

文章编号 1004-924X(2012)12-2812-09

姿态对地指向不断变化成像时的像移速度计算

黄群东*, 杨芳, 赵键

(航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘要: 基于线阵时间延迟积分(TDI)CCD推扫成像原理,分析了敏捷卫星在三轴姿态机动过程中动态成像的像移问题。由于姿态对地指向不断改变会导致像面空间方位不断改变,从而造成像移速度的改变,本文通过坐标变换法推导出了动态成像方式下的像移速度数学解析表达式,仿真得到了不同姿态机动角速度情况下的TDI CCD积分时间数量级。数值仿真分析表明:当前50 μs级的航天相机在700 km的轨道高度可以实现以0.5(°)/s角速度上限进行动态推扫成像;当姿态机动角速度大于0.5(°)/s时,曝光时间越来越短,需要设计更高水平的相机。以上结论表明,对于不同角速度的动态成像任务,需要量化TDI CCD积分时间数量级,实现在三轴姿态机动过程中开启光学有效载荷来完成推扫成像的动态成像。

关键词: 敏捷成像;TDI-CCD相机;像移;积分时间;像移速度;动态成像

中图分类号: V448.22;V443.5 **文献标识码:** A **doi:**10.3788/OPE.20122012.2812

Calculation of image motion velocity for agile satellite dynamic imaging to changed continuously attitude point

HUANG Qun-dong*, YANG Fang, ZHAO Jiang

(DFH Satellite Co., Ltd, Beijing 100094, China)

* Corresponding author, E-mail: bingdong168@163.com

Abstract: According to the principle of push-broom imaging of a linear array Time Delay Integration (TDI) CCD, the image motion in dynamic imaging of a agile satellite is analyzed in three-axis attitude maneuvering. As the changed continuously attitude points to the earth can change the spatial orientation and result in a changed image motion velocity, the image quality and image resolution will be deteriorated. To decrease the influence of attitude change on image quality, this article uses the coordinate transformation to acquire the mathematical expression of the image motion velocity in dynamic imaging, and obtains the variety of the image motion velocity in simulation analysis to quantify the magnitude of the integration time. Numerical simulation shows that the current level of space camera can achieve the max angular velocity limit dynamic push-broom imaging of 0.5(°)/s on an orbit height of 700 km. When the attitude maneuvering angular velocity is greater than 0.5(°)/s, it needs to design a high level camera because the exposure time is shorter and shorter. Based on the above conclusion, it suggests that the magnitude of integration time for TDI CCD (TDI) should be quantified for

收稿日期:2012-08-27;修订日期:2012-09-28.

基金项目:航天东方红卫星有限公司自主研发课题资助项目(No. 025YF-Z-01)

dynamic imaging at different angle speeds, and only in this way can the push-broom dynamic imaging be implemented in three-axis attitude maneuvering.

Key words: agile imaging; Time Delay Integration(TDI)-CCD camera; image motion; integration time; image motion velocity; dynamic imaging

1 引言

目前高分辨率光学遥感通常采用 TDICCD 线阵推扫成像技术, TDICCD 成像需要保证 TDICCD 线阵推扫方向与目标像移方向一致, 并实现光生电荷包转移速率与目标像移速率的匹配才能确保成像质量^[1]。但是, 卫星姿态机动过程中采用的同时进行成像的动态成像的方式, 会造成光学像面对地空间方位发生变化, 导致拍摄物体在像面转动角速度即像移速度发生变化, 进而造成相机的积分时间变化, 从而影响成像质量, 形成像移。

关于敏捷成像速度失配时的偏流角问题参见文献[2], 针对成像过程中像移速度的改变, 现有的方法可以采用实时调整 TDICCD 积分时间来实现电荷转移速度与像移速度的匹配。基于传统成像即姿态对地指向固定成像方式, 文献[3]对星下点摄影时的像移速度矢量进行了建模求解, 但对侧摆摄影和前后摄影未予考虑, 坐标变换建模过程没有考虑摄影点与卫星距离发生变化时的情况。文献[5]在坐标变换的基础上, 通过差分法得到计算模型, 对垂直摄影、侧摆摄影和前后摄影时的像移速度矢量进行了分析, 忽略了姿态角的变化, 同时无法实现沿任意方向推扫成像的成像方式。文献[6-7]从像移的角度考虑了姿态对成像的影响, 却并未给出具体的计算公式。因此上述研究中不论是星下点成像、侧摆还是俯仰成像, 都是基于姿态对地指向固定的静态成像方式, 无法实现姿态对地指向不断变化的动态推扫成像方式。与传统成像中南北方向的成像条带相比, 文献[8-9]中 Pleiades-HR 卫星可以实现在三轴姿态机动中开启光学有效载荷并进行成像, 成像过程中相机地表推扫速度与星下点速度存在夹角, 以实现东西方向的条带成像。文献[8]中指出光生电荷包的转移速率与像移速率匹配的原则, 却未给出具体数学关系式。

本文以太阳同步轨道为例, 以光学遥感器

TDICCD 为成像有效载荷, 建立了沿任意方向推扫成像的动态成像数学模型。通过坐标变换分析了像面对地空间方位不断改变下的像移速度变化问题, 并在此基础上得到像移速度计算公式。仿真得到不同姿态机动角速度情况下的 TDICCD 积分时间数量级, 明确了动态成像的角速度上限, 文中结果可为航天相机的设计提供参考, 以适应不同角速度的动态成像需求。

2 敏捷卫星动态成像模式

2.1 传统静态成像模式

现有的研究多基于传统的静态成像方式, 即卫星对地定向推扫的成像方式^[10]; 卫星在姿态机动过程中不进行成像, 像面空间方位对地固定, 相机在地表的推扫速度与星下点速度方向一致。文献[10]对于大范围的区域目标成像, 卫星采用多条带的拼接成像技术。

图 1 中受光学有效载荷成像幅宽的限制, 卫星进行了 3 次成像, 相机推扫速度与星下点速度方向一致, 成像过程如下:

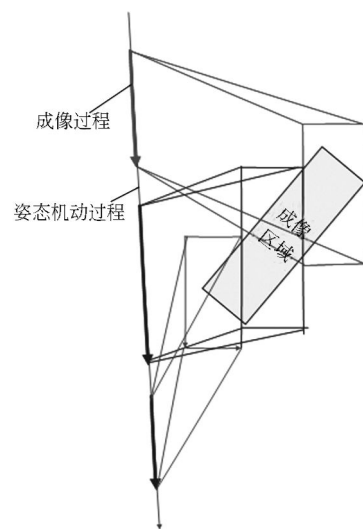


图 1 区域成像——多条带拼接方式

Fig. 1 Wide regional imaging——multi-stripe stitching imaging

第一次成像,通过事先姿态调整稳定后,开启光学有效载荷进行推扫成像,由于姿态对地指向固定,成像条带基本平行于轨道运行方向;然后,关闭光学有效载荷,通过姿态机动调整卫星姿态,姿态稳定后,开启有效载荷,进行第二、第三次成像;三次成像过程中,需要充分考虑卫星的可见时间窗口,光学遥感器的成像幅宽,卫星姿态快速调整能力等卫星资源条件的限制,从而使得成像问题复杂化。

2.2 动态成像模式

图 1 中卫星在姿态机动过程中,光学有效载荷是关闭的,不进行成像;Pleiades-HR^[8] 卫星的成像方式具备了卫星在姿态机动过程中开启有效载荷进行成像的动态成像能力,可以实现光轴对地指向不断变化的成像任务。

具备了动态成像能力的 Pleiades-HR 卫星在上述区域成像可以简化成如下所示推扫成像:通过姿态的机动实时调整光轴指向,实现图 1 中的区域成像,如图 2 所示。

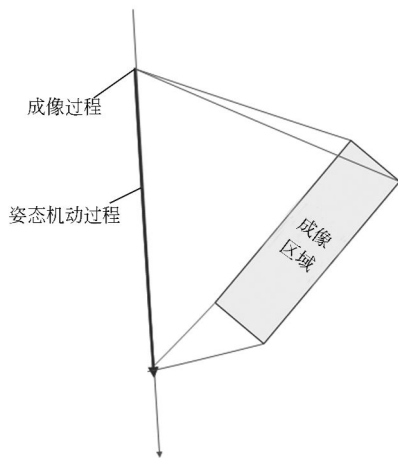


图 2 区域成像——动态成像方式

Fig. 2 Wide regional imaging—dynamic imaging

动态成像方式相比于拼接成像方式,成像执行能力得到了提高。但是,动态成像过程会造成相关指标发生改变:一方面,由于姿态的实时调整会造成成像面空间方位发生改变,造成像移速度发生变化,影响成像图像质量;另一方面,由于轨道运动和姿态机动的联合作用,对地物的成像需要考虑当前航天相机现有的曝光时间数量级,以满足动态成像需求。

2.3 积分时间控制

针对目标像移速度的改变,需要调整 TDI-

CCD 积分时间来确保像面电荷转移速率与像移速率的匹配,解决像移问题。

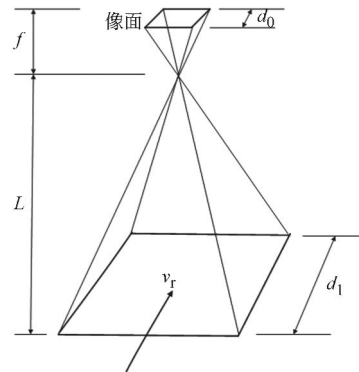


图 3 像移速度分析图

Fig. 3 Analysis of image motion velocity

积分时间的物理解析意义如图 3 所示,图中的 d_0 为 TDICCD 器件的像元尺寸, f 为星上相机的焦距, L 为摄影点至卫星的斜距, d_1 为地面像元分辨率,所以积分时间为:

$$T_{\text{int}} = \frac{d_0 \times L}{f \times v_r} = \frac{d_0 / f}{v_r / L} = \frac{d_0}{f} \frac{L}{v_r} = \frac{d_0}{v_1} \quad (1)$$

式中: T_{int} 为积分时间; v_r 为地面摄影目标点相对于像平面的移动速度, $v_1 = f v_r / L$ 为像面上像移速度。在 TDICCD 的物理特性 d_0 和 f 确定的情况下,积分时间求解就转化为如何地求出 v_r 或 v_1 的问题。对于图 2 中的成像方式,由于姿态对地指向不断改变,导致像面在空间的方位不断改变,从而使 v_r 在不同成像时刻时相对像面的移动速度不断发生变化,所以需要建立分析相应的坐标转换关系。

3 参考坐标系

动态成像方式由于姿态机动,会造成卫星本体坐标系相对轨道坐标系和惯性空间坐标系产生相对运动。因此,需要建立相关坐标系,为后续数学建模过程中的坐标转换奠定基础。

3.1 地心赤道惯性坐标系 $O_1-x_1 y_1 z_1$

原点 O_1 在地心, $O_1 z_1$ 轴沿地球自转轴指向北极, $O_1 x_1$ 轴在赤道面内指向春分点, $O_1-x_1 y_1 z_1$ 构成右手直角坐标系。

3.2 轨道坐标系 $O_0-x_0 y_0 z_0$

原点 O_0 在卫星在轨时质心位置, $O_0 z_0$ 轴由

质心指向地心, $O_o x_o$ 在轨道平面内与 $O_o z_o$ 轴垂直并指向卫星速度方向, $O_o y_o$ 与 $O_o x_o$ 、 $O_o z_o$ 右手正交且与轨道平面的法线平行; 此坐标系在空间是旋转的。

3.3 卫星本体坐标系 $O_b -x_b y_b z_b$

本文中, 卫星本体坐标系与轨道坐标系初始时刻重合。

3.4 相机本体坐标系 $O_c -x_c y_c z_c$

这里假设相机与卫星固连, 卫星本体坐标系与相机坐标系重合。则有, $O_b z_b$ 轴沿着相机光轴, $x_b y_b$ 平面与像平面平行。

4 成像数学模型

4.1 与星下点轨迹成 η 角推扫成像

如图 4 所示, 设卫星运行于倾角为 i 的太阳同步轨道, 真近点角为 f , 近地点幅角为 ω , 升交点赤经为 Ω , 轨道角速度为 ω_o ; 卫星绕轨道坐标系 $O_o z_o$ 轴 (即卫星本体 $O_b z_b$ 轴) 转动 η 角 ($\eta \geq 90^\circ$) 后, 再绕卫星本体 $O_b y_b$ 轴以角速度 ω_η 与轨

道方向成 η 角 ($\eta > 90^\circ$) 进行推扫成像, 某一时刻, 推扫角为 α , 推扫成像目标点为 D 点; 卫星高度为 H ; ω_e, R 分别为地球自转角速度和半径, O_e 为地心。

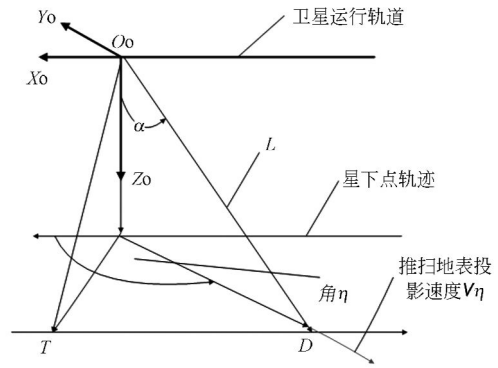


图 4 成像数学模型

Fig. 4 Imaging mathematical model

在上述成像方式下, 各坐标系转换关系如下:

1. R_{oi} 表示由惯性坐标系 $O_i -x_i y_i z_i$ 到轨道坐标系 $O_o -x_o y_o z_o$ 的转移矩阵:

$$R_{oi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\omega+f) & \sin(\omega+f) \\ -\sin(\omega+f) & \cos(\omega+f) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

2. R_{bo} 表示由轨道坐标系 $O_o -x_o y_o z_o$ 到卫星本体坐标系 $O_b -x_b y_b z_b$ (相机本体坐标系) 的转移矩阵 (图示中卫星绕 $O_o z_o$ 转动 η 角度后再绕卫星本体 $O_b y_b$ 轴转动 α 角):

$$R_{bo} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \eta & -\sin \eta & 0 \\ \sin \eta & \cos \eta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

4.2 速高比及像移速度

由理论力学知识, 得到相对速度等于绝对速度减去牵连速度: $v_r = v_a - v_e$; 牵连动坐标系可以做任何复杂的运动, 即动参考系可以做平移、转动或其他任何较复杂的运动。

成像目标点 D 相对像面的移动速度即为 v_r ;

$$v_{ab} = \sin \alpha [R \omega_e \cos i \sin \beta \sin(\eta - \pi/2) + R \omega_e \cos(f + \omega) \sin \beta \sin i \cos(\eta - \pi/2)] - \cos \alpha \sin \eta [R \omega_e \cos(f + \omega) \cos \beta \sin i + R \omega_e \sin(f + \omega) \sin \beta \sin i \cos(\eta - \pi/2)] +$$

本例中, 牵连运动包括两项: 轨道坐标系的转动和卫星本体坐标系的转动。由此得到:

$$v_r = \underbrace{[\omega_e \times R]}_1 - \underbrace{[\omega_o \times R]}_2 - \underbrace{[\omega_\eta \times L]}_3 \quad (4)$$

1. 第一项中为目标点 D 在惯性坐标系下的绝对运动速度; 转换为相机坐标系中, 则有: $R_{bo}((R_{oi}[\omega_e]_i) \times [R]_o)$ 。

2. 第二项为目标点 D 由于轨道运动坐标系的转动而带来的牵连速度, 转换为相机坐标系中, 则有: $R_{bo}([\omega_o]_o \times [R]_o)$ 。

3. 第三项为目标点 D 由于卫星本体坐标系的转动而带来的牵连速度, 在相机坐标系中, 则有: $[\omega_\eta]_b \times [L]_b$ 。

由此得到 v_r 在相机坐标系中的分量:

$$\cos \alpha \sin \eta [R \omega_e \cos \beta \sin i - R \omega_e \sin(f + \omega) \sin \beta \sin i \cos(\eta - \pi/2)] -$$

$$R \omega_e \cos \alpha \cos \beta \cos \eta - R \omega_e \sin \alpha \sin \beta \sin(\eta - \pi/2) - \omega_\eta ((R + H) \cos \alpha - \sqrt{R^2 - (R + H)^2 \sin^2 \alpha}), \quad (5)$$

$$v_{yb} = \cos \eta [R \omega_e \cos(f + \omega) \cos \beta \sin i + R \omega_e \sin(f + \omega) \sin \beta \sin i \sin(\eta - \pi/2)] +$$

$$\sin \eta [R \omega_e \cos \beta \cos i - R \omega_e \sin(f + \omega) \sin \beta \sin i \cos(\eta - \pi/2)] - R \omega_e \cos \beta \sin \eta, \quad (6)$$

$$v_{\omega} = \cos \eta \sin \alpha [R \omega_e \cos \beta \cos i - R \omega_e \sin(f + \omega) \sin \beta \sin i \cos(\eta - \pi/2)] -$$

$$\sin \alpha \sin \eta [R \omega_e \cos(f + \omega) \cos \beta \sin i + R \omega_e \sin(f + \omega) \sin \beta \sin i \sin(\eta - \pi/2)] -$$

$$\cos \alpha [R \omega_e \cos i \sin \beta \sin(\eta - \pi/2) + R \omega_e \cos(f + \omega) \sin \beta \sin i \cos(\eta - \pi/2)] -$$

$$R \omega_e \cos \beta \cos \eta \sin \alpha + R \omega_e \cos \alpha \sin \beta \sin(\eta - \pi/2). \quad (7)$$

所以在卫星本体坐标系中(相机坐标系中),目标点相对像面速度为:

$$v_r = \sqrt{v_{xb}^2 + v_{yb}^2}, \quad (8)$$

速高比为:

$$v_r/L = \frac{\sqrt{v_{xb}^2 + v_{yb}^2}}{L}, \quad (9)$$

像面上像移速率为:

$$v_i = f \frac{v_r}{L} = f \frac{\sqrt{v_{xb}^2 + v_{yb}^2}}{L}, \quad (10)$$

其中: $\beta = \arcsin(\frac{R+H}{R} \sin \alpha) - \alpha$, 为地心角;

$$L = (R + H) \cos \alpha - \sqrt{R^2 - (R + H)^2 \sin^2 \alpha},$$

为摄影点至卫星的距离。

5 仿真分析

5.1 姿态对地指向不断变化的动态成像仿真

本节对垂直于航迹方向进行推扫的情况进行仿真。仿真基于以下条件: $\eta = 90^\circ$, 轨道高度为 $H = 700$ km, 地球半径 $R_e = 6378$ km, 轨道倾角 $i = 98.1928^\circ$, 轨道周期 $T = 5926.38$ s, 姿态机动角速度为 2.4 ($^\circ$)/s;

相机参数: TDICCD 器件的像元尺寸 $d_0 = 0.01$ mm, 相机焦距 $f_0 = 10$ m;

由于现行卫星的有效成像角度为 30° , 所以本文仿真分析了卫星从升交点开始运行至 360° 的一圈内, 在任意位置时不同推扫角度下 ($0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$) 的像移速度和 TDICCD 积分时间三维图; 见图 5~图 7。

图 6 中曲线为卫星从升交点开始运行至 360° 的一圈内(即 $0^\circ \leq (\omega + f) \leq 360^\circ$), 在任意位置时对应推扫角度为 $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ 时的像移速度 v_i (单位: m/s) 变化情况。

对于姿态对地指向不断变化的成像方式, 结

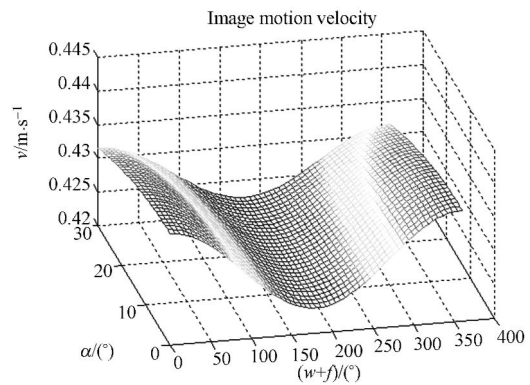


图 5 像移速度三维图

Fig. 5 Three-dimensional map of image motion velocity

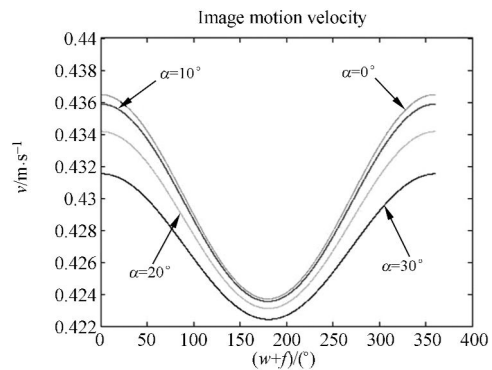


图 6 像移速度图

Fig. 6 Map of image motion velocity

果分析如下:

1. 像移速度随着姿态推扫角的增大成非线性不断减小, 积分时间不断增大。分析原因如下: 推扫角增大, 会造成摄影点至卫星的距离 L 增大, 由公式(10)得到, 像移速度将不断减小, 造成积分时间不断增大。

2. 像移速度在升交点处最大, 在降交点处最小。分析原因如下: 由公式(2)中可以看出, 主要

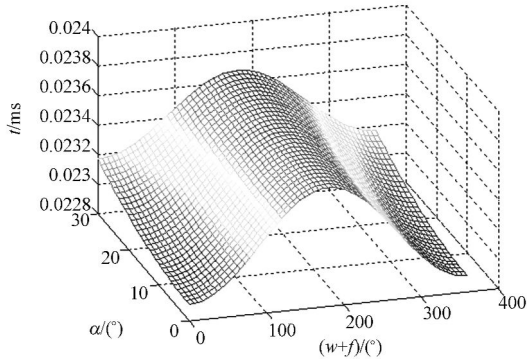


图 7 角速度为 $2.4(^{\circ})/s$ 时的 TDICCD 积分时间
Fig.7 TDICCD integration time at angular velocity of $2.4(^{\circ})/s$

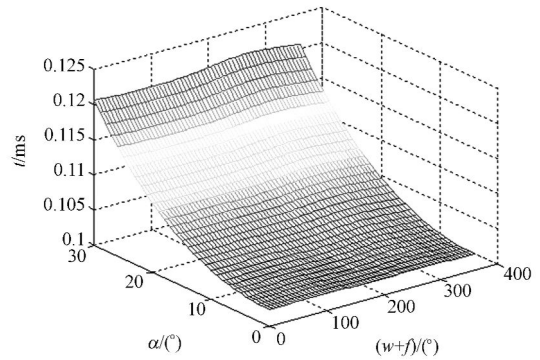


图 9 角速度为 $0(^{\circ})/s$ 时的 TDICCD 积分时间
Fig.9 TDICCD integration time at angular velocity of $0(^{\circ})/s$

原因是由惯性坐标系和轨道坐标系的相对运动产生的;图 4 中垂直于航迹方向进行 $0^{\circ} \leq \alpha \leq 30^{\circ}$ 推扫成像时,在升交点处卫星本体转动方向与地球自转速度方向相反,造成目标点相对像面速度较大,像移速度较大;在降交点处以相同转角进行 $0^{\circ} \leq \alpha \leq 30^{\circ}$ 推扫成像时,卫星本体转动方向与地球自转方向相同,造成目标点相对像面速度较小,像移速度较小。

3. 卫星以 $2.4(^{\circ})/s$ 垂直于航迹方向进行推扫时,积分时间可在 $22.8 \sim 23.7 \mu s$ 调整。

5.2 姿态对地指向固定的静态成像仿真

将 4.1 节中的姿态角速度设为 $0(^{\circ})/s$,即卫星对地定向推扫成像,得到仿真图 8、9。

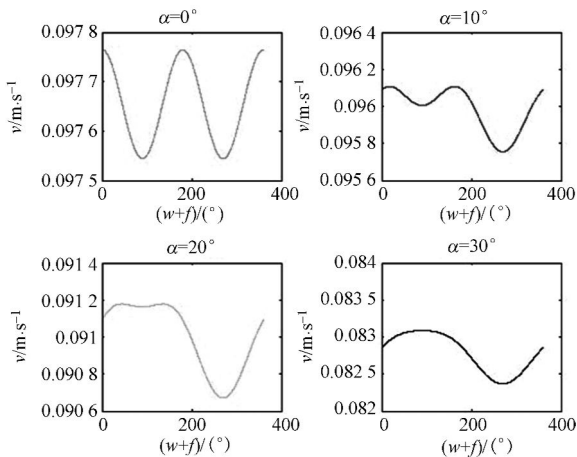


图 8 角速度为 $0(^{\circ})/s$ 时的像移速度图
Fig.8 Map of image motion at angular velocity of $0(^{\circ})/s$

对于姿态对地指向固定的成像方式,结果分析如下:

1. 由图 8 中左上角子图中看出,当 $\alpha=0^{\circ}$ 时,即星下点固定像面成像时,运行一圈中,像移速度

呈周期性分布;分析原因如下:当 $\alpha=0^{\circ}$ 时,星下点轨迹为经过圆心的大圆,严格对称,卫星与摄影点之间的距离固定,摄影地速随地球自转速度呈周期性变化,所以像移速度呈周期性变化。

2. 图 8 中当卫星以固定的侧摆角 $10、20、30^{\circ}$ 运行一圈时,像移速度变化规律如下:在卫星运行的前半圈,像移速度以 $(\omega+f)=90^{\circ}$ 为轴,呈轴对称分布,后半圈以 $(\omega+f)=270^{\circ}$ 为轴,呈轴对称分布;整圈呈非周期性变化。

原因如下:当卫星以固定的侧摆角 $\alpha=10、20、30^{\circ}$ 时,地面摄影点轨迹为不经过圆心的小圆,同时由于太阳同步轨道倾角 $i>90^{\circ}$,导致卫星在前半圈和后半圈地面摄影点经过的地理纬度不同,地心张角在不断变化,造成卫星与摄影点之间的距离在运行一圈的过程中在不断变化,所以像移速度在整圈范围内呈现非周期性变化。

3. 以固定的侧摆角成像时,卫星运行一圈的过程中,随着侧摆角的增大,像移速度不断减小。当 $\alpha=0、10、20、30^{\circ}$ 时,对于的像移速度最大值分别为 $0.09775、0.0961、0.0912、0.0831 m/s$ 。

4. 姿态对地定向推扫的成像方式,积分时间可在 $100 \sim 120 \mu s$ 调整。

5.3 TDICCD 积分时间

本节重点针对姿态对地指向不断变化的动态成像方式,仿真了不同机动角速度下,TDICCD 积分时间分布范围,对高速成像中的相机设计提供参考。

由图 9~图 13,可以得到如下结论:

对于 $H=700 km$ 的太阳同步轨道:

1. 姿态对地指向固定的成像方式,TDICCD

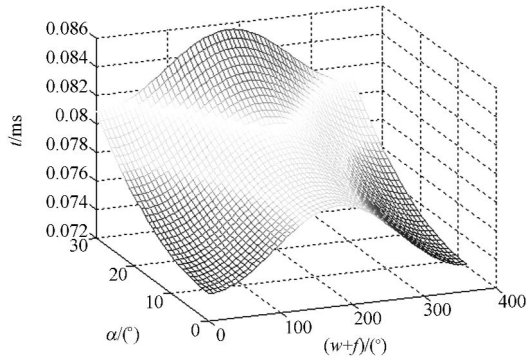


图 10 角速度为 $0.5^\circ/\text{s}$ 时的 TDICCD 积分时间
Fig. 10 TDICCD integration time at angular velocity of $0.5^\circ/\text{s}$

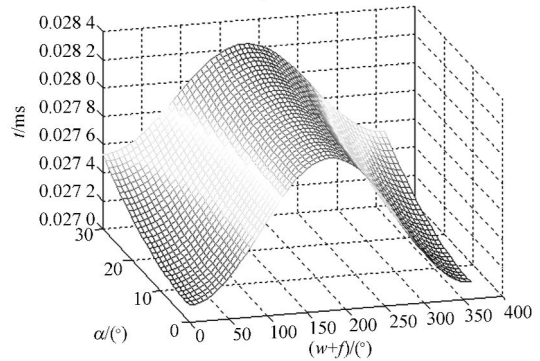


图 13 角速度为 $2.0^\circ/\text{s}$ 时的 TDICCD 积分时间
Fig. 13 TDICCD integration time at angular velocity of $2.0^\circ/\text{s}$

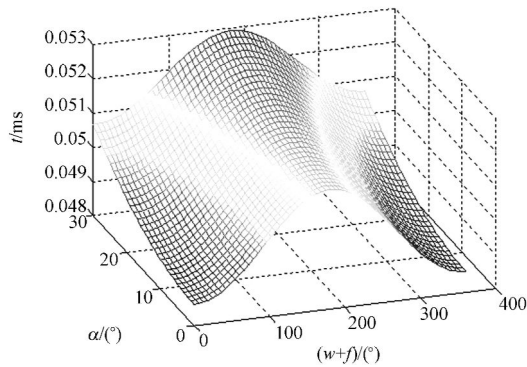


图 11 角速度为 $1.0^\circ/\text{s}$ 时的 TDICCD 积分时间
Fig. 11 TDICCD integration time at angular velocity of $1.0^\circ/\text{s}$

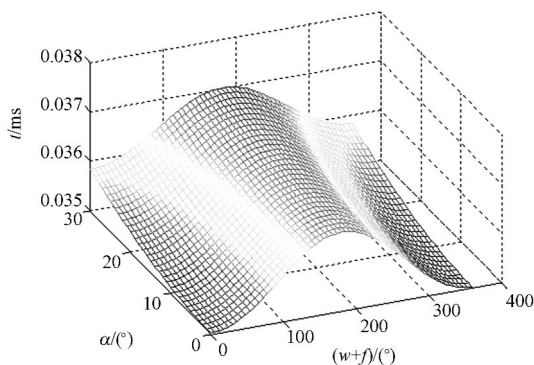


图 12 角速度为 $1.5^\circ/\text{s}$ 时的 TDICCD 积分时间
Fig. 12 TDICCD integration time at angular velocity of $1.5^\circ/\text{s}$

积分时间变化范围 $100 \sim 120 \mu\text{s}$, 可以满足 TDICCD 积分时间调整指标。此时, TDICCD 积分时间主要考虑相机像元尺寸、焦距和轨道高度的影响。

2. 姿态对地指向不断变化的成像方式, 以不同角速度垂直于航迹方向进行推扫成像时, TDICCD 积分时间随纬度幅角 $(\omega+f)$ 和推扫角度 α 变化的情况如下: 当姿态机动角速度为 $0.5^\circ/\text{s}$ 时, 积分时间在 $72 \sim 86 \mu\text{s}$ 间变化; 当角速度为 $1.0^\circ/\text{s}$ 时, 在 $48 \sim 53 \mu\text{s}$ 间变化; 当角速度为 $1.5^\circ/\text{s}$ 时, 在 $35 \sim 37 \mu\text{s}$ 间变化; 当角速度为 $2.0^\circ/\text{s}$ 时, 在 $27.1 \sim 28.3 \mu\text{s}$ 变化。

3. 动态成像过程中, 由于轨道运动和姿态机动的联合作用, TDICCD 积分时间需要考虑相机参数、轨道高度和姿态机动的影响。

6 结 论

本文针对敏捷遥感卫星的姿态对地指向不断变化的成像方式, 结合 TDI-CCD 成像原理, 推导了在像面坐标不断改变情况下的像移速度的计算公式。根据 TDICCD 积分时间调整原理, 适时调整 TDICCD 积分时间来满足卫星在姿态机动过程中进行成像的要求, 得到了姿态机动角速度为 $0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.4^\circ/\text{s}$ 不同情况下的 TDICCD 积分时间调整数量级。对于像元尺寸为 $d_0 = 0.01 \text{ mm}$, 相机焦距 $f_0 = 10 \text{ m}$ 的 TDICCD 器件, 结合当前 $50 \mu\text{s}$ 级的航天相机, 在 $H = 700 \text{ km}$ 的轨道高度, 可以实现的动态成像推扫角速度上限为 $0.5^\circ/\text{s}$ 。

参考文献:

- [1] HUANG Q L, LI X M. Application of TDICCD on real-time earth reconnaissance satellite[C]//Proc. Of SPIE, *Automated Optical Inspection for Industry: Theory, Technology and Applications II* (3558) Washington, 1998:93-104.
- [2] 黄群东, 杨芳, 赵键. 敏捷成像速度失配时的偏流角计算及姿态补偿[C]. 2011 年先进航天控制技术发展学术会议, 黄山, 2011:136-144.
HUANG Q D, YANG F, ZHAO J. Calculation and attitude compensation for the drift angle caused by the agile imaging and the velocity mismatch[C]. 2011, *The Development Of Advanced Space Control Technologies Conference*, Huangshan, 2011: 136-144. (in Chinese)
- [3] 王家骥, 于平, 颜昌翔, 等. 航天光学遥感器像移速度矢计算数学模型[J]. 光学学报, 2004, 24(12): 1585-1589.
WANG J Q, YU P, YAN C X, et al.. Space optical remote sensor image motion velocity vector computational modeling[J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, 24(12):1585-1589. (in Chinese)
- [4] 颜昌翔, 王家骥. 航相机像移补偿计算的坐标变换方法[J]. 光学精密工程, 2006, 14(3):203-207.
YAN C X, WANG J Q. Method of coordinate transformation for IM&IMC calculation in aerospace camera system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(3):203-207. (in Chinese)
- [5] 王运, 颜昌翔. 基于差分法的空间相机像移速度矢量计算[J]. 光学精密工程, 2011, 19(5):1054-1060.
WANG Y, YAN C X. Computation of image motion velocity vector for space camera based on difference method[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(5):1054-1060. (in Chinese)
- [6] 闫得杰, 韩诚山, 李伟雄. 飞行器侧摆和前后摆及控制误差的优化设计[J]. 光学精密工程, 2009, 17(9):2224-2229.
YAN D J, HAN C S, LI W H. Optimization design of scroll and pitch and their control errors on aircraft [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(9):2224-2229. (in Chinese)
- [7] 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.
YAN D J, XU S Y, HAN C S. Effect of aircraft attitude on image motion compensation of space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2199-2203. (in Chinese)
- [8] JEAN J, ERIC J, GÉRARD L, et al.. Attitude guidance technics developed in CNES for earth observation and scientific missions[C]. *The 28th Annual AAS Guidance and Control Conference*, Breckenridge, 2005:11-16.
- [9] PERRET L, BOUSSARIE E, LACHIVER J M, et al.. The Pléiades system high resolution optical satellite and its performances[C]. *The 53rd International Astronautical Congress The World Space Congress*, Houston, 2002.
- [10] 刘一武, 张军. 敏捷卫星快速姿态机动控制方法研究[C]. 全国第十三届空间及运动体控制技术学术年会论文集, 宜昌, 2008:1-6.
LIU Y W, ZHANG J. Agile satellite fast attitude maneuver control method research[C]. *The Thirteenth National Conference On Space And Motion Control Technology Conference*, Yichang, 2008: 1-6. (in Chinese)
- [11] 樊超, 李英才, 易红伟. 速高比对 TDICCD 相机的影响分析[J]. 兵工学报, 2007, 28(7):817-821.
FAN C, LI Y C, YI H W. Influence of Velocity-Height ratio of satellite on the TDICCD camera [J]. *Acta Armamentarii*, 2007, 28(7):817-821. (in Chinese)
- [12] MILLER B M, RUBINOVICH E Y. Image motion compensation at charge-coupled device photographing in delay Integration mode [J]. *Automation and Remote Control*, 2007, 68(3):564-571.
- [13] OLSON G. Image motion compensation with frame transfer CCD's [J]. *SPIE*, 2002, 4567:153-160.
- [14] SMITH S L, TANTALO J M. Understanding image quality losses due to smear in high-resolution remote sensing imaging system [J]. *Opt Eng*, 1999, 38(5):821-826.
- [15] 翟林培, 刘明, 修吉宏. 考虑飞机姿态角时倾斜航空相机像移速度计算 [J]. 光学精密工程, 2006, 14(3):490-494.
ZHAI L P, LIU M, XIU J H. Calculation of image motion velocity considering airplane gesture angle in oblique aerial camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(3):490-494. (in Chinese)
- [16] DAMILANO P. Pleiades high resolution satellite: a solution for military and civilian needs in metric-class optical observation[C]. *The 15th Annual/*

USU Conference on Small Satellites, 2001.

- [17] 张林, 吴晓琴, 汤官民. 基于 MTF 的时间延迟积分 CCD 成像系统同步误差分析[J]. 应用光学, 2006, 27(2):167-170.

ZHANG L, WU X Q, TANG G M. Analysis of

synchronization error for time delayed integration (TDI) CCD imaging system based on MTF[J]. Journal of Applied Optics, 2006, 27(2):167-170. (in Chinese)

作者简介:



黄群东(1986—),男,福建莆田人,助理工程师,2008年于南京航空航天大学获得学士学位,2012年于中国空间技术研究院获得硕士学位,主要从事航天器总体设计、卫星姿控总体设计的研究。E-mail: bingdong168@163.com.cn



赵 键(1962—),男,北京人,研究员,1986年于清华大学获得学士学位,1989年于北京控制工程研究所获得硕士学位,主要从事航天器总体设计,卫星对地观测领域等方面研究。E-mail: zkey2000@163.com



杨 芳(1971—),女,湖南株洲人,博士,研究员,1999年于中国空间技术研究院获得博士学位,主要从事小卫星任务分析和总体设计。E-mail: yangfangdfh@gmail.com

● 下期预告

超精密车削表面微观形貌对光学特性的影响

房丰洲,黄昆涛,官 虎

(天津大学 精密仪器与光电子工程学院 精密测试技术及仪器国家重点实验室,天津 300072)

为了给超精密车削加工表面的光学性能评价提供参考,指导实际加工过程的优化,本文对表面形貌和其光学性能之间的关系进行深入研究。对于仅有理想刀痕的表面所产生的重影现象,采用阈值分析和粗糙度散射理论两方面进行分析。阈值分析是指先计算单段圆弧刀痕的散射特性,再根据周期性结构对光的调制性求得加工出镜面对刀尖圆弧半径和进给率(主轴每转的进给距离)选择的大约临界值要求。在入射光波长 500 nm 的情况下,当刀尖圆弧半径选择 500 μm 时,可以算得阈值进给率为 19 μm 。粗糙度散射理论分析则是通过电场积分公式——Stratton-Chu 公式进行更精确的计算。最终得出结论,对于超精车加工得到的表面,当从入射光的非镜面方向,尤其是一极大散射方向观察不到光强时,则可以认为加工出了镜面效果。