作为中间变量, 结合目标视线误差分析方法 [10], 通过推导目标三维位置 \mathbf{r} 、中间变量 \mathbf{v}_1 以及目标像平面位置 \mathbf{r}_m 之间的误差传递矩阵, 最后得到任意多颗卫星观测情况下的目标定位精度理论分析模型。

3.1 误差传递矩阵

\mathbf{v}_1 与 \mathbf{r} 之间具有以下恒等关系:

$$\mathbf{v}_1 = \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_s}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_s\|}. \quad (6)$$

对(6)式一阶微分, 则

$$\delta \mathbf{v}_1 = \mathbf{H}(\delta \mathbf{r} - \delta \mathbf{r}_s), \quad (7)$$

式中 $\delta \mathbf{r} = (\delta x, \delta y, \delta z)^T$, 为目标三维位置误差; $\delta \mathbf{r}_s = (\delta x_s, \delta y_s, \delta z_s)^T$, 为卫星三维位置误差; \mathbf{H} 反映了目标位置误差、卫星位置误差对目标视线误差的转换灵敏度:

$$\mathbf{H} = \frac{1}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_s\|^3} \begin{bmatrix} (y - y_s)^2 + (z - z_s)^2 & -(x - x_s)(y - y_s) & -(x - x_s)(z - z_s) \\ -(x - x_s)(y - y_s) & (x - x_s)^2 + (z - z_s)^2 & -(y - y_s)(z - z_s) \\ -(x - x_s)(z - z_s) & -(y - y_s)(z - z_s) & (x - x_s)^2 + (y - y_s)^2 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

(1) 式中, 将目标置于卫星位置处, 即令 $\mathbf{r} = \mathbf{r}_s$, 从而得出 $\mathbf{O}_{3 \times 1} = \mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} \mathbf{r}_s + \mathbf{c}$, 进一步得到坐标平移矢量 $\mathbf{c} = -\mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} \mathbf{r}_s$, 结合(1)式~(3)式, 则

$$\mathbf{r}_c = \mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}} (\mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} \mathbf{r} + \mathbf{c}) = \mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}} \mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s). \quad (9)$$

记传感器坐标系下的单位目标视线矢量为 $\mathbf{v}_c = [v_{xc}, v_{yc}, v_{zc}]^T$, 则 $\mathbf{r}_c = \|\mathbf{r}_c\| \mathbf{v}_c$ 。考虑到 $\|\mathbf{r}_c\| = \|\mathbf{r} - \mathbf{r}_s\|$, 因此将(9)式两边同时除以 $\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_s\|$ 可得

$$\mathbf{v}_c = \mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}} \mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} \mathbf{v}_1. \quad (10)$$

结合(5)式和(10)式, 则 \mathbf{v}_1 与 \mathbf{r}_m 的关系为

$$\mathbf{r}_m = \mathbf{h}(\mathbf{v}_c) = \mathbf{h}(\mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}} \mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}} \mathbf{v}_1), \quad (11)$$

$$\mathbf{v}_1 = (\mathbf{R}_{\text{sat}}^{\text{cam}} \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{sat}} \mathbf{B} \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}})^{-1} \mathbf{h}^{-1}(\mathbf{r}_m), \quad (12)$$

式中 $\mathbf{h}(\cdot)$ 为(5)式所示的量化函数。

传感器像平面测量位置误差、传感器光轴指向误差、卫星姿态角误差和卫星轨道误差都将引起目标视线误差 $\delta \mathbf{v}_1$, 对(12)式作一阶微分:

$$\delta \mathbf{v}_1 = \mathbf{A}_{\text{orb}} \delta \mathbf{e}_{\text{orb}} + \mathbf{A}_{\text{att}} \delta \mathbf{e}_{\text{att}} + \mathbf{A}_{\text{opt}} \delta \mathbf{e}_{\text{opt}} + f_{\text{IFOV}} \mathbf{A}_{\text{mea}} \delta \mathbf{r}_m, \quad (13)$$

式中 $\delta \mathbf{e}_{\text{orb}} = [\delta i, \delta \Omega, \delta u]^T$, 为卫星轨道误差; $\delta \mathbf{e}_{\text{att}} = [\delta \psi, \delta \gamma, \delta \varphi]^T$, 为卫星姿态角误差; $\delta \mathbf{e}_{\text{opt}} = [\delta \alpha, \delta \epsilon]^T$, 为传感器光轴指向误差; $\delta \mathbf{r}_m = [\delta x_m, \delta y_m]^T$, 为像平面位置测量误差; $\mathbf{A}_{\text{orb}}, \mathbf{A}_{\text{att}}, \mathbf{A}_{\text{opt}}$ 和 \mathbf{A}_{mea} 分别反映了从不同误差源到目标视线误差的转换灵敏度, 具体表达式从略。

综合(7)式, (13)式, 则

$$\mathbf{H} \delta \mathbf{r} = \mathbf{H} \delta \mathbf{r}_s + \mathbf{A}_{\text{orb}} \delta \mathbf{e}_{\text{orb}} + \mathbf{A}_{\text{att}} \delta \mathbf{e}_{\text{att}} + \mathbf{A}_{\text{opt}} \delta \mathbf{e}_{\text{opt}} + f_{\text{IFOV}} \mathbf{A}_{\text{mea}} \delta \mathbf{r}_m. \quad (14)$$

(14) 式描述了目标位置误差 $\delta \mathbf{r}$ 与卫星位置误差 $\delta \mathbf{r}_s$ 、卫星轨道误差 $\delta \mathbf{e}_{\text{orb}}$ 、卫星姿态角误差 $\delta \mathbf{e}_{\text{att}}$ 、传感器光轴指向误差 $\delta \mathbf{e}_{\text{opt}}$ 以及像平面位置测量误差 $\delta \mathbf{r}_m$ 的关系。

3.2 定位精度理论模型

分析(8)式可知, 对于任意 \mathbf{r} 和 \mathbf{r}_s , 有 $|\mathbf{H}| = 0$, 因此 \mathbf{H} 不可逆。因此在单星情况下, 由(14)式无法求解目标的位置误差 $\delta \mathbf{r}$, 也无法进一步求解 $\delta \mathbf{r}$ 的统计特性。该结论与文献 [6, 11, 12] 相同, 即在被动测

角体制下,为了实现单次观测就对目标进行定位,需要至少 2 个以上平台同时观测。

记观测卫星个数为 $N_s (N_s \geq 2)$,并将上文中与卫

星有关的符号补充下标 j ,以区分不同卫星的数据,即 \mathbf{H} 写成 \mathbf{H}_j ; $\delta \mathbf{r}_s$ 写出 $\delta \mathbf{r}_{s,j}$; $\mathbf{A}_{\text{orb}}, \mathbf{A}_{\text{att}}, \mathbf{A}_{\text{opt}}, \mathbf{A}_{\text{mea}}$ 类似, $j = 1, 2, \dots, N_s$ 。将(14)式整理成矩阵形式,则

$$\begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{H}_{N_s} \end{bmatrix} \delta \mathbf{r} = \Lambda_H \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_{s,1} \\ \vdots \\ \delta \mathbf{r}_{s,N_s} \end{bmatrix} + \Lambda_{\text{orb}} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{e}_{\text{orb},1} \\ \vdots \\ \delta \mathbf{e}_{\text{orb},N_s} \end{bmatrix} + \Lambda_{\text{att}} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{e}_{\text{att},1} \\ \vdots \\ \delta \mathbf{e}_{\text{att},N_s} \end{bmatrix} + \Lambda_{\text{opt}} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{e}_{\text{opt},1} \\ \vdots \\ \delta \mathbf{e}_{\text{opt},N_s} \end{bmatrix} + \Lambda_{\text{mea}} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_{m,1} \\ \vdots \\ \delta \mathbf{r}_{m,N_s} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

式中 $\Lambda_H = \text{diag}[\mathbf{H}_1, \dots, \mathbf{H}_{N_s}]$; $\Lambda_{\text{orb}} = \text{diag}[\mathbf{A}_{\text{orb},1}, \dots, \mathbf{A}_{\text{orb},N_s}]$; $\Lambda_{\text{att}} = \text{diag}[\mathbf{A}_{\text{att},1}, \dots, \mathbf{A}_{\text{att},N_s}]$; $\Lambda_{\text{opt}} = \text{diag}[\mathbf{A}_{\text{opt},1}, \dots, \mathbf{A}_{\text{opt},N_s}]$; $\Lambda_{\text{mea}} = \text{diag}[f_{\text{IFOV},1} \mathbf{A}_{\text{mea},1}, \dots, f_{\text{IFOV},N_s} \mathbf{A}_{\text{mea},N_s}]$; $\text{diag}(\cdot)$ 为对角矩阵。

假设 $\delta \mathbf{r}_{s,j}, \delta \mathbf{e}_{\text{orb},j}, \delta \mathbf{e}_{\text{att},j}, \delta \mathbf{e}_{\text{opt},j}, \delta \mathbf{r}_{m,j}$ 的一阶矩均为零,二阶矩依次为 $\mathbf{R}_{r_s,j}, \mathbf{R}_{\text{orb},j}, \mathbf{R}_{\text{att},j}, \mathbf{R}_{\text{opt},j}, \mathbf{R}_{r_m,j}, j = 1, 2, \dots, N_s$,并假设 $\delta \mathbf{r}_s, \delta \mathbf{e}_{\text{orb}}, \delta \mathbf{e}_{\text{att}}, \delta \mathbf{e}_{\text{opt}}, \delta \mathbf{r}_m$ 相互之间不相关,则根据最小二乘原理,可以进一步推导出目标位置误差 $\delta \mathbf{r}$ 的二阶矩如下:

$$E(\delta \mathbf{r} \delta \mathbf{r}^T) = [\Sigma_H]^{-1} \left[\sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{r_s,j} + \sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{\text{orb},j} + \sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{\text{att},j} + \sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{\text{opt},j} + \sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{r_m,j} \right] [\Sigma_H]^{-T}, \quad (16)$$

式中 $\Sigma_H = \sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{H}_j^T \mathbf{H}_j$; $\mathbf{C}_{r_s,j} = \mathbf{H}_j^T \mathbf{H}_j \mathbf{R}_{r_s,j} \mathbf{H}_j^T \mathbf{H}_j$; $\mathbf{C}_{\text{orb},j} = \mathbf{H}_j^T \mathbf{A}_{\text{orb},j} \mathbf{R}_{\text{orb},j} \mathbf{A}_{\text{orb},j}^T \mathbf{H}_j$; $\mathbf{C}_{\text{att},j} = \mathbf{H}_j^T \mathbf{A}_{\text{att},j} \mathbf{R}_{\text{att},j} \mathbf{A}_{\text{att},j}^T \mathbf{H}_j$; $\mathbf{C}_{\text{opt},j} = \mathbf{H}_j^T \mathbf{A}_{\text{opt},j} \mathbf{R}_{\text{opt},j} \mathbf{A}_{\text{opt},j}^T \mathbf{H}_j$; $\mathbf{C}_{r_m,j} = \mathbf{H}_j^T \mathbf{A}_{\text{mea},j} \mathbf{R}_{r_m,j} \mathbf{A}_{\text{mea},j}^T \mathbf{H}_j f_{\text{IFOV},j}^2$ 。

(16)式是目标定位精度的一般形式,具有普适性。从(16)式可以看出,目标位置误差 $\delta \mathbf{r}$ 由叠加的 5 部分误差构成,分别反映了卫星位置误差、卫星轨道误差、卫星姿态角误差、传感器光轴指向误差和像平面测量误差引起的目标位置误差部分。

记由卫星位置误差、卫星轨道误差、卫星姿态角误差、传感器光轴指向误差和像平面位置测量误差引起的目标定位误差部分分别是 $\mathbf{P}_{r_s}, \mathbf{P}_{\text{orb}}, \mathbf{P}_{\text{att}}, \mathbf{P}_{\text{opt}}$ 和 \mathbf{P}_{r_m} ,则分析(16)式可以进一步得出

$$\mathbf{P}_{r_s} = [\Sigma_H]^{-1} \left[\sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{r_s,j} \right] [\Sigma_H]^{-T}, \quad (17)$$

$$\mathbf{P}_{\text{orb}} = [\Sigma_H]^{-1} \left[\sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{\text{orb},j} \right] [\Sigma_H]^{-T}, \quad (18)$$

$$\mathbf{P}_{\text{att}} = [\Sigma_H]^{-1} \left[\sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{\text{att},j} \right] [\Sigma_H]^{-T}, \quad (19)$$

$$\mathbf{P}_{\text{opt}} = [\Sigma_H]^{-1} \left[\sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{\text{opt},j} \right] [\Sigma_H]^{-T}, \quad (20)$$

$$\mathbf{P}_{r_m} = [\Sigma_H]^{-1} \left[\sum_{j=1}^{N_s} \mathbf{C}_{r_m,j} \right] [\Sigma_H]^{-T}. \quad (21)$$

定义几何精度衰减因子 f_{GDOP} 为^[6,11,12]

$$f_{\text{GDOP}} = \sqrt{\text{tr}[E(\delta \mathbf{r} \delta \mathbf{r}^T)]}, \quad (22)$$

式中 $\text{tr}(\cdot)$ 表示矩阵的迹。

结合(17)式~(22)式,则

$$f_{\text{GDOP}} = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{P}_{r_s} + \mathbf{P}_{\text{orb}} + \mathbf{P}_{\text{att}} + \mathbf{P}_{\text{opt}} + \mathbf{P}_{r_m})}. \quad (23)$$

通过 f_{GDOP} 可以分析不同因素对定位精度的影响。

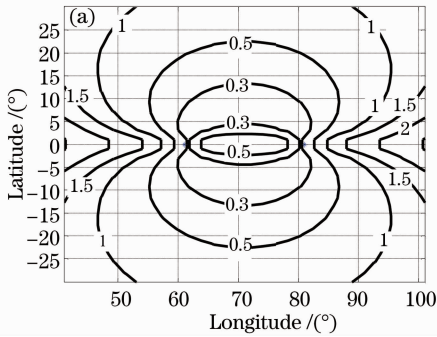
4 仿真分析

4.1 定位精度仿真分析

建立了多因素条件下天基光学传感器网络对目标的定位精度理论分析模型。由于从目标像平面位置求解目标三维位置具有较强的非线性性,但理论分析时只考虑了一阶项,忽略了高阶项的影响,因此有必要将理论分析的目标位置误差 f_{GDOP} 与 Monte Carlo 仿真结果进行比较。根据 f_{GDOP} 的定义,既可以分析各误差对定位精度的总的的影响,也可以分析单一误差源的影响;Monte Carlo 方法分别考虑了(21)式定义的卫星位置误差、卫星轨道误差、卫星姿态误差、传感器指向误差和像平面位置测量误差,具体是在真实值上分别添加随机噪声(除像平面位置误差是 0.5 pixel 的均匀噪声^[13]以外,其他误差均为高斯噪声),然后通过交叉定位法^[12]求解目标三维空间位置,最后与真实位置比较,从而得到目标位置误差。

仿真使用的卫星轨道倾角为 77.8° ,轨道高度为 1596 km^[14];零时刻卫星 1 位于 $(E61^\circ, N0^\circ)$,卫星 2 位于 $(E81^\circ, N0^\circ)$;假设各卫星的误差特性相同,卫星位置误差都取 100 m,卫星轨道误差 20 μrad ,卫星姿态角度误差 20 μrad ,传感器指向误差 20 μrad ,像平面位置误差 0.5 pixel,即 $\mathbf{R}_{r_s,j} =$

$\text{diag}[100^2, 100^2, 100^2]$, $j = 1, 2, \mathbf{R}_{\text{orb},j}, \mathbf{R}_{\text{att},j}, \mathbf{R}_{\text{opt},j}, \mathbf{R}_{\text{m},j}$ 类似; 像素分辨率 $200 \mu\text{rad}$; 目标高度假设与卫星轨道高度相同, 即 1596 km ; Monte Carlo 仿真次数取 1000。图 2 给出了目标位置误差在不同经纬



度区域的分布情况, 其中图 2(a) 是利用 (25) 式计算的理论误差, 图 2(b) 是 Monte Carlo 仿真统计误差, 图中 “* ” 表示卫星的星下点位置, 相同曲线描述了同一个定位误差, 单位为 km。

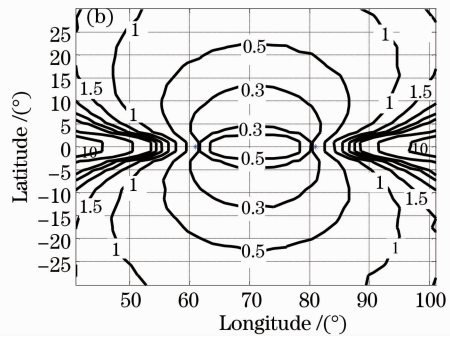


图 2 理论定位误差与仿真定位误差的对比。(a) 理论定位误差, (b) 仿真定位误差

Fig. 2 Comparison between theoretic location errors and simulated location errors. (a) theoretic location errors, (b) simulated location errors

从图 2 可以看出, 理论定位误差的空间分布与 Monte Carlo 统计结果基本一致, 对应曲线上的误差值也基本相当, 并且进一步统计出传感器共视区域内理论误差与仿真误差的平均偏差约为 5 m , 约占理论误差的 1% , 因此验证了本文推导的定位精度分析方法的有效性。下面进行定位精度分析时只需要考虑理论精度即可。

4.2 定位精度理论计算

使用建立的定位精度理论模型可以分析多种因素对目标定位精度的影响。

由卫星位置误差、卫星轨道误差、卫星姿态角误差、传感器光轴指向误差和像平面位置测量误差等误差源所引起的目标定位误差的程度是不相同的。在 4.1 节给定的场景和误差参数下, 图 3 给出了不同误差源所引起的定位误差部分在传感器共视区域内的平均值随目标高度的变化曲线。

从图 3 可以看出, 不同误差源引起的目标定位误差具有一定差别, 比如当目标高度取 1000 km 时, 该

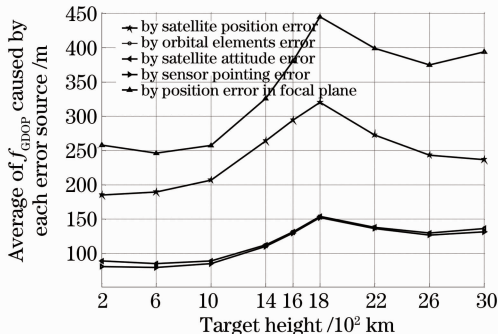


图 3 不同误差源引起的平均定位误差 f_{GDOP}

Fig. 3 Average of f_{GDOP} caused by different error sources

场景下卫星位置误差 100 m 引起的平均定位误差 $f_{\text{GDOP}} \approx 206 \text{ m}$, 即卫星位置误差对定位误差的放大系数约为 2.06, 同理分析可得, 该场景下像平面位置误差对定位误差的放大系数约为 2.57 ($\text{m}/\mu\text{rad}$), 卫星姿态角度误差与卫星轨道误差的放大系数基本相同, 约为 4.5 ($\text{m}/\mu\text{rad}$), 传感器光轴指向误差的放大系数约为 4.2 ($\text{m}/\mu\text{rad}$)。从放大系数之间的差别可以看出, 提高卫星姿态角、卫星轨道和传感器光轴指向的测量精度是提高目标定位性能的关键, 结论与文献 [11] 相同。从图 3 还可以看出, 平均定位误差从 1800 km 高度往两侧呈现先下降后上升的变化趋势, 经初步分析, 原因是: 对同一高度、不同经纬度的分格点进行定位误差分析时, 1800 km 高度所在的经纬度弧面靠近卫星 1, 卫星 2 连线 (即基线方向) 的分格点个数比其他目标高度都多, 由于基线方向为定位盲区^[6,12], 因此这一些点的定位误差非常大, 导致该目标高度的平均定位误差最大; 随着目标高度增加或者降低, 定位盲区逐渐减少, 靠近基线方向的分格点个数也将减少, 因此平均定位误差将变小; 随着目标高度进一步增加或者降低, 定位盲区将完全消失, 此时若观测条件保持不变, 则定位精度主要受目标-卫星的间距影响^[6,12], 间距越远定位误差越大, 因此该场景下的定位误差又将增大。

目标定位精度与观测卫星个数、星座布局密切相关。在 4.1 节场景上再增加 3 颗卫星, 卫星 3~ 卫星 5 的位置分别是 $(E71^\circ, N0^\circ)$, $(E71^\circ, N10^\circ)$ 和 $(E71^\circ, S10^\circ)$, 卫星 1, 卫星 2 位置不变, 误差参数也相同。当利用不同卫星进行观测时, 图 4 给出了目

标位置误差在不同经纬度区域的分布情况。

对比图 4(a),(b)可以看出,观测卫星个数相同而星座布局不相同,定位误差分布具有一定差别,具体体现是定位盲区随星座布局的不同而不同,结论与文献[12]类似;对比图 4(b),(c)可知,增加一颗观测卫星以后,定位误差分布将发生变化,整个监视区域内的定位精度都略有提高;但是对比

图 4(c),(d)却发现,增加观测卫星可能对定位性能没有影响,任意增加一颗卫星并不一定会提高定位性能。因此,天基光学传感器网络进行资源优化调度时,既需要考虑观测卫星的布局问题,又需要考虑观测卫星的个数问题,才能同时达到提高定位性能、节约传感器资源的目的。

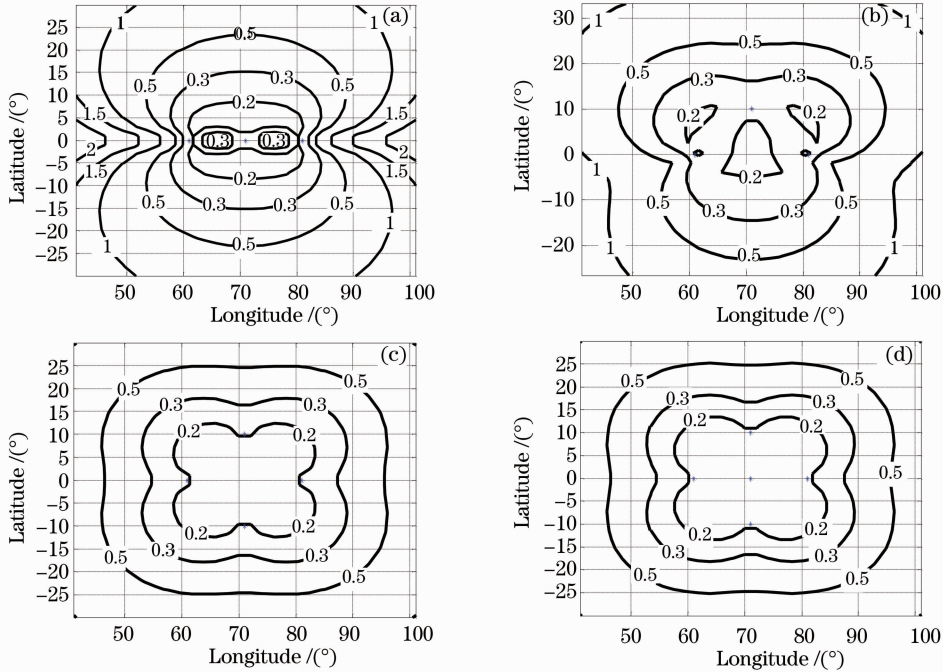


图 4 不同观测卫星个数及星座布局下的定位误差分布。(a) 3 星呈直线布局,(b) 3 星呈三角形布局,(c) 4 星呈矩形布局,(d) 5 星呈矩形布局

Fig. 4 f_{GDOP} under different satellite number and constellation geometry. (a) 3 satellites as linear constellation geometry, (b) 3 satellites as triangle geometry, (c) 4 satellites as rectangle geometry, (d) 5 satellites as rectangle geometry

5 结 论

对目标定位精度进行分析是天基光学传感器网络的重要环节。建立了目标在天基光学传感器像平面的观测模型,分析了对目标定位时的各种误差来源,推导了目标定位精度的理论计算公式,最后通过 Monte Carlo 仿真验证了该理论分析方法的有效性。

根据定位精度理论分析结果,得出了一些重要结论。该结论为天基光学传感器网络的定位精度指标分析提供依据,为传感器优化调度提供参考,因此具有重要的工程指导意义。

参 考 文 献

1 S. S. Marcia. Military space programs: issues concerning DOD's SBIRS and STSS programs [R]. CRS Report for Congress, RS21148, 2006

2 Zhu Jinbiao, Li Jianxun. Novel matching filter design and its application on dim point target detection in infrared image[J]. *Acta Optica Sinica*, 2009, **29**(8): 2128~2133
朱金标, 李建勋. 匹配滤波器优化设计及在红外弱小点目标检测中的应用[J]. *光学学报*, 2009, **29**(8): 2128~2133
3 Cao Qi, Bi Duyan. Characteristic-selecting filtering in infrared small target detection [J]. *Acta Optica Sinica*, 2009, **29**(9): 2408~2412
曹 琦, 毕笃彦. 红外弱小目标检测中的特征选择性滤波方法 [J]. *光学学报*, 2009, **29**(9): 2408~2412
4 Pan Haibin, Zhang Wei, Cong Mingyu *et al.*. Image preprocessing algorithm for space target space-based detection [J]. *Acta Optica Sinica*, 2009, **29**(9): 2402~2407
潘海斌, 张 伟, 丛明煜 等. 一种空间目标在轨检测图像预处理算法 [J]. *光学学报*, 2009, **29**(9): 2402~2407
5 S. Blackman, R. Popoli. Design and Analysis of Modern Tracking Systems [M]. Norwood, MA: Artech House, 1999. 700~735
6 D. J. Torrieri. Statistical theory of passive location systems [J]. *IEEE Aero. Elec. Sys.*, 1984, **20**(2): 183~197
7 T. Brehard, J. P. L. Cadre. Closed-form posterior Cramer-Rao bounds for bearings-only tracking [J]. *IEEE Aero. Elec. Sys.*, 2006, **42**(4): 1198~1223

- 8 Cui Shuhua, Wang Min, Hu Shaolin. Infection analysis of optical tracking measurement data & processing to location accuracy of flight vehicle [J]. *J. Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2008, **28**(1): 229~233
 崔书华, 王敏, 胡绍林. 光学跟踪测量数据及处理对飞行器航迹定位精度的影响分析[J]. *弹箭及制导学报*, 2008, **28**(1): 229~233
- 9 Shi Zhangsong, Zhan Mingfeng, Xing Changfeng. Accuracy analysis of two-dimensional target's joint location based on angles of arrival measurement in bistatic sonar arrays [J]. *Command Control & Simulation*, 2009, **31**(1): 50~53
 石章松, 占明锋, 邢昌凤. 双声纳基阵二维目标联合测向交叉定位算法精度分析[J]. *指挥控制与仿真*, 2009, **31**(1): 50~53
- 10 Zhang Ping, Yi Dongyun, Wu Yi *et al.*. The LOS measurement error character research of space early warning system [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2004, (6): 48~53
 张萍, 易东云, 吴翊等. 空间预警系统的视线测量误差特性分析[J]. *中国空间科学技术*, 2004, (6): 48~53
- 11 Xie Kai, Han Yusheng, Xue Mogen *et al.*. Analysis of passive location accuracy in LEO infrared early warning constellation [J]. *Signal Processing*, 2008, **24**(3): 343~348
 谢凯, 韩裕生, 薛模根等. 低轨红外预警星座无源定位精度分析[J]. *信号处理*, 2008, **24**(3): 343~348
- 12 Sun Zhongkang, Zhou Yiyu, He Lixing. Single and Multiple-Based Active/Passive Location Technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1996. 8~55
 孙仲康, 周一宇, 何黎星. 单多基地有源无源定位技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996. 8~55
- 13 E. K. Stephan. Passive sensor data fusion[C]. *SPIE*, 1991, **1481**: 329~339
- 14 I. A. Budianto, J. R. Olds. A collaborative optimization approach to design and deployment of a space based infrared system constellation[C]. *Proc. IEEE*, 2001, **1**: 385~393