

对地观测相机像移速度矢量建模

刘鸣鹤^{1,2,3}, 杨照华^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 惯性技术国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100191)

摘要: 基于矢量关系运算和不同坐标系之间的转换, 推导了对地观测相机的像移速度矢量模型。该模型适用于机载和星载两种平台, 且在模型中考虑了地球扁率、姿态指向精度、姿态角速度等因素对像移的影响。对所提出的像移速度矢量计算模型进行了仿真分析。仿真结果表明, 机载成像时, 像移速度随载体飞行速度的增加而增加, 随飞行高度的增加而减少; 地球扁率因素对星载相机像移有重要影响, 在近极处引起的误差可达4.60%; 姿态参数对星载相机像移的影响大于机载相机。

关键词: 对地观测; 像移速度矢量; 坐标系变换; 偏流角

中图分类号: V474.2⁺91 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)01-0063-05

The Model of Image Motion Velocity Vector in Earth Observation Camera

LIU Ming-he^{1,2,3}, YANG Zhao-hua^{1,2,3}

(1. School of Instrumentation Science and Optoelectronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Science and Technology on Inertial Laboratory, Beijing 100191, China;
3. Fundamental Science on Novel Inertial Instrument & Navigation System Technology Laboratory, Beijing 100191, China)

Abstract: A model of image motion velocity vector was deduced based on vector calculation and coordinate transformation. This model is suitable for both airborne and spaceborne camera. The influence of attitude angle, attitude angular velocity and ellipticity of the earth on the image motion was taken into account in the model, and a digital simulation was completed. The results indicate that: 1) The image motion velocity increases with the velocity of aircraft, and decreases with the height of aircraft for the airborne camera; 2) The ellipticity of the earth plays an important part for image motion of the spaceborne camera, and the error caused in near-polar is up to 4.60%; and 3) The attitude parameters have greater influence on the spaceborne camera than on the airborne camera.

Key words: earth observation system; image motion velocity vector; coordinate transformation; drift angle

0 引言

随着遥感技术的发展, 光学遥感器的成像质量越来越高^[1]。在成像过程中, 由于飞行器的运动, 使得所成的像在像面上产生像移, 像移的存在严重影响了成像质量。因此, 为获得高质量的遥感影像, 需要研究像质与平台运动之间的关系, 建立高精度的像移模型^[2]。

现有文献大多将机载和星载相机像移速度分别建模, 在进行像移速度求解时, 一般只对像面中心点的像移速度进行求解, 且忽略了姿态角速度误差^[3-5]的影响因素; 在进行星载相机像移计算时, 将地球作为圆球模型来处理^[5-6], 产生了一定的地心距误差, 从而影响了像移计算精度^[7]。

本文基于矢量坐标转换的方法, 通过不同坐标系之间的转换, 考虑了地球扁率、姿态指向精度、姿态角速度对像移速度矢量的影响, 提出了一种机载和星载相机通用的像移速度矢量建模方法, 并且通过建立的模型仿真分析了不同平台、不同飞行速度以及不同姿态参数对像移速度矢量的影响。

收稿日期: 2013-03-14

修回日期: 2013-04-21

基金项目: 国家“九七三”项目(2009CB72400101C); 国家民用航天预研项目; 国家自然科学基金创新群体(61121003)

作者简介: 刘鸣鹤(1986—), 男, 辽宁朝阳人, 硕士生, 研究方向为高分辨率对地观测系统建模与仿真。

1 坐标系定义和坐标变换

在像移速度矢量建模时,需要将不同坐标系下表示的矢量进行转换,使其在同一坐标系下表示,方便进行相关参数的求解。

1.1 坐标系定义

地面点到像面点的转换,需要使用如下坐标系:相机坐标系(c系)和像平面坐标系(p系)^[8],地面坐标系(d系),载体运动坐标系(m系)和载体本体坐标系(b系)^[3,9-10]。在机载和星载对地观测中,地面坐标系(d系)的定义不同:1)机载对地观测中,采用当地地理系(g系)进行描述^[9];2)星载对地观测中,采用地心赤道惯性系(i系)进行描述^[10]。

1.2 坐标变换

根据坐标转换理论,绕某一轴旋转的坐标转换矩阵为

$$C_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$C_y(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$C_z(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式(1)~式(3)中:下标 x, y, z 分别表示绕 x, y, z 轴旋转; α, β, γ 为转角。

像面点到地面点的坐标变换过程为:地面坐标系→载体运动系→载体本体系→相机系→像面系。其中,各坐标系之间的转换关系如下所述。

1)从地面坐标系(d系)到载体运动坐标系(m系)的转换矩阵 S_{md} :

①机载对地观测时,地面坐标系为当地地理系,与载体运动系之间只存在平移关系,所以 S_{md} 为单位阵;

②星载对地观测时,地面坐标系为地心赤道惯性系,相应的转换矩阵 S_{md} 为^[8]

$$S_{md} = C_y(-u - \frac{\pi}{2}) C_x(i - \frac{\pi}{2}) C_z(\Omega) \quad (4)$$

式中: u 为纬度幅角,即真近点角与近心点角距之和; i 为轨道倾角; Ω 为升交点赤经。

2)从载体运动系(m系)到载体本体系(b系)的转换矩阵 S_{bm} ,采用欧拉角3-1-2的顺序进行旋转,有

$$S_{bm} = C_y(\theta) C_x(\varphi) C_z(\psi) \quad (5)$$

式中: φ 为绕 x 轴旋转的角度,即滚动角; θ 为绕 y 轴旋转的角度,即俯仰角; ψ 为绕 z 轴旋转的角度,即偏航角。

3)从载体本体系(b系)到相机坐标系(c系)的转换矩阵 S_{cb} 。由坐标系的定义可知,当无安装误差时,b系和c系重合,所以 S_{cb} 为单位阵。

4)从相机系(c系)到像面系(p系)的转换矩阵 S_{pc} ,由c系和p系的定义可得

$$S_{pc} = \frac{f}{h} \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: f 为相机焦距; h 为飞行器飞行高度。

2 像移速度矢量建模

通过对地观测的成像几何关系和相关坐标系的转换,可以建立起地面点与像面点之间的对应关系,对时间求导,可得到像移速度矢量模型的表达式。

2.1 像面点与地面点的对应关系

对地观测中,成像几何关系如图1所示。

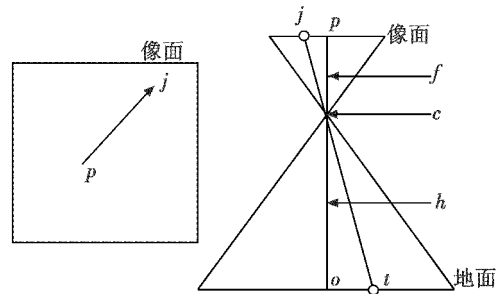


图1 成像矢量关系

Fig. 1 The vector relationship of image

图中: f 为相机焦距; h 为飞行器飞行高度; c 为相机系原点(物镜中心点); p 为像面系原点; t 为地面目标点; j 为与 t 对应的像面点; o 为与 p 对应的地面点。

地面目标点与像面点之间的矢量关系为

$$\mathbf{R}_{pj} = \mathbf{R}_{ej} - \mathbf{R}_{ep} = -\frac{f}{h} \mathbf{R}_{ot} - \mathbf{R}_{ep} \quad (7)$$

将像点在像面系(p系)中表示,地面点在地面系(d系)中表示,根据1.2小节中的坐标变换关系,得到

$$\mathbf{R}_{pj}^p = \mathbf{S}_{pc} (\mathbf{R}_{ej}^c - \mathbf{R}_{ep}^c) = \mathbf{S}_{pc} (\mathbf{S}_{cb} \mathbf{R}_{ot}^b - \mathbf{R}_{ep}^c) = \mathbf{S}_{pc} (\mathbf{S}_{cb} \mathbf{S}_{bm} \mathbf{R}_{ot}^m - \mathbf{R}_{ep}^c) = \mathbf{S}_{pc} (\mathbf{S}_{cb} \mathbf{S}_{bm} (\mathbf{S}_{md} \mathbf{R}_{ot}^d - \mathbf{R}_{oc}^m) - \mathbf{R}_{ep}^c) \quad (8)$$

将式(8)化简有

$$\mathbf{R}_{pj}^p = \mathbf{S}_{pc} (\mathbf{S}_{bm} (\mathbf{S}_{md} \mathbf{R}_{ot}^d - \mathbf{R}_{oc}^m) - \mathbf{R}_{ep}^c) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{R}_{ep}^c = [0, 0, -f]^T$; $\mathbf{R}_{oc}^m = [0, 0, -h]^T$ 。将式(9)与式(7)进行比较可以看出,两式是矢量在不同坐标系中的表述;式(7)为像面点和地面点同在相机系中表述;式(9)则是像面点在像面系,地面点在地面系中的表述。

2.2 求解像移速度矢量表达式

将式(9)对时间求导,且考虑到在平面像移推导中,不需要计算像平面法线方向的像移,飞行器飞行

高度基本不变,因此有 $\dot{h} = 0, \dot{R}_{oc}^m = 0$ 。

$$\dot{R}_{pj}^c = S_{pc} (\dot{S}_{md} (S_{md} R_{ot}^d - R_{oc}^m) + S_{bm} (\dot{S}_{md} R_{ot}^d + S_{md} \dot{R}_{ot}^d)) \quad (10)$$

式中:对于机载对地观测系统而言, S_{md} 为单位阵,则 $\dot{S}_{md} = 0$;对于星载对地观测系统而言, S_{md} 对时间求导可得 \dot{S}_{md} :限于篇幅,这里不将 \dot{S}_{md} 的表达式列出;在对 S_{md} 求导时应注意,轨道倾角 i 和升交点赤经 Ω 为常数;纬度幅角 u 的导数 \dot{u} 为空间飞行器在轨飞行的角速度;

$$\dot{S}_{bm} = -\omega_{bm}^{\times} \times S_{bm} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} S_{bm}; \quad (11)$$

$$\omega_{bm} = \begin{bmatrix} -\dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi + \dot{\varphi} \cos \theta \\ \dot{\psi} \sin \varphi + \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi + \dot{\varphi} \sin \theta \end{bmatrix}^{[10]}; \text{机载对地观测系}$$

统中,成像时飞行高度恒定,设飞机飞行速度为 $V = [v_x, v_y, 0]^T$,则有 $\dot{R}_{ot}^d = [-v_x, -v_y, 0]^T$;星载对地观测系统中, $\dot{R}_{ot}^d = \omega_e \times R_{ot}^d$,在地心赤道惯性系中, $\omega_e = [0, 0, \omega_e]^T$,设 $R_{ot}^d = [X, Y, Z]^T$,有

$$\dot{R}_{ot}^d = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\omega_e Y \\ \omega_e X \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

$\dot{R}_{pj}^c = [V_{p1}, V_{p2}, V_{p3}]^T$,平面像移速度矢量为 \dot{R}_{pj}^c 在像平面中的分量 V_{p1} (沿航方向), V_{p2} (穿航方向);像移速度矢量的模值为

$$V_p = \sqrt{V_{p1}^2 + V_{p2}^2}. \quad (13)$$

飞行器飞行期间,由于在推扫方向垂直的方向上存在速度,使得相机的推扫方向与实际成像方向并不相同,两者之间形成的夹角即为偏流角^[11-12],如图 2 所示。

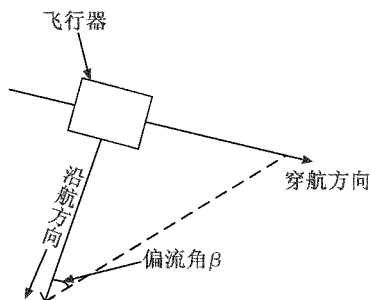


图 2 偏流角示意图
Fig. 2 Graph of drift angle

偏流角为

$$\beta = \arctan(V_{p2}/V_{p1}) = \arctan(V_{穿航}/V_{沿航}). \quad (14)$$

2.3 地面目标点位置矢量求解

由上述推导可知,只要求得位置矢量 R_{ot}^d ,即可得到像点的像移速度矢量。

设地面目标点在相机系下表示为 $R_{ct}^c = [X_{ct}, Y_{ct}, Z_{ct}]^T$,像面上某点在 c 系下的坐标为 $(p_1, p_2, -f)$, $R_{ot}^d = [X, Y, Z]^T$,根据几何光学知识,有

$$\begin{cases} X_{ct} = -\frac{p_1}{f} Z_{ct} \\ Y_{ct} = -\frac{p_2}{f} Z_{ct} \end{cases} \quad (15)$$

由上述的矩阵转换关系可以得到

$$R_{ot} = R_{ct} + R_{oc} \quad (16)$$

$$R_{ot}^d = S_{dm} (S_{mb} R_{ct} + R_{oc}^m) \quad (17)$$

将 R_{ct}^c 代入式(12),可以得到用 Z_{ct} 表示的 X, Y, Z 。此时,需要第三约束方程解出 Z_{ct} (若有两个值,根据物理意义,取模小的值)。

1) 在机载对地观测中,地面坐标系为当地地理系,且飞行高度远小于地球半径,地面使用平面模型,第三约束方程为

$$Z = 0 \quad (18)$$

2) 在星载对地观测中,地面坐标系为地心赤道惯性系,地球模型使用椭球模型,第三约束方程为

$$\frac{X^2}{a_e^2} + \frac{Y^2}{a_e^2} + \frac{Z^2}{b_e^2} = 1 \quad (19)$$

至此,根据 Z_{ct} 可以解得 R_{ot}^d 。将 R_{ot}^d 代入 \dot{R}_{pj}^c 的表达式,即可求得像移速度矢量。

3 仿真分析

主要从机载和星载两方面对所建立的模型进行仿真分析。

3.1 星载对地观测系统像移速度矢量仿真分析

通过以上建立的模型,进行像移的求解:地球模型采用椭球模型,长半轴 $a_e = 6378.137$ km,短半轴 $b_e = 6356.752$ km,卫星轨道为太阳同步圆轨道,轨道高度 $h = 500$ km,相机焦距 $f = 2000$ mm,轨道倾角 $i = 97.4^\circ$,升交点赤经 $\Omega = 273^\circ$,在无姿态误差时,得到的仿真结果如图 3 所示。

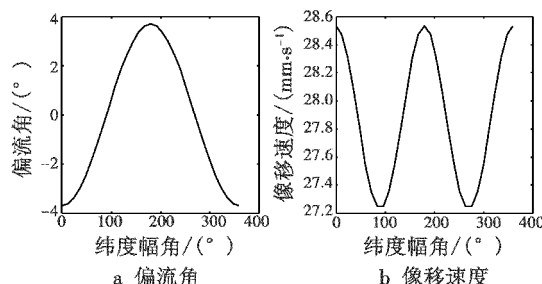


图 3 无姿态误差时星载相机像移速度矢量
Fig. 3 Spaceborne camera image motion velocity vector without attitude error

从图 3 可以看出,偏流角和像移速度曲线光滑且无奇点,赤道处偏流角和像移速度最大,近极处最小。

当地球模型分别使用椭球模型和圆球模型(平均半径为 6371 km)时,仿真结果如表 1 所示。

表 1 不同地球模型下星载相机像移速度计算结果

Table 1 Spaceborne camera image motion velocity under different models of the earth

纬度幅角/(°)	圆球模型/ (mm·s ⁻¹)	椭球模型/ (mm·s ⁻¹)	差值/ (mm·s ⁻¹)
0	28.55	28.54	0.01
30	28.53	28.20	0.33
60	28.50	27.55	0.95
90	28.49	27.24	1.24

从表 1 可以看出,从赤道到近极处,像移速度的差值随着纬度幅角的增加而增加。在近极处为 1.25 mm/s,相对误差达到 4.60%。

目前,遥感相机中广泛应用 TDICCD 作为成像器件,工程实际中,要求像移总误差不超过 1/3 像元^[7]。在此条件下,对 96 级 TDICCD 而言,对像移速度误差的要求不大于 0.35%。因此,在星载相机高精度像移速度矢量求解中,应考虑地球扁率的因素。

采用上述仿真条件分析不同姿态参数下赤道处的像移速度矢量,表 2 列出了仿真结果。

表 2 不同姿态参数下星载相机像移速度矢量

Table 2 Spaceborne camera image motion velocity vector with different attitude parameters

	像移速度/ (mm·s ⁻¹)	像移相对 误差/%	偏流角/ (°)	偏流角相 对误差/%
无姿态误差	28.54	--	3.70	--
指向 滚动轴	28.51	0.07	3.63	1.90
误差 俯仰轴	28.46	0.26	3.71	0.20
为 2° 偏航轴	28.54	0	5.70	54.10
角速度误 滚动轴	28.70	0.58	7.18	94.11
差为 0.05 俯仰轴	30.28	6.10	3.48	5.76
((°)·s ⁻¹) 偏航轴	28.54	0	3.70	0

由表 2 可知,星载相机姿态指向误差为定值时,偏航通道造成的偏流角误差要远大于滚动通道和俯仰通道;偏航轴姿态指向误差不会对像移速度产生影响。

偏航轴的角速度不会对像移速度和偏流角造成影响。在角速度误差为定值时,滚动通道对偏流角的影响(94.11%)要远大于俯仰通道(5.76%),但是滚动角速度误差对像移速度的影响(0.58%)要小于俯仰通道(6.10%)。

3.2 机载对地观测系统像移速度矢量仿真分析

设机载对地观测相机焦距 f 为 1000 mm,表 3 列出了不同飞行高度和不同飞行速度下相机的像移量的仿真结果。

由表 3 分析可知:1) 飞行高度一定时,飞行速度

增加,像移速度增加;2) 当飞行速度一定时,飞行高度增加,像移速度降低;3) 像移速度大小与飞行器的速度高度比有关,与文献[3-4]的结论一致。

表 3 不同高度不同速度下机载相机像移速度矢量

Table 3 Airborne camera image motion velocity vector at different height & velocity

飞行高度/m	飞行速度/(m·s ⁻¹)	像移速度/(mm·s ⁻¹)
2000	200	100
	300	150
	400	200
2250	500	222
		200
		181

当载体姿态参数变化时,仿真分析其对像移速度的影响。仿真条件为:飞行高度 $h = 8000$ m,飞行速度 $v = 500$ m/s,相机焦距 $f = 1000$ mm,姿态指向误差范围为 $[0, 2^\circ]$,姿态角速度误差范围为 $[0, 2 ((^\circ) \cdot s^{-1})]$ 。仿真结果如图 4 和图 5 所示。

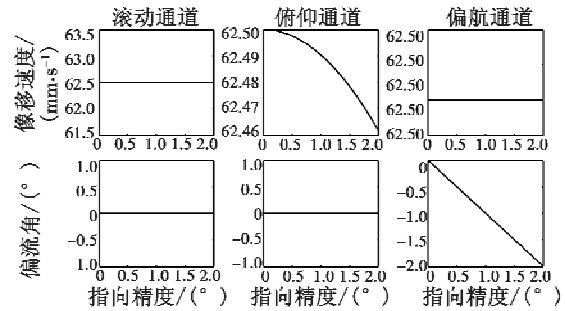


图 4 姿态指向误差对机载相机像移速度矢量的影响
Fig. 4 Influence of the attitude angle error on the airborne camera image motion velocity vector

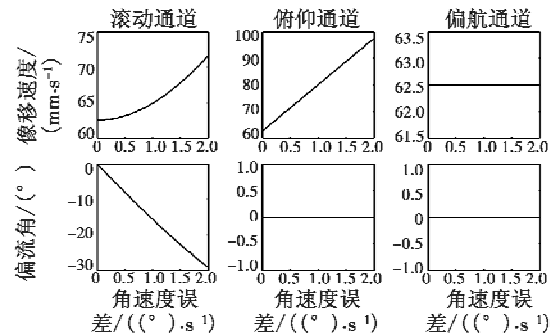


图 5 姿态角速度误差对机载相机像移速度矢量的影响
Fig. 5 Influence of the attitude angular velocity error on the airborne camera image motion velocity vector

由图 4 可知,机载相机的姿态指向误差为定值时,偏航角误差对偏流角影响明显,滚动轴和俯仰轴指向误差不会对偏流角产生影响,只有俯仰角误差会对像移速度产生影响。

由图 5 可知,偏航轴角速度误差不会对像移速度和偏流角产生影响。在角速度误差为定值时,只有滚动

通道对偏流角产生影响。此外,俯仰角速度误差对像移速度的影响要明显大于滚动角速度的影响。

4 结论

本文针对高分辨率对地观测中存在的像移问题,基于矢量坐标转换的方法,建立了适用于星载和机载两种不同平台的高精度像移速度矢量计算模型。在该模型中考虑了地球扁率、姿态指向精度、姿态角速度误差等因素,并仿真分析了以上因素对像移速度矢量的影响。本文所建立的模型对实现对地观测相机的精密像移补偿、提高影像质量具有重要的应用价值。

参考文献

- [1] 林宗坚,李德仁,胥燕婴. 对地观测技术最新进展评述[J]. 测绘科学, 2011, 36(4): 5-8.
LIN Z J, LI D R, XU Y Y. General review on the new progress of earth observation[J]. Science of Surveying and Mapping, 2011, 36(4): 5-8.
 - [2] 李晓云,杜伟. 星载 TDICCD 相机像移对成像质量的影响分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(3): 51-55.
LI X Y, DU W. Analysis of image motion effect on satellite TDICCD camera image quality[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(3): 51-55.
 - [3] 袁海燕,袁红艳,田国华. 航空遥感面阵 CCD 相机像移速度计算方法[J]. 黑龙江工程学院学报: 自然科学版, 2010, 24(1): 73-76.
YUAN H Y, YUAN H Y, TIAN G H. Calculation of image motion in CCD camera[J]. Journal of Heilongjiang Institute of Technology: Natural Science Edition, 2010, 24(1): 73-76.
 - [4] 孙辉,张淑梅. 机载成像系统像移计算模型与误差分析[J]. 光学精密工程, 2012, 20(11): 2492-2499.
SUN H, ZHANG S M. Computation model and error budget for image motion of aerial imaging system[J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(11): 2492-2499.
 - [5] 王跃明,王建宇. 星载光机扫描仪像移模型及补偿方法[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(4): 952-957.
WANG Y M, WANG J Y. Imaging motion model and compensation methods of spaceborne opto-mechanical scanner[J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(4): 952-957.
 - [6] 贺东雷,曹喜滨. 三线阵 CCD 立体测绘卫星像移姿态跟踪补偿研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2006, 38(10): 1744-1747.
HE D L, CAO X B. Image motion compensation of three-lines CCD camera stereo mapping satellite by attitude tracking[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2006, 38(10): 1744-1747.
 - [7] 李伟雄,闫得杰,徐抒岩,等. 空间相机地心距误差修正[J]. 光学精密工程, 2012, 20(5): 1126-1133.
LI W X, YAN D J, XU S Y, et al. Modification of geocentric distance error of space camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(5): 1126-1133.
 - [8] 仲惟超. 航天器轨道和姿态参数对光学成像的影响分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
ZHONG W C. The effect analysis of spacecraft orbit and attitude parameters on optical imaging[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
 - [9] 庄绪霞. 平台运动对星载 TDICCD 相机成像质量影响分析与仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
ZHUANG X X. The effect analysis and simulation of platform motion on image quality of spaceborne TDICCD camera[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
 - [10] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
ZHANG R W. Satellite orbit and attitude dynamics and control[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998.
 - [11] 樊超,梁义涛,李伟,等. 偏流角对空间相机影响研究[J]. 光电与控制, 2008, 15(11): 76-79.
FAN C, LIANG Y T, LI W, et al. Study on influence of drift angle on the space camera[J]. Electronics Optics & Control, 2008, 15(11): 76-79.
 - [12] JANSCHKE K, TCHERNYKH V, DYBLENKO S. Performance analysis of opto-mechatronic image stabilization for a compact space camera[J]. Control Engineering Practice, 2007, 15(3): 333-347.
-
- (上接第 62 页)
- LIU R, DONG H C, WANG C H. Inertial/geomagnetic navigation system based on fuzzy adaptive strong tracking kalman filter[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2011, 19(3): 329-334.
 - [11] 肖胜红,边少锋,黄晓颖. 总强度磁异常匹配水下导航方法研究[J]. 海洋测绘, 2011, 31(2): 17-20.
XIAO S H, BIAN S F, HUANG X Y. Research on the matching method of underwater geomagnetic navigation[J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2011, 31(2): 17-20.
 - [12] 胡广书. 数字信号处理[M]. 2 版. 北京: 清华大学出版社, 2003: 115-143.
HU G S. Digital signal processing[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 115-143.