doi:10.3788/gzxb20164512.1211001

微光凝视成像曝光自适应研究

王亚敏[1,2],杨秀彬[1],金光[1],徐伟[1],张钊[1,2]
(1 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,长春 130033)
(2 中国科学院大学,北京 100039)

摘　要:为实现高分视频卫星微光条件下对目标进行长周期凝视曝光成像,设计了适应凝视跟踪稳像姿态变化的自适应曝光周期算法.建立卫星对地实时凝视跟踪数学模型,搭建矢量映射的速度匹配曝光成像关系,利用蒙特卡洛方法对卫星三轴姿态角和姿态角速度控制准确度在微光成像曝光时间内引起的像移量进行统计计算,分析了一定姿态控制准确度下满足高分卫星微光成像的曝光周期.最后,利用灵巧验证卫星进行微光成像曝光周期自适应稳像姿态的在轨试验.结果表明,卫星姿态控制准确度分别为 0.08°与 0.0088°/s 和 0.04°与 0.003°/s 时,对应的成像曝光时间分别为 18 ms 和 55.2 ms,通过对微光成像的目标点进行分析,曝光过程中成像目标点的实际偏差像元量小于 1 个像元,此偏差对成像质量影响较小,成像影像的信噪比高.

关键词:微光成像;自适应曝光;稳像姿态;蒙特卡洛;信噪比
中图分类号:V11　　**文献标识码**:A　　**文章编号**:1004-4213(2016)12-1211001-7

Study on Adaptive Exposure Time for Low-light Staring Imaging

WANG Ya-min[1,2], YANG Xiu-bin[1], JIN Guang[1], XU Wei[1], ZHANG Zhao[1,2]
(1 *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*)
(2 *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing*100039, *China*)

Abstract: In order to realize the long period gaze exposure imaging for low-light application, an exposure period algorithm was designed to match the attitude change of gaze tracking image. Based on the mathematical model of the satellite to ground real-time gaze tracking, the velocity matching exposure imaging relations was set up. Image motion was induced by three-axis attitude angle and control accuracy of attitude angular velocity during the low-light imaging exposure period produces, and it can be calculated by using the method of the Monte Carlo. And exposure period was analyzed to meet the satellite attitude control accuracy in the low-light imaging. Finally, an on-orbit test of adaptive exposure period of low-light imaging algorithm was carried out on the smart verification satellite. Results show that: the corresponding imaging exposure time is18 ms and 55.2 ms respectively when the control accuracy of satellite attitude is 0.08°,0.0088°/s and 0.04°,0.003°/s . The actual deviation pixel of target point in the process exposure at imaging is less than 1 pixel. This bias has little influence on the imaging quality and image signal-to-noise ratio.

Key words: Low-light imaging; Adaptive exposure; Image stabilization attitude; Monte Carlo; Signal-to-Noise Ratio
OCIS Codes: 040.3780; 080.2740; 280.4788; 110.3000; 110.4280

基金项目:国家自然科学基金青年基金(No. 61503360)资助
第一作者:王亚敏(1988－),女,博士研究生,主要研究方向为卫星多模式成像. Email:493729483@qq.com
导　　师:金光(1958－),男,研究员,博士,主要研究方向为空间光学遥感器总体. Email:jing@ciomp.ac.cn
收稿日期:2016-06-21;**录用日期**:2016-08-26

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

0 引言

微光是指在夜间或低照度条件下，能量低到不能引起人眼良好视觉或光电探测器响应的微弱光照. 其中，黄昏照度(100lx)以下的照度范围是空间微光成像系统最主要的探测照度条件. 普通可见光成像设备难以在低照度条件下工作，红外云图又不易区分低云大雾与地表，因此空间微光成像技术是监测夜间和晨昏时段低云大雾的最有效手段之一. 具有空间微光成像模式的卫星可以在夜晚对地成像，获取地面灯光，车辆及道路信息，微光图像可以用于调查人类活动规律，反应不同城市和地区的繁荣程度，显示自然灾害前后的变化，对社会学、经济学等方面的研究具有重要意义.

由于微光条件下光强较弱，微光成像需要长时间的曝光成像才能收集到足够的能量，所以需要采用在轨凝视成像模式实现对在轨飞行卫星与目标点的相对静止. 凝视成像卫星需要在短时间内进行快速姿态机动，这对姿态控制准确度及机动能力都提出了很高的要求. 在凝视视频模式下，卫星通过姿态调整实现对成像点的凝视跟踪机动，成像电子学进行面阵成像，理论上焦面的像移通过卫星姿态调整被补偿为 0. 虽然微光凝视成像过程中光学载荷光轴和地面目标点之间没有相对运动，但在实际成像过程中，卫星的实际姿态与地面任务规划系统的理论数引之间有微小的偏差，卫星成像过程中存在三轴姿态角度的快速变化及姿态的动态跟踪控制误差，导致焦面上出现偏差像移，使被观测目标的像在焦面探测元上的驻留时间较短，小于探测器的积分时间，存在目标像移量大于探测元尺寸的现象，并随着曝光时间的推进而被积分放大，从而影响成像质量[1-4]. 该偏差在大于或等于 1 个像元时将导致图像模糊，严重影响成像质量，而曝光时间过短又导致图像信噪比下降. 因此，微光成像需要保证曝光时间与凝视稳像成像姿态进行自适应匹配.

微光成像技术涉及多方面内容，在现有研究中，文献[5]研究了基于双框架控制力矩陀螺的敏捷小卫星对地凝视成像过程中的姿态跟踪控制；文献[6]为实现凝视卫星高分跟踪成像，设计了数字域时间延迟积分传感器在凝视姿态下的成像匹配模型，推导了卫星凝视跟踪成像时相对轨道坐标系的姿态变化；文献[7]针对视频卫星对地凝视成像的姿态控制问题，提出了一种基于双框架控制力矩陀螺和反作用飞轮的卫星对地凝视姿态跟踪有限时间控制方法；文献[8]介绍了凝视型成像技术的特点、优势、现状和发展趋势，论述了凝视型成像技术应用于遥感领域发展的重要性，总结了面阵凝视型成像技术作为空间应用所涵盖的关键技术；文献[9]在建立二维扫描观测模型的基础上，提出了基于椭球体地球模型的二维扫描像移补偿方案，给出了任意空间观测到的目标位置的快速迭代算法，并以真实轨道和仿真姿态数据验证了像移补偿模型的实际性能；文献[10]提出了空间相机对飞行器姿态准确度的要求以实现高准确度的像移补偿，确定了允许的像移匹配误差；文献[11]分析了速高比、姿态角与姿态变化对像移的影响，并提出相应的像移补偿方法；文献[12]为消除相机前向像移补偿时的扰动设计了线性自抗扰控制器，研究了角速度扰动与力矩扰动的等效关系和补偿方法. 综上，现有研究在姿态规划和像移方面已经做了很多工作，但是在微光成像模式下姿态、像移与卫星曝光时间的关系方面尚缺少系统性分析，微光成像时卫星凝视姿态快速变化情况下曝光时间的选取问题尚待研究.

本文针对卫星微光成像模式下长时间的曝光要求与短时间内姿态快速机动及姿态稳定之间的相互制约问题，提出了凝视成像姿态与曝光时间的自适应匹配算法，统计计算了微光凝视模式下姿态指向准确度和稳定度对曝光时间的影响，解决了长周期的曝光时间与对地凝视快速机动姿态的匹配问题.

1 微光成像曝光自适应稳像姿态建模

在轨卫星、地球与太阳存在相对运动，卫星必将出现在地影区. 如图 1，太阳光照射地球，A 为光照区，B 为地影区，卫星在地影区月光等微光条件下存在长时间的可成像区域. 然而原有的光学相机受光照条件的严格约束，地影区光照条件不足，常规的可见光成像在这种情况下不适用. 高灵敏度相机在卫星凝视成像模式下，对目标点进行长时间的凝视曝光成像，可以在微光条件下得到清晰的影像.

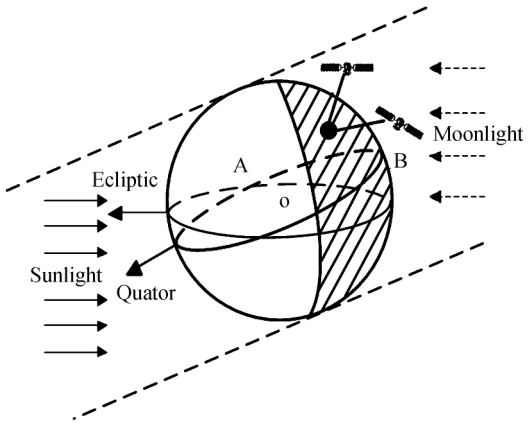

图 1 太阳光照区和地影区示意图

Fig. 1 Diagrams of the sun light and shadow area

凝视卫星对地成像时，卫星通过姿态机动对地面目标与卫星的相对运动进行相互补偿，实现飞行卫星与目标点的相对静止. 在凝视跟踪过程中，由于卫星的实际姿态与任务规划系统的理论数引之间存在微小的偏差，导致微光成像曝光过程中焦面上出现偏差像移

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

量. 因此，为了计算微光成像曝光时间内像移量偏差，首先需要计算微光成像凝视跟踪稳像姿态，再利用坐标变换与矢量映射等方法，将目标点合速度矢量与卫星机动姿态角速度投影至像面坐标系上，通过成像像移约束，计算曝光时间与凝视稳像姿态变化的关系.

1.1 建立微光成像凝视跟踪模型

凝视成像模式可以满足夜视情况下对目标点的长时间曝光，在与地面目标点之间存在相对运动的情况下卫星为了实现对目标凝视摄像，需要将光学传感器的光轴始终指向目标点，即光轴 $\boldsymbol{u}^O$ 始终与观测矢量 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 重合，从而保证卫星机动最短的角距离跟踪目标，实现机动路径上的最优跟踪，如图 2.

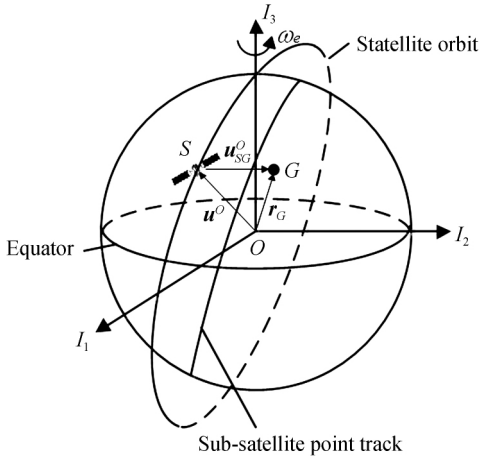

图 2 微光凝视成像示意图

Fig. 2 Schematic diagram of low-light staring imaging

卫星对地三轴稳定成像时，星体有无数个机动路径. 根据四元数的定义选取最短机动路径，则为了实现微光凝视观测，卫星本体坐标系相对轨道坐标系的期望四元数 $\boldsymbol{Q}_c$ 表示为

$$\boldsymbol{Q}_c=\left[\cos\frac{\xi}{2}\quad \boldsymbol{e}\sin\frac{\xi}{2}\right]^{\mathrm{G}}=[q_{c0}\quad q_{c1}\quad q_{c2}\quad q_{c3}]^{\mathrm{G}} \tag{1}$$

式中，ξ 为观测矢量 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 与光轴 $\boldsymbol{u}^O$ 之间的夹角，$\boldsymbol{e}$ 为与 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$、$\boldsymbol{u}^O$ 垂直的单位矢量，分别表示为

$$\begin{cases}\xi=\arccos\dfrac{\boldsymbol{u}^O\cdot\boldsymbol{u}_{SG}^O}{|\boldsymbol{u}^O|\cdot|\boldsymbol{u}_{SG}^O|}\\ \boldsymbol{e}=\dfrac{\boldsymbol{u}^O\times\boldsymbol{u}_{SG}^O}{|\boldsymbol{u}^O\times\boldsymbol{u}_{SG}^O|}\end{cases} \tag{2}$$

式中，光轴向量 $\boldsymbol{u}^O$ 可由 GPS 给出的卫星位置推算得出，在轨道坐标系下，沿观测矢量方向上的单位向量 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{u}_{SG}^O=\dfrac{\boldsymbol{r}_{SG}^O}{|\boldsymbol{r}_{SG}^O|}\\ \boldsymbol{r}_{SG}^O=\boldsymbol{A}_I^O(\boldsymbol{r}_G^I-\boldsymbol{r}_S^I)\end{cases} \tag{3}$$

式中，$\boldsymbol{A}_I^O$ 为地球惯性坐标系到轨道坐标系的坐标转换矩阵，$\boldsymbol{r}_S^I$ 为卫星在地球惯性坐标系中的位置矢量，$\boldsymbol{r}_G^I$ 为目标点在地球惯性坐标系中的位置矢量. 地球表面的观测目标由地心经度 α、地心纬度 β 以及海拔高度 h 来表示，则目标点 G 在地球惯性坐标系 $\boldsymbol{I}$ 中可以表示为

$$\boldsymbol{r}_G^I=\begin{bmatrix}x_G^I\\ y_G^I\\ z_G^I\end{bmatrix}=|\boldsymbol{r}_G|\cdot\begin{bmatrix}\cos\beta\cos\alpha\\ \cos\beta\sin\alpha\\ \sin\beta\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中，$|\boldsymbol{r}_G|$ 为目标点 G 到地心 O 的矢量 $\boldsymbol{r}_G$ 的长度. 在 $a_e=6\ 378.137$ km（WGS84 坐标系下的地球长半轴）；$b_e=6\ 356.752\ 3$ km（地球短半轴）时，地心半径由地心纬度唯一确定，即

$$|\boldsymbol{r}_G|=\sqrt{\frac{a_e^2\cdot b_e^2\cdot(1+\tan^2\beta)}{b_e^2+a_e^2\cdot\tan^2\beta}}+h=\frac{a_e\cdot b_e}{\sqrt{a_e^2\cdot\sin^2\beta+b_e^2\cdot\cos^2\beta}}+h \tag{5}$$

期望四元数 $\boldsymbol{Q}_c$ 即为凝视观测星体需要机动的四元数. 此类机动方式的机动欧拉轴垂直于观测矢量 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 和光轴 $\boldsymbol{u}^O$，在 $\boldsymbol{u}^O$ 和 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 方向上没有角速度分量，只考虑 $\boldsymbol{u}^O$ 和 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 指向一致. 这样可以实现卫星以最短的角距离跟踪目标，从而保证机动路径的最优跟踪. 当卫星按照 1-2-3 转序旋转时，得到凝视时卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的期望横滚角 φ_c 和期望俯仰角 θ_c，即

$$\begin{cases}\varphi_c=\arcsin[2(q_{c0}q_{c2}+q_{c1}q_{c3})]\\ \theta_c=\arctan\dfrac{2(q_{c2}q_{c3}-q_{c0}q_{c1})}{q_{c0}^2-q_{c1}^2-q_{c2}^2+q_{c3}^2}\end{cases} \tag{6}$$

1.2 像面偏差像移量分析

在卫星凝视跟踪成像时，由于卫星的实际姿态与理论数引之间存在微小的偏差，导致凝视姿态速度与地物目标点合速度矢量没有相互补偿，成像曝光过程中在像面坐标系下出现偏差像移. 因此，需要对凝视姿态速度和地物目标点合速度矢量在像面坐标下的矢量合进行计算.

1.2.1 地物点速度矢量在像面坐标系的矢量映射

如图 3、4，凝视成像地物点 G 的速度由两分量组成，一是由卫星的轨道运动导致的进动速度，另一个是地球的自转运动形成的与纬线同向的切向速度.

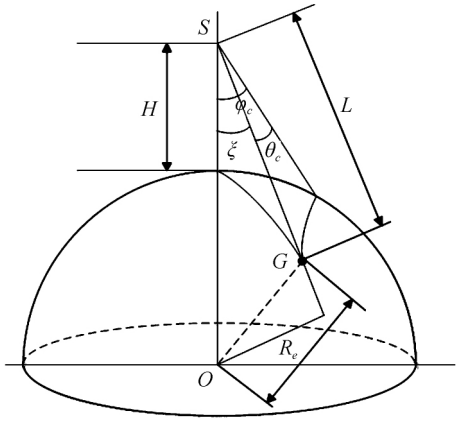

图 3 卫星姿态机动后的目标点参量

Fig. 3 Target point parameters after satellite attitude maneuver

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

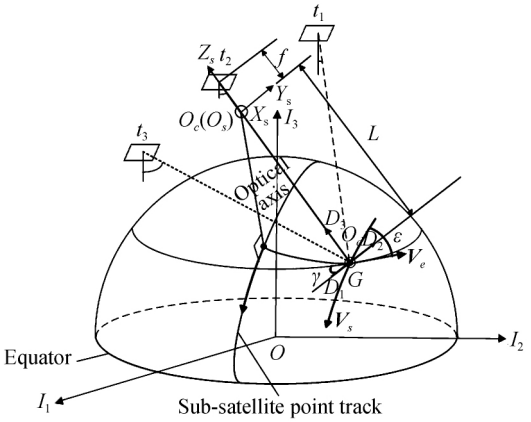

图 4 微光凝视成像矢量映射示意图

Fig. 4 Sketch map of low-light staring imaging vectors

当卫星侧摆角为 φ_c 俯仰角为 θ_c 时，视轴指向景物处的合速度矢量 $\boldsymbol{V}=[V_1 V_2 V_3]$.

$$V_1=V_s+V_e\cos\varepsilon;$$

$$V_2=V_e\sin\varepsilon;$$

$$V_3=V_e\sin\varepsilon\cos\gamma;$$

$$\boldsymbol{V}_s=\upsilon\cdot[R_e-L\cdot\cos\xi];$$

$$\boldsymbol{V}_e=\omega_e\cdot R_e\cdot\cos\lambda G;$$

$$L=(H+R_e)\cos\xi-[R_e^2-(H+R_e)^2\sin^2\xi]^{1/2};$$

$$\varepsilon=\frac{\pi}{2}-\arcsin[\cos(\pi-i_0)/\cos(\lambda_G)];$$

$$\gamma=\xi.$$

其中：$\boldsymbol{V}_s$ 为由卫星的轨道运动产生的进动速度；$\boldsymbol{V}_e$ 为由地球自转运动在景物处产生的与纬线同向的切向速度；υ 为轨道进动角速度；ω_e 为地球自转角速度；R_e 为地球半径；H 为轨道高度；i_0 为轨道倾角；L 为卫星到景点的斜距.

地物点速度矢量在像面坐标系的矢量映射，是将地物点合速度矢量映射至像面坐标系内，计算由 G 发出的速度矢量 $\boldsymbol{V}$ 经过矢量映射最终到达像面上的速度矢量.

如图 5，设 f 为焦距，η 为卫星视场角，则矢量映射至像面坐标系的变化关系为

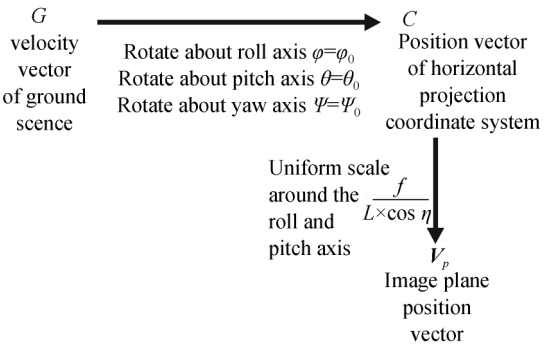

图 5 地物点速度矢量在像面坐标系的矢量映射

Fig. 5 Vector map of point velocity vector in image plane coordinate system

$$\boldsymbol{V}_p=\begin{bmatrix}V_{p1}\\V_{p2}\\V_{p3}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\frac{f}{L\times\cos\eta} & 0 & 0\\ 0 & -\frac{f}{L\times\cos\eta} & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}V_1\\V_2\\V_3\end{bmatrix} \tag{7}$$

根据像面坐标系下的像移速度矢量求得期望偏航角 ψ_G 为

$$\psi_G=\arctan\frac{V_{p2}}{V_{p1}} \tag{8}$$

1.2.2 卫星姿态矢量在像面坐标系的矢量映射

凝视成像时，卫星姿态角与姿态角速度共同影响像面坐标系内的像移速度，利用相机焦面矢量与卫星姿态变化关系建立微光凝视稳像成像姿态变化导致的位置变化模型，通过对位置矢量的求导与光学系统焦距的乘积得到卫星姿态变化在像面坐标系下的像移速度矢量，如图 6.

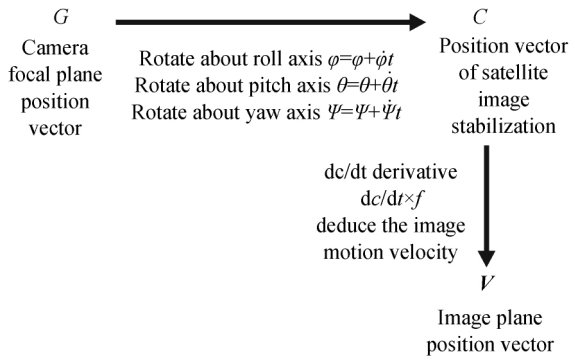

图 6 微光稳像姿态引起的速度矢量求解图

Fig. 6 Solution of velocity vector induced by low-light image stabilization

$$\boldsymbol{c}=\begin{bmatrix}c_1\\c_2\\c_3\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos(\psi_c+\dot{\psi}t) & \sin(\psi_c+\dot{\psi}t) & 0\\ -\sin(\psi_c+\dot{\psi}t) & \cos(\psi_c+\dot{\psi}t) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\cdot$$
$$\begin{bmatrix}\cos(\theta_c+\dot{\theta}t) & 0 & -\sin(\theta_c+\dot{\theta}t)\\ 0 & 1 & 0\\ \sin(\theta_c+\dot{\theta}t) & 0 & \cos(\theta_c+\dot{\theta}t)\end{bmatrix}\cdot$$
$$\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos(\varphi_c+\dot{\varphi}t) & \sin(\varphi_c+\dot{\varphi}t)\\ 0 & -\sin(\varphi_c+\dot{\varphi}t) & \cos(\varphi_c+\dot{\varphi}t)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}g_1\\g_2\\g_3\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中，$(g_1 g_2 g_3)$ 为相机焦平面的位置矢量，如焦平面中心点矢量为(001). 将焦面位置矢量方程两边对 t 求导后乘以焦距 f 并令 $t=0$，则可得像面像移速度矢量

$$\boldsymbol{V}_q=\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{c}}{\mathrm{d}t}\times f|_{t=0} \tag{10}$$

1.3 一定姿态准确度下的最佳曝光时间计算

根据目标点速度矢量与凝视姿态补偿速度矢量在像面坐标系的矢量映射与求解计算，得到像面坐标系下微光成像时偏差像移速度，一般认为微光成像曝光时间内像移在 n 个像元之内不影响图像质量，求得偏差像移量在 n 个像元之内的曝光时间 T_G 为

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

$$\begin{cases} \boldsymbol{V}=\boldsymbol{V}_p+\boldsymbol{V}_q \\ T_G=\dfrac{na}{|\boldsymbol{V}|} \end{cases} \tag{11}$$

式中，a 为像元尺寸.

2 凝视卫星稳像姿态误差对曝光时间的影响

误差的计算方法有几何法、微分法和蒙特卡洛法等. 由于凝视微光成像数学模型包含姿态控制准确度及姿态稳定度等不确定的参量，且求解微分方程非常繁琐，求出微分对于手工计算而言几乎是不可能. 蒙特卡洛(Monte-Carlo)方法，是一类通过随机变量的统计试验、随机模拟，求解数学物理、工程技术问题近似解的数值方法，采用蒙特卡洛法可以使这个问题变得简明而清晰. 通过对参量及其误差的随机分布进行抽样，代入公式计算，对结果进行统计，较容易得到像移计算误差分布以及方差结果. 蒙特卡洛方法比微分方法优越之处在于解决了均匀分布的参量统计问题，解决了微分法中只能代表某一特定参量空间点的状况，完成对所有参量空间点的整体认识.

为同时分析三轴姿态角和姿态角速度对焦平面的影响，本文利用蒙特卡洛法将卫星三轴姿态等相关参量及其随机误差进行抽样，分布见表 1，带入凝视卫星成像的期望姿态公式和微光成像曝光时间内偏差像移量模型，得到卫星凝视三轴姿态角和姿态角速度对微光成像曝光时间的影响，如图 7，纵坐标为相应数据的统计数量，横坐标为微光成像时曝光频率 f_G.

表 1 随机误差计算

Table 1 Random error computation

Index i、j	Uniform distribution random matrix $\boldsymbol{S}_{i,j}$	Normal distribution random matrix $\boldsymbol{T}_{i,j}$	Max	Random error
1	$S_{i,1}$		0.1°	$\varphi_0=2(S_{i,1}-0.5)\varphi_{\max}$
2	$S_{i,2}$		0.1°	$\theta_0=2(S_{i,2}-0.5)\theta_{\max}$
3	$S_{i,3}$		0.1°	$\psi_0=2(S_{i,3}-0.5)\psi_{\max}$
4	$S_{i,4}$		0.01°/s	$\dot{\varphi}=2(S_{i,1}-0.5)\dot{\varphi}_{\max}$
5	$S_{i,5}$		0.01°/s	$\dot{\theta}=2(S_{i,2}-0.5)\dot{\theta}_{\max}$
6	$S_{i,6}$		0.01°/s	$\dot{\psi}=2(S_{i,3}-0.5)\dot{\psi}_{\max}$
7		$T_{i,12}$	0.05°	$\Delta\varphi=\mathrm{Sign}(\cdot)T_{i,12}\cdot\sigma_\varphi$
8		$T_{i,13}$	0.05°	$\Delta\theta=\mathrm{Sign}(\cdot)T_{i,13}\cdot\sigma_\theta$
9		$T_{i,14}$	0.05°	$\Delta\psi=\mathrm{Sign}(\cdot)T_{i,14}\cdot\sigma_\psi$
10		$T_{i,15}$	0.005°/s	$\Delta\dot{\varphi}=\mathrm{Sign}(\cdot)T_{i,15}\cdot\sigma_{\dot{\varphi}}$
11		$T_{i,16}$	0.005°/s	$\Delta\dot{\theta}=\mathrm{Sign}(\cdot)T_{i,16}\cdot\sigma_{\dot{\theta}}$
12		$T_{i,17}$	0.005°/s	$\Delta\dot{\psi}=\mathrm{Sign}(\cdot)T_{i,17}\cdot\sigma_{\dot{\psi}}$

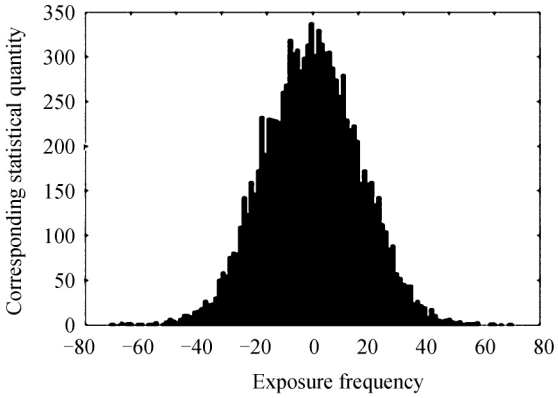

图 7 曝光频率极限误差分布图

Fig. 7 Exposure frequency limit error distribution

合成步骤为：

1)对应公式中的 6 个随机变量和 6 个姿态初始值产生 12 个伪随机数序列 $\boldsymbol{S}_{i,j}$，$i=1,2,\cdots,n$(n 为计算采样数，一个比较大的数)；$j=1,2,\cdots,m$($m=12$，即 12 个伪随机数). 公式中，i_0、ω 为常量，而 γ_0 的误差已经在 σ_λ 的误差项中考虑，故不重复计算.

12 个随机变量中，φ_0、θ_0、ψ_0、$\dot{\varphi}$、$\dot{\theta}$ 和 $\dot{\psi}$6 个变量为均匀分布，因此产生均匀分布随机数矩阵 $\boldsymbol{S}_{i,j}$，其中：$i=1,2,\cdots,n$(n 是一个比较大的数，即计算采样数)；$j=1,2,\cdots,6$. 而其余的 6 个随机变量为正态分布，因此产生归一化正态分布随机数 $T_{i,j}$，其中 $i=1,2,\cdots,n$；$j=7,8,\cdots,12$.

2) 将 $i=1$ 的 $\varphi_{0(i=1)}$、$\theta_{0(i=1)}$、$\psi_{0(i=1)}$、$\dot{\varphi}_{0(i=1)}$、$\dot{\theta}_{0(i=1)}$ 和 $\dot{\psi}_{0(i=1)}$ 的值，以及公式中其余参量某一时刻 $t_{(i=1)}$ 值 $V_{S(i=1)}$、$V_{e(i=1)}$ 等参量值代入，可以获得 $i=1$，即第一个采样点的 $T_{G(i=1)}$.

3) 将 $i=1$ 的

$(\varphi_{0(i=1)}+\Delta\varphi_{(i=1)})$、$(\theta_{0(i=1)}+\Delta\theta_{(i=1)})$、$(\psi_{0(i=1)}+\Delta\psi_{(i=1)})$、$(\dot{\varphi}_{0(i=1)}+\Delta\dot{\varphi}_{(i=1)})$、$(\dot{\theta}_{0(i=1)}+\Delta\dot{\theta}_{(i=1)})$ 和 $(\dot{\psi}_{0(i=1)}+\Delta\dot{\psi}_{(i=1)})$ 值，以及 i_0、ω_e 等参量值代入，可以获得 $t_{(i=1)}$ 时刻的 $(T_G+\Delta T_G)_{(i=1)}$ 的值. 由此可得

$$\Delta T_{G(i=1)}=(T_G+\Delta T_G)_{(i=1)}-T_{G(i=1)} \tag{12}$$

4) 根据摄影周期，将 $\gamma_{0(i=1)}$ 增加一个增量，即增加卫星轨道运动增加的中心角得到 $\gamma_{0(i=2)}$，同时将 $i=2$，$j=1,2,\cdots,12$ 的 12 个随机数按步骤 2)、3)计算，获得 $\Delta T_{G(i=2)}$.

5) 重复以上步骤，最终可以获得两组 ΔT_G 合成误差的数列，即两组合成误差的样本：

$\Delta T_{G(i=1)}$，$\Delta T_{G(i=2)}$，$\cdots$，$\Delta T_{G(i=n)}$.

通过对这两组样本进行统计分析，可以获得合成误差的统计特性，统计计算 3σ 对应得到的曝光频率为 $f_G=56.4$.

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

3 微光成像在轨实验演示验证

微光成像模式能够在夜晚成像得到高信噪比的图像.它的技术关键点主要在两个方面,分别是高灵敏度传感器技术和长时间的曝光成像匹配.长春光机所自主研发的高灵敏度 G400 型 CMOS 探测器具有极低系统读出噪声,成像性能全面优于现有科学级 EMCCD 等常用微光成像焦面传感器,作为微光成像传感器已经成功应用于吉林一号灵巧验证卫星.为了验证卫星微光凝视成像曝光自适应稳像姿态算法的正确性,2015 年 10 月,利用验证卫星对美国丹佛夜景和印度新德里夜景进行了微光成像在轨试验,其中,图 8 为美国丹佛夜间灯光图像,图 9 为印度新德里夜间微光图像.卫星轨道高度 656 km,空间分辨率 4.7 km,视场角 0.41°,随卫星凝视稳像姿态准确度变化的曝光时间等

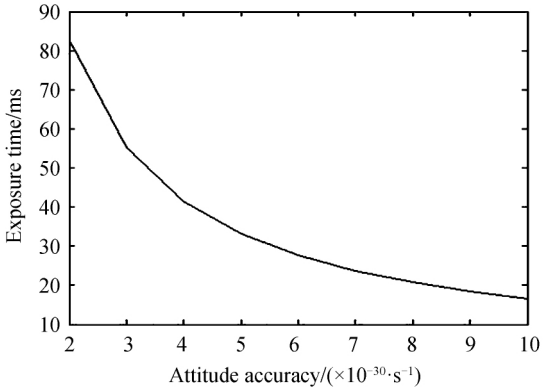

图 8 不同姿态控制准确度下的曝光时间

Fig. 8 Exposure times under different attitude control accuracy

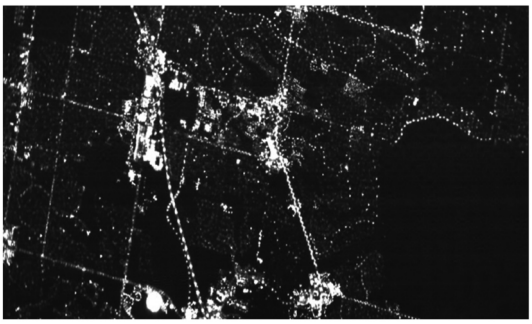

图 9 对美国丹佛进行成像

Fig. 9 Imaging of Denver, the United States

表 2 随稳像姿态准确度变化的曝光时间选取

Table 2 Exposure time selection with the change of attitude precision of image stabilization

Place	Denver	New delhi
Imaging moment	2 015.10.17	2 015.10.19
Attitude angle	(40°30°0°)	(30°35°0°)
Attitudestabilization	0.08°	0.04°
Attitude accuracy	0.008 8°/s	0.003°/s
Exposure time	18 ms	55.2 ms

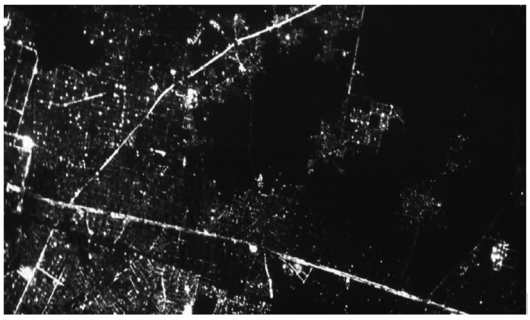

图 10 对印度新德里进行成像

Fig. 10 Imaging of New Delhi, India

参量的选取见表 2.以此为基础,得出更多的姿态控制准确度下建议的曝光时间,绘制曲线如图 10 所示.

信噪比是图片质量评价的一个重要指标,假设其他的影响因素不变,对凝视成像模式低照度成像的信噪比情况进行分析,理论信噪比计算公式为

$$\begin{cases} \mathrm{SNR}=20\lg\dfrac{S}{N} \\ S=\dfrac{R}{K_{\mathrm{c}}}\cdot T_{\mathrm{G}}\cdot\dfrac{\pi\cdot\tau_{\mathrm{o}}\cdot\tau_{\mathrm{a}}\cdot\rho\cdot E_{\mathrm{G}}}{4\pi\cdot F^2} \\ N=\sqrt{\sigma_{\mathrm{rms}}^2+\sigma_{\mathrm{dark}}^2+\sigma_{\mathrm{shot}}^2} \end{cases} \tag{13}$$

式中,S 为 CCD 信号电子数,N 为 CCD 视频噪声电子数.R 为探测器平均光谱响应度,K_{c} 为转换因子,T_{G} 为曝光时间,τ_{o} 为光学系统总透过率,τ_{a} 为大气透过率,待观测目标景物反射率为 ρ,地面目标照度为 E_{G},F 为相机的相对孔径倒数.σ_{rms} 为读出噪声,σ_{dark} 为暗电流噪声,σ_{shot} 为霰粒噪声.

从图像中选择平坦区域,利用去方差法计算图像实际的信噪比.首先从图像中选取一个面积较大而且均匀的区域,然后计算该区域内的像元均值和标准差,均值和标准差比值即为所求的信噪比,公式为

$$\begin{cases} \overline{\mathrm{DN}}=\dfrac{1}{N}\sum\limits_{i=1}^{N}\mathrm{DN}_i \\ \sigma=\sqrt{\dfrac{1}{(N-1)}\sum\limits_{i=1}^{N}(\mathrm{DN}_i-\overline{\mathrm{DN}})^2} \\ \mathrm{SNR}=\overline{\mathrm{DN}}/\sigma \end{cases} \tag{14}$$

式中,DN_i 表示所选择区域图像中每个像素的 DN 值;$\overline{\mathrm{DN}}$表示该区域图像 DN 值的均值;σ 表示该区域图像 DN 值的标准差.

得到的两图片理论和实际信噪比对照见表 3.

表 3 信噪比计算

Table 3 Signal to noise ratio calculation

Place	Signal to noise ratio(theory)	Signal to noise ratio(fact)
Denver	11 dB	10.2 dB
New Delhi	15 dB	14.6 dB

如表 2、3 所示,对美国丹佛夜景和印度新德里夜景进行微光成像时,卫星姿态控制准确度分别为 0.08° 与 0.0088°/s 和 0.04°与 0.003°/s 时,对应的成像曝光

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

时间分别为 18 ms 和 55.2 ms，理论信噪比分别为 11 dB 和 15 dB，实际信噪比分别达到 10.2 dB 和 14.6 dB，一致性良好. 依据工程经验，城市夜间微光成像的信噪比达到 10 dB 以上即说明该卫星图像是清晰可靠的，通过对微光图片进行分析，曝光过程中成像目标点的实际偏差像元量小于 1 个像元，此偏差对成像质量影响较小，成像信噪比高.

4 结论

卫星凝视对地进行微光成像时，为了实现在一定姿态稳定条件下进行最长周期的曝光成像，实现高质量、高信噪比的成像质量，分析了微光条件下像移速度及姿态准确度对相机曝光时间的影响机理，通过建立卫星对地实时凝视跟踪与速度矢量映射成像数学模型及利用验证卫星进行微光成像在轨试验验证，实现卫星在轨曝光与稳像姿态自适应配准微光成像，提高夜视成像质量，达到星载探测的要求.

参考文献

[1] WILKINS A N, MCELWAIN M W, NORTON T J, *et al*. Characterization of a photon counting EMCCD for space-based high contrast imaging spectroscopy of extra solar planets[C]. SPIE Astronomical Telescopes + Instrumentation. International Society for Optics and Photonics, 2014: 91540C.

[2] MACDOUGAL M, HOOD A, GESKE J, *et al*. InGaAs focal plane arrays for low light level SWIR imaging[C]. SPIE, 2011, **8012**: 801221.

[3] ROWLAND D E, COLLIER M R, SIGWARTH J B, *et al*. Science of opportunity: heliophysics on the FASTSAT mission and STP-S26 [C]. Proceedings of 2011 IEEE Aerospace Conference. New York: IEEE, 2011: 1-12.

[4] ZHANG Liu, SUN Zhi-yuan, JIN Guang. Design of physical simulation system for TDI CCD dynamic imaging[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, **19**(3): 641-650.
张刘，孙志远，金光. 星载 TDI CCD 动态成像全物理仿真系统设计[J]. 光学精密工程，2011，**19**(3): 641-650.

[5] WANG Xiao-yong, LI Qi, XU Zhi-hai, *et al*. Real-time digital image stabilization system based on gray projection algorithm [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2006, **35**(8): 1268-1271.
汪小勇，李奇，徐之海，等. 用于实时数字稳像的灰度投影算法研究[J]. 光子学报，2006，**35**(8): 1268-1271.

[6] WANG Guo-fu, YU Fa-shan, WANG Xu-dong. Study of image stabilizing algorithm for airborne electro-optical trackingsystem[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2007, **36**(SUP): 253-255.
王国富，余发山，汪旭东，等. 机载光电跟踪系统的电子稳像算法研究[J]. 光子学报，2007，**36**(SUP): 253-255.

[7] CHEN Xue-qin, GENG Yun-hai, WANG Feng, *et al*. Staring imaging attitude tracking control of agile small satellite[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, **20**(5): 1031-1039.
陈雪芹，耿云海，王峰，等. 敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制[J]. 光学精密工程，2012，**20**(5): 1031-1039.

[8] YANG Xiu-bin, JIANG Li, *et al*. Design and analysis of CMOS camera based on TDI in digital domain to realize high resolution staring-imaging[J]. *Acta Optica Sinica*, 2012, **32**(9): 0911004.
杨秀彬，姜丽，等. 数字域时间延迟积分时间 CMOS 相机高分凝视成像设计分析[J]. 光学学报，2012，**32**(9): 0911004.

[9] FENG Yu-shu, LIU Kun, ZHANG Wen-dun. Simulation of staring Imaging attitude tracking finite time control of TV Satellite[J]. *Journal of System Simulation*, 2016, **28**(1): 226-234.
冯昱澍，刘昆，张文敦. 视频卫星凝视姿态跟踪有限时间控制仿真研究[J]. 系统仿真学报，2016，**28**(1): 226-234.

[10] LIU Zhao-jun, CHEN Wei. Space applications of staring imaging technology with area FPA[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, **35**(5): 541-545.
刘兆军，陈伟. 面阵凝视型成像空间应用技术[J]. 红外与激光工程，2006，**35**(5): 541-545.

[11] GUO Qiang, ZHANG Xiao-hu. Image shift compensation modeling and analysis for two-dimensional scanning on geostationary orbit[J]. *Acta Optica Sinica*, 2007, **27**(10): 1779-1787.
郭强，张晓虎. 地球同步轨道二维扫描像移补偿技术建模与分析[J]. 光学学报，2007，**27**(10): 1779-1787.

[12] YAN De-jie, XU Shu-yan, HAN Cheng-shan. Effect of aerocraft attitude on image motion compensation of space camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, **16**(11): 2199-2203.
闫得杰，徐抒岩，韩诚山. 飞行器姿态对空间相机像移补偿的影响[J]. 光学精密工程，2008，**16**(11): 2199-2203.

[13] XU Yong-sen, DING Ya-lin, TIAN Hai-ying. Analysis of image motion compensation accuracyfor aerial push-broom sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, **17**(2): 453-459.
许永森，丁亚林，田海英. 推扫式航空遥感器像移补偿准确度的分析[J]. 光学精密工程，2009，**17**(2): 453-459.

[14] WANG Hong-juan, WANG Wei, WANG Xin, *et al*. Space carema image degradation induced by satellite micro-vibration [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2013, **42**(10): 1212-1217.
王红娟，王炜，王欣，等. 航天器微振动对空间相机像质的影响[J]. 光子学报，2013，**42**(10): 1212-1217.

[15] CHEN Ding-yue, ZHOU Ren-kui, LI Ying-cai. Influence analysis of random vibration on TDI CCD carema[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2004, **33**(10): 1247-1250.
陈丁跃，周仁魁，李英才. 随机振动对星载 TDI CCD 影响分析[J]. 光子学报，2004，**33**(10): 1247-1250.

[16] FAN Chao, LI Ying-cai, YI Hong-wei. Influence analysis of buffeting on image quality of TDI CCD camera[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2007, **36**(9): 1714-1717.
樊超，李英才，易红伟. 颤振对 TDI CCD 相机像质的影响分析[J]. 光子学报，2007，**36**(9): 1714-1717.

[17] ZHANG Bo-wen, WANG Xiao-yong, HU Yong-li. Integrated analysis on effect of micro-vibration on high resolution space carema imaging[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2012, **33**(2): 60-66.
张博文，王小勇，胡永力. 微振动对高分辨率空间相机成像影响的集成分析[J]. 航天返回与遥感，2012，**33**(2): 60-66.

[18] ZHU Juan-juan, GUO Bao-long, FENG Zong-zhe. An electronic image stabilization method based on projection algorithm[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2005, **34**(8): 1266-1269.
朱娟娟，郭宝龙，冯宗哲. 一种基于灰度投影算法的电子稳像方法[J]. 光子学报，2005，**34**(8): 1266-1269.

Foundation item: The National Natural Youth Science Foundation of China (No. 61503360)

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net