

文章编号 1004-924X(2011)03-0641-10

星载 TDI CCD 动态成像全物理仿真系统设计

张 刘¹, 孙志远^{1,2}, 金 光¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 130039)

摘要: 基于高精度卫星姿态控制仿真三轴气浮台, 研制了高精度卫星姿态控制仿真子系统, 用于为地面 TDI CCD 动态成像仿真系统提供真实的仿真环境。根据 TDI CCD 实际成像原理, 采用软件模拟替代实际线阵相机的 TDI 电荷转移叠加过程, 研制了基于面阵 CCD 的星载 TDI CCD 动态成像仿真系统。利用该系统, 实现了最高指向控制精度为 0.1°, 姿态稳定度为 0.01(°)/s 的卫星姿态控制仿真实验, 模拟了积分时间为 0.1 s 的 TDI CCD 相机 4~16 级动态成像过程。研究了卫星姿态对 TDI CCD 相机拍照的影响, 分析了实际航天高性能 TDI CCD 相机成像建模理论。像移速度匹配误差为 0, 姿态稳定度大于 0.01(°)/s 的实验显示了物理仿真与数学仿真结果与理论分析基本一致, 不仅验证了该平台物理仿真方案的正确性, 也初步验证了航天 CCD 成像建模理论的正确性。

关键词: TDI CCD; 物理仿真系统; 姿态控制; 像移

中图分类号: V416.8 文献标识码: A doi: 10.3788/OPE.20111903.0641

Design of physical simulation system for TDI CCD dynamic imaging

ZHANG Liu¹, SUN Zhi-yuan^{1,2}, JIN Guang¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: A ground-based physical TDI CCD imaging simulation system is developed, which consists of a high precision satellite 3-axis attitude control simulation subsystem based on a 3-axis air bearing table, and a TDI CCD imaging simulation subsystem whose TDI image procedure is simulated by software using an area-array CCD. The designed system realizes the simulation of satellite 3-axis attitude control with a maximum pointing accuracy of 0.1° and a attitude steady accuracy of 0.01(°)/s, and implements an imaging simulation of 4-stage to 16-stage TDI CCD with the integration time of 0.1 s. Furthermore, the effect of satellite 3-axis attitude on the TDI CCD photography is researched and the correction of the modeling theory for a space TDI CCD image motion model is proved. Experiment results show that the physical experiment results are in accordance with those of mathematical simulation and theoretical analysis, which justifies the feasibility of system design and the validity of image motion theory.

Key words: TDI CCD; physical simulation system; attitude control; image motion

收稿日期: 2010-05-04; 修订日期: 2010-07-26.

基金项目: 吉林省科技发展计划资助项目(No. 20090102); 国家自然科学基金青年基金项目资助(No. 61008046)

1 引言

TDI(Time Delay and Integration) CCD 是一种线阵推扫 CCD, 利用其多级光敏元对同一目标多次曝光能够获得足够的光电灵敏度和信噪比, 使得相机可以使用小相对孔径(1/8~1/20)的光学系统实现较高的分辨率, 从而实现相机系统的小型轻量高分化^[1-5], 因此, 当今多数高性能航天相机都采用 TDI CCD 作为探测器^[1,5-7]。与普通 CCD 不同, 在对高速动态目标成像时, TDI CCD 线阵的移动方向必须与目标像移方向一致, 且移动速度大小也应匹配, 否则难以正确提取目标的图像信息。空间相机的载体是在空间运动着的航天器, 航天器的轨道运动和姿态变化会使地面目标的像在曝光时间内与成像介质间产生相对运动, 即像移^[3-9], 若存在像移失配则会严重影响成像质量。

空间光学载荷的研究是一项高风险、高投入、高度复杂而又高精度的系统工程, 为保证空间光学载荷成像性能, 必须在地面进行深入可靠的物理仿真实验研究。现阶段, 国内对于高性能航天光学相机的成像仿真研究几乎为零, 没有实时成像仿真手段。为此, 作者研制了星载 TDI CCD 相机成像仿真系统^[10](国家发明专利: cn200910067547.2), 该系统可实时模拟 TDI CCD 相机推扫成像过程, 研究卫星姿态角对 TDI CCD 相机拍照的影响, 从而可为我国航天光学载荷的成功研制提供坚实的仿真基础和详实有效的实验数据。

2 系统组成及基本工作原理

星载 TDI CCD 相机动态成像仿真系统如图 1, 它是一种综合的全物理仿真验证设备, 主要由卫星三轴姿态控制仿真子系统、线阵推扫成像仿真相机、动态靶标、台上实时图像采集与无线下传设备及台下成像仿真模拟软件等构成。利用本系统可进行高精度卫星姿态控制实验, 实时模拟 TDI CCD 相机推扫成像过程, 研究卫星姿态角对 TDI CCD 相机拍照的影响, 验证高性能相机成像建模理论的正确性。

该系统基本工作原理如图 2 所示: 在实验时, 首先将面阵 CCD 相机置于配平的三轴气浮台上,

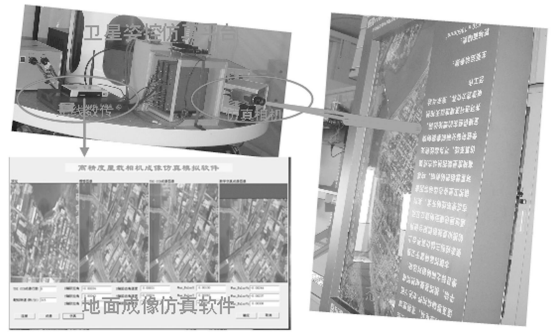


图 1 星载 TDI CCD 相机成像仿真实验系统实物图

Fig. 1 Satellite-borne TDI CCD simulation system

台上姿态控制中心计算机通过姿态确定系统实时测量三轴台姿态角及姿态角速度, 经控制算法处理得到控制信号, 再通过执行机构 CMG 对气浮台进行姿态控制, 同时将实时的姿态信息通过蓝牙通信系统无线下传至台下仿真计算机, 从而为置于三轴气浮台上的面阵 CCD 相机提供一个真实的卫星姿态仿真环境。面阵 CCD 相机对动态靶标面实时成像, 并将成像结果通过无线局域网络实时下传至台下仿真计算机, 台下仿真计算机使用下传的图像及相应时刻的姿态信息, 利用软件算法来模拟实现多线阵相机的 TDI 积分成像过程, 实现对不同级数 TDI CCD 相机动态成像仿真。

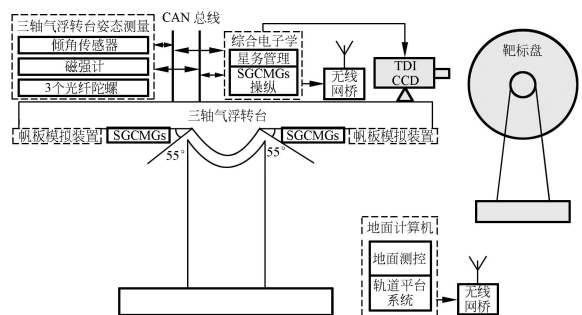


图 2 星载 TDI CCD 相机成像仿真系统

Fig. 2 Principle of satellite-borne TDI CCD simulation system

3 卫星三轴姿态控制仿真子系统

为了给地面 TDI CCD 模拟相机提供仿真成像环境, 首先研制了具有高精度的卫星三轴姿态控制仿真子系统(如图 3 所示)。该系统由三轴气

浮平台、卫星姿态敏感分系统和卫星姿态控制分系统 3 部分组成。自行设计的三轴精密气浮台采用了伞形双层结构, 可提供一个方向的 360 转动范围和其余两个方向 25 的转动范围, 整个系统的承重超过 550 kg, 其气轴承的摩擦力矩小于 5×10^{-4} N·ms, 可为卫星姿态控制提供较好的微重力实验环境。



图 3 卫星三轴姿态控制仿真子系统实物图

Fig. 3 Axis satellite attitude control simulation subsystem

姿态控制分系统采用基于 INTEL 86 构架 CPU 的 PC104 主板作为主控制器, 主控制器通过无线局域网与台下监控计算机通讯, 同时采用 CAN 总线扩展卡与各部分功能模块通讯。

整个控制系统在每个控制周期都要进行姿态确定、控制力矩陀螺操纵律和控制律的计算, 涉及大量的浮点运算和矩阵运算。为分担主控制器的负担, 保证系统的实时性, 采用 DSP28335 作为系统的协处理器进行姿态确定运算。

采用 4 个金字塔构形的单框架 CMG 群作为执行机构进行仿真实验。单个 CMG(如图 5 中右图)的转子最高转速为 6 000 r/min, 自带测速机构和 PD 内环控制, 其速度控制精度优于 0.1%, 工作电压为 24 V, 峰值功耗 70 W, 对外的通讯接口为 RS-232; 框架电机采用二相步进电机, 其步距角为 0.9°, 最高工作转速为 90 r/s。采用 16 位光电编码器进行测角反馈, 测角精度为 0.01°。

控制器采用经典的滑膜变结构控制器^[11]:

$$T_c = (I_0 + h) - I_0 K_p q_e + I_0 \dot{c} - G \text{sgn}(s), \quad (1)$$

其中, I_0 为系统的初始转动惯量, I 为控制力矩陀螺转动后的转动惯量, \dot{c} 为星体转动角速度, K_p 、 G 为加权正定阵, h 为 CMG 系统的转动惯量阵, q_e 为误差四元素, s 为基于误差四元数和误差角速度的滑膜矢量。

$$s = -\dot{c} + K_p q_e, \quad (2)$$

相应的操纵律选用文[12]中所给的奇异鲁棒逆操纵律, 该操纵律使角速度取最小二次型同时使得输出力矩误差最小:

$$\dot{c} = -J^{-1}(JJ^T + kE)^{-1}T_c. \quad (3)$$

其中 k 为随奇异量度变化的加权因子, E 为三维单位矩阵。图 4 中给出了实际卫星姿态控制的一组仿真实验结果。

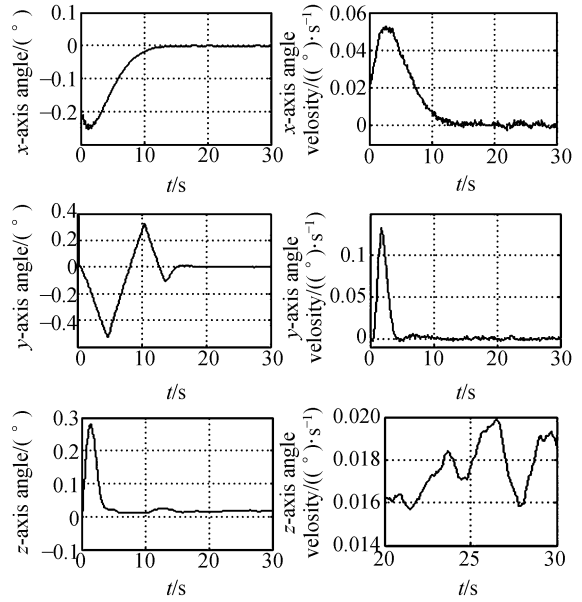


图 4 三轴姿态控制仿真物理曲线

Fig. 4 Simulation results of 3-axis satellite attitude control

姿态确定系统为姿态控制系统提供平台实时的姿态信息, 其精度直接影响控制系统的性能。

本套仿真系统采用类似“地球敏感器+磁强计+光纤陀螺”的定姿策略, 不同的是采用价格较低的高精度倾角传感器代替过于专业的地球敏感器, 这样倾角传感器可看作通过测量重力方向矢量而得到地球方向矢量, 而倾角传感器无论从精度和采样周期来说和地球敏感器都极其相似, 并可省去为地球敏感器提供仿真目标的地球红外模拟器, 即可以利用实验室中最方便获得的稳定的重力矢量和磁强矢量作为平台的姿态基准进行定姿, 大大降低了实验室建设初期的成本和复杂性。

实验室采用的 3 种传感器如图 5 中上图所示, 图中下图为 VG951D 型光纤陀螺, 其主要技术参数如表 1 所示。中间的为 LE-30 型两轴倾角传感器, 测量范围为 30°, 精度为 0.01°。上图



图 5 卫星姿态测量与执行元件

Fig. 5 Appearances of attitude measurement and control devices

目前,姿态确定系统由倾角传感器、磁强计和光纤陀螺群组成,采用扩展卡尔曼滤波(简称 EKF 算法)算法,可实现姿态角测量精度优于 $0.01 (^\circ)$,姿态角速度测量精度优于 $0.001 (^\circ/s)$ 。

4 TDI CCD 物理仿真系统实现

考虑到实际 TDI CCD 动态积分时间较短(一般小于 0.1 ms),而实际的卫星姿态控制周期相对较长(一般大于 0.1 s),为了更好地了解 TDI CCD 成像过程中卫星姿态参数对其影响过程,并且考虑到由于 TDI CCD 探测器的成像是数字化图像,便于进行计算机模拟成像^[14],因此确定了以面阵 CCD 相机(曝光时间较长)为基础,通过软件来实现实际相机的 TDI 成像过程。

4.1 坐标定义及像移模型建立

为研制地面 TDI CCD 仿真相机,首先需要按照表 2 所示的实际航天 TDI CCD 建模原理与方法建立地面仿真相机的 TDI CCD 动态成像像移模型,然后将根据所建立的数学映射模型,通过软件算法实现对实际 CCD 相机的 TDI 积分过程模拟,同时还将根据所建模型进行动态靶标的参数设计与研制工作。

为三轴磁强计,量程为 10^{-4} T ,精度为 10^{-7} T 。

表 1 VG951D 型光纤陀螺主要参数

Tab. 1 Parameters of VG951D fiber optic gyro

| 型号 | VG951D |
|------|---------------------------|
| 量程 | $80 (^\circ/s)$ |
| 常值漂移 | $1 (^\circ/h)$ |
| 随机游走 | $0.025 (^\circ/\sqrt{h})$ |
| 采样频率 | 300 Hz |

表 2 航天 TDI CCD 坐标转换矩阵

Tab. 2 Procedure of coordinate transform

| <i>G</i> | <i>E</i> | <i>I</i> | <i>B</i> |
|--------------------------------------|---------------------|---------------------------------|---------------------|
| 地物坐标系 | 地球坐标系 | 地惯坐标系 | 轨道坐标系 |
| 沿 g_3 轴平移 R_y ; | 绕 e_1 轴旋转 t 角; | 绕 I_2 轴旋转 i_0 角; | 沿 I 轴平移 $(R+H)$; |
| 绕 g_2 轴旋转 g_y ; | | 绕 I_1 轴旋转 $= \theta_0 + t$ 角; | |
| 绕 g_0 轴旋转 $(\theta_0 - \varphi)$; | | | |
| <i>B</i> | <i>S</i> | <i>C</i> | <i>P</i> |
| 轨道坐标系 | 卫星坐标系 | 相机坐标系 | 像面坐标系 |
| 沿 b 轴(偏航)旋转 $= \theta_0 + t$; | 绕 S_1 到 O_2 反向; | 沿 O_2 轴平移 f ; | |
| 绕 b 轴(横滚)旋转 $= \theta_0 + t$; | | | |
| 绕 b_2 轴(俯仰)旋转 $= \theta_0 + t$; | | | |

本系统在模拟星下点成像过程中, 由于动态靶标的研制过程中未模拟地球自转, 从而建立坐标时将地球坐标系和地惯坐标系合并, 即用相机惯性参考坐标系 $I(i_1, i_2, i_3)$ 代替之。同时通过类比法, 在地面建立靶面坐标系 $T(t_1, t_2, t_3)$ 、模拟轨道坐标系 $B(b_1, b_2, b_3)$ 、仿真平台体坐标系 $S(s_1, s_2, s_3)$ 、相机坐标系 $C(c_1, c_2, c_3)$ 和像面坐标系 $P(p_1, p_2, p_3)$, 分别与实际航天 TDI CCD 坐标变换过程中的地物坐标系 G 、轨道坐标系 B 、卫星坐标系 S 、相机坐标系 C 和像面坐标系 P 相对应, 即按照图 6 所示定义:

1. 模拟轨道坐标系 $B(b_1, b_2, b_3)$

原点 B_0 在平台转动中心上, b_1 轴指向三轴仿真平台正上方(代表轨道前进方向), b_3 轴指向靶标(代表指向地心), b_2 与 b_1 和 b_3 成右手系。

2. 仿真平台体坐标系 $S(s_1, s_2, s_3)$

该坐标系原点 S_0 与 B 系原点 B_0 重合, 仿真平台无姿态运动时 S 系和 B 系重合, 仿真平台的三轴姿态, 即指 S 系在 B 系内的三轴姿态(建模过程中, 航天器的三轴姿态运动的次序为: 横滚, 俯仰, 偏航)。

3. 相机坐标系 $C(c_1, c_2, c_3)$

相机物镜的节点为该坐标系的原点 C_0 , 当相机在航天器内无安装误差时, 相机坐标系与仿真平台体坐标系 S 平行, 原点 C_0 相对于 S_0 三轴平移量为 $(h_1, 0, h_2)$ 。

4. 像面坐标系 $P(p_1, p_2, p_3)$

该坐标系的原点 P_0 在像面的中心, C 系沿 c_3 轴平移 $-v$ (像距)即得到 P 系, p_1 和 p_2 组成像面。

5. 靶面坐标系 $T(t_1, t_2, t_3)$

在无安装及姿态误差时, 原点 T_0 在 c_3 轴与靶面的交点, 三轴与相机坐标系平行, 该坐标系保持惯性空间。

6. 相机惯性参考坐标系 $I(i_1, i_2, i_3)$

其坐标系的原点同相机坐标系原点重合, 当相机在航天器内无安装误差时, 相机坐标系与相机坐标系 C 平行, 三轴在惯性空间保持不变。

对于实际地面仿真相机系统, 由于物距较短, 从而相机坐标系 C 和平仿真平台体坐标系 S 之

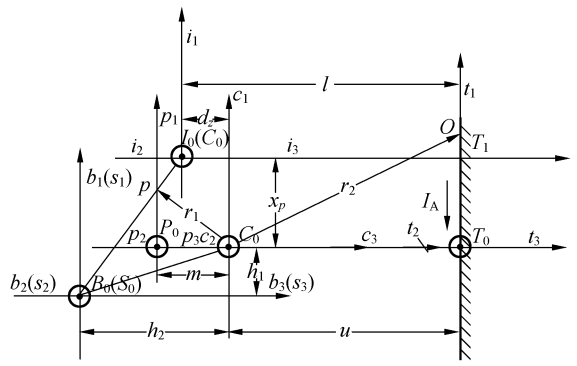


图 6 星载 TDI CCD 仿真相机坐标系定义

Fig. 6 Coordinate definition of TDI CCD simulation system

间的位置平移误差 h_1, h_2 也必须在建模时加以考虑, 而在实际航天 TDI CCD 所使用的模型当中, 由于物距很长, 从而该安装平移误差可以忽略, 即在地面建立的仿真模型较实际的航天 TDI CCD 模型有少许不同, 其复杂度也有所增加。

经过计算, 在三轴欧拉角均为小角度时, 可得与像面上任一点 $p(p_1, p_2, p_3)$ 对应的视轴 r_2 在物面上的投影矢量为:

$$r_2 = {}^0r_2 l = \begin{bmatrix} 1 & - & 0 \\ & 1 & - & 0 \\ - & & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1/l \\ p_2/l \\ vl/l \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & - & 0 \\ & 1 & - & 0 \\ - & & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1 d/m \\ p_2 d/m \\ d \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

从而在物面上光线视轴与目标点的相对速度 v 为 $v = v_0 + v_1 + v_2 =$

$$\begin{bmatrix} h_2 \\ h_1 - h_2 \\ -h_1 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -p_2 d/m + d + p_1 h_1/m + r \\ p_1 d/m - d + p_2 h_1/m \\ -p_1 d/m + p_2 d/m + h_1 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

式中:

v_0 为 C 系原点 C_0 的牵连运动速度; v_1 为由于仿真平台三轴欧拉角变化引起的相对转动速度; v_2 为由于靶标转动而形成的相对运动, 其大小为

$$v_2 = [r \quad 0 \quad 0 \quad 1]^T, \quad (6)$$

式中, r 为动态靶标的转动半径; w 为动态靶标转轴的角速率。

然后将物面速度按比例缩投影至参考像面惯性坐标系, 再经欧拉角转换至实际像面坐标系, 在考虑三轴姿态角均为小量后, 可得像面速度方程:

$$v_p = \frac{v}{u} \begin{bmatrix} 1 & & & 0 \\ & 1 & & 0 \\ & & - & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\left\{ \begin{bmatrix} h_2 \\ h_1 - h_2 \\ -h_1 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -p_2 d/m + d + p_1 h_1 / m + r \\ p_1 d/m - d + p_2 h_1 / m \\ -p_1 d/m + p_2 d/m + h_1 \\ 1 \end{bmatrix} \right\}, \quad (7)$$

$$d = u + h_1, \quad (8)$$

式中 p_1, p_2 为光学传感器像面上一个特征像点的坐标; f 为光学传感器焦距 (mm); u 为光学传感器初始物距 (mm); d 为光学传感器带有姿态运动时的物距 (mm); m 为光学传感器像距 (mm); h_1, h_2 为光学传感器坐标原点在仿真平台坐标系 S 中的 x, y 方向上的安装距离; α, β, γ 及 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\gamma}$ 为分别为航天器的三轴姿态角及其变化率。

4.2 面阵 CCD 模拟 TDI 积分过程原理

本系统首先要实现的功能就是根据 CCD 的 TDI 积分原理, 实现如图 7 所示的面阵 CCD 在理想情况下的成像过程, 利用式 (9) 所给的面阵 CCD 模拟实际 TDI CCD 的算法 (以四级为例), 通过软件模拟实现相应的物理仿真结果。

$$\begin{cases} A_1^0 = A_1^1 \\ A_2^0 = (A_2^1 + A_1^2) / 2 \\ A_3^0 = (A_3^1 + A_2^2 + A_1^3) / 3 \\ A_4^0 = (A_4^1 + A_3^2 + A_2^3 + A_1^4) / 4 \\ A_3^0 = (A_4^2 + A_3^3 + A_2^4 + A_1^5) / 4 \\ A_N^0 = A_4^{N-3} + A_3^{N-2} + A_2^{N-1} + A_1^N \end{cases}, \quad (9)$$

式中, A_0 代表原始图像, 仿真中可用第一幅图表示, $A_j^i (i = 1, 2, \dots, N)$ 表示第 i 帧面阵成像图像, 其下角标 j 代表的是第 j 行成像结果, 从图 2 中可见, 每幅面阵 CCD 仅使用 1~4 行元素即可。

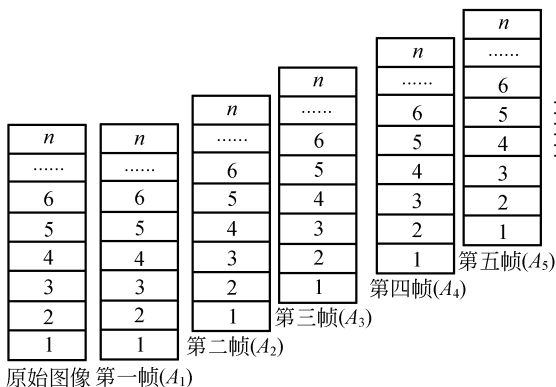


图 7 面阵 CCD 在理想情况下的成像过程

Fig. 7 Ideal image procedure using area-array CCD

为进一步验证所建立的星载 TDI CCD 仿真相机数学成像模型建立方法及结果的正确性, 将基于 TDI CCD 仿真相机成像的数学模型, 代入实时的卫星姿态仿真参数, 通过坐标变换与映射的方法实时重构理论成像结果, 通过与上述的物理仿真结果作对比分析, 验证所用建模理论的正确性。数学仿真的基本过程同物理仿真类似, 仅是重构使用的 A 第 i 帧图像是由理想图像经式 (4) 作投影重构得到的 (代入实时姿态数据), 由于篇幅原因, 本文不再赘述。

4.3 动态靶标设计

动态靶标设计的基本原理如图 8 所示, 主要是利用高精度直流电机、减速机构带动靶标画面转动, 模拟星地之间由于卫星轨道运动造成的地物相对运动, 根据所建立的数学模型 (4)~(5) 及基本光学公式, 确定如表 3 所示的靶标设计参数。

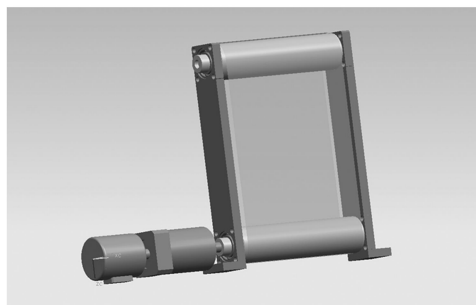


图 8 动态靶标原理图

Fig. 8 Principle of earth emulator

表 3 动态靶标设计参数

Tab.3 Design parameters of earth emulator

| | | | | | | | | |
|---------|-----------|---------|--------------|-------------|---------------------------|-------------------------|-----------|-------------------------|
| 焦距 | 像距 | 物距 | 像元尺寸 | 物元尺寸 | 拍摄频率 | 像元尺寸 | 物元尺寸 | 线速度 |
| /m | /m | /m | /m | /m | /(frame s ⁻¹) | /m | /m | /(m s ⁻¹) |
| 0.05 | 0.050 7 | 3.6 | 0.000 012 50 | 0.000 887 5 | 10 | 0.000 013 | 0.000 923 | 0.008 875 |
| 焦面高度 | 焦面宽度 | 靶面高度 | 靶面宽度 | 靶标转动 | 靶标转动角 | 转换为 | 减速比 | 电机转速 |
| /m | /m | /m | /m | 半径/m | 速度/(rad s ⁻¹) | /(r min ⁻¹) | | /(r min ⁻¹) |
| 0.003 6 | 0.004 576 | 0.255 6 | 0.324 9 | 0.019 1 | 0.464 659 | 4.437 17 | 60 | 266.23 |

说明:

1. 已给定焦距\物距及像元尺寸及像元数(焦面参数按 OK_AM1160 取定);
2. 靶标转动半径暂取 0.029(按米思米手册中的参数取定);
3. 直流伺服电机采用: 57DOL-1030 100W.

对于靶标的参数误差为

$$r = (19.1 \pm 0.5) \text{ mm (制造公差) .}$$

在综合考虑了靶标制造误差及电机控制误差后, 结合公式(7), 可得系统偏流角误差为:

$$\rho = \tan\left(\frac{v_{p2}}{v_{p1}}\right) = \tan\left(\frac{h_1 - h_2 - u}{h_2 + u + r}\right) \cdot (10)$$

3.4 误差分析

在不同 TDI CCD 积分级数下, 允许的偏流角

综合极限误差不同, 当 TDI CCD 积分级数为 4 级时, 综合误差 最大为 4.29, 最大像移速度匹配相对误差为 7.25%。由偏流角综合误差计算公式为

$$s = \left[3C_i^2 + a \right]$$

像移速度匹配相对极限误差分配如表 4 所示。

表 4 像移速度匹配误差分配表(4 级)

Tab.4 Distribution of maximum image velocity errors

| 序号 | 误差项目名称 | 误差性质 | 极限误差 | v_i | 误差分布 | 置信因子 C_i | 标准偏差 $\sigma_i = v_i / C_i$ |
|----|----------------------|------|------|-------|------|------------|----------------------------------|
| 1 | 像移速度估值误差 | 随机 | 6.6% | | 正态 | 3 | 2.2% |
| 2 | TDI CCD 行转移速度控制误差 | 随机 | 3% | | 正态 | 3 | 1% |

由表 4 可计算总像移速度匹配相对极限误差为:

$$\frac{v_{ps}}{v_p} = \left[3 \sqrt{v_1^2 + v_2^2} \right] = 7.25\% \left[\frac{v_{ps}}{v_p} \right]$$

经计算, 当平台在稳定静止时(仅考虑靶标误差造成的像移速度误差)时, 能够成理想像时允许的电机转速范围为 266 (1 ± 0.125)。图 9 和图 10 分别为欧拉角速度最大为 0.01 ()/s 时, 运用蒙特卡洛得到的偏流角误差及其分布直方图。

5 仿真结果与分析

图 11 和图 12 是两组典型状态下的仿真结果, 每幅图中的第一个画面为 CCD 相机的实时监

控的当前帧, 第二个画面则为原始理想成像图片, 第三个物理仿真实验结果, 第四个画面则是以第二个画面为基础, 将实时姿态数据代入数学模型(4), (5), 通过理论分析、计算得到对应于每时刻姿态数据的新图像像素值后, 再仿照算法(9)进行数学反演重构的方法得到的数学仿真实验结果。

图 11 给出了建立在静止三轴仿真台、靶标为标称转速时的仿真结果根据, 此时的物理仿真结果与原始图像基本一致, 这初步说明了物理仿真算法的正确性, 同时基于数学模型(4), (5)的数学反演结果与物理仿真的一致性也初步证明了数学模型建立的正确性。



图 11 三轴仿真台静止, 靶标为标称转速时的仿真结果

Fig. 11 Simulation results at matching speed

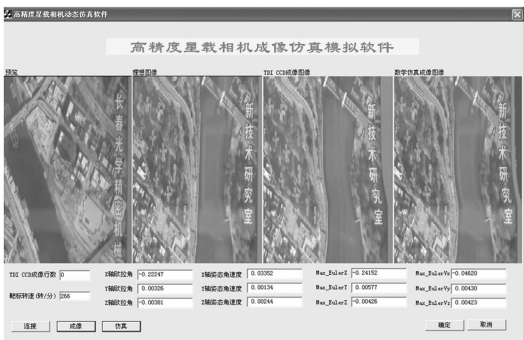


图 12 姿态角速度大于 0.01 ()/s (靶标标称转速) 时的仿真结果

Fig. 12 Simulation results at mismatching speed

图 12 给出了系统在动态联调时的仿真结果: 在成像实验进行至 8 s 左右后使三轴台进行姿态机动, 三轴姿态角速度在 0.01~0.04 ()/s 之间时 (靶标标称转速), 成像模糊对肉眼来说已不可接受。这同理论分析结果也基本一致, 即三轴姿态角误差 > 0.01 ()/s 时, 系统成像质量将较差, 并且物理仿真结果与基于所建模型的数学反演结果的基本一致性也说明了模型建立的正确性。大量仿真后, 显示偏航角的姿态角对成像质量的影响最大, 俯仰角影响次之, 横滚角影响最小, 这同理论计算分析结果基本一致的。

理论分析表明, 在同样速度失配条件下, TDI CCD 成像级数越高, 成像质量越差, 为验证此

参考文献:

[1] 吴琼, 田越, 周春平, 等. 遥感图像超分辨率研究的现状和发展[J]. 测绘科学, 2008, 33(6): 66-70.

理论结果, 本文通过调整动态靶标的转动速度, 得到像移速度失配 10% 的成像条件, 分别使用 4 级 TDI 模式和 16 级 TDI 模式进行成像, 从初步成像结果来看, 4 级成像的分辨率是 16 级成像的 2.5 倍, 从定性上来看与理论分析结果基本一致, 并且该实验结果还可进一步用于以后将要进行的定量分析实验中。



图 13 像移速度失配 10% 时, 4 级和 16 级成像结果
Fig. 13 4-TDI and 16-TDI images at 10% image motion velocity mismatch

6 结 论

本文从原理上介绍了星载 TDI CCD 相机成像仿真系统的构成及作用, 并通过仿真实验实时模拟 TDI CCD 相机推扫成像过程, 得到了不同卫星姿态误差情况下 TDI CCD 相机仿真拍照的结果。物理仿真结果与数学仿真结果的一致性, 验证了地面仿真相机成像模型建立的正确性, 进而定性说明了本文使用的航天 TDI CCD 相机像移模型建立方法的正确性。

像移速度失配 10% 时, 4 级和 16 级成像结果不仅直观地反映出相同像移速度失配时成像质量与成像级数成反比的结论, 也是进一步进行定量分析成像质量与速度失配研究的实验基础。在下一步工作中, 作者将继续利用该实验系统, 从各种光学指标的角度来进行更加深入的定性与定量分析实验, 为目前在研的航天 TDI CCD 相机的参数误差分析与阈值分配提供坚实的实验依据。

super resolution in remote sensing image[J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2008, 33(6): 66-70. (in Chinese)

- 像的偏流角及其补偿研究[J]. 宇航学报, 2002, 23(5): 22-26.
- WANG ZH G, YUAN J P, CHEN SH L, *et al.*. Study on satellite remote sensing high resolution image bias angle & its compensation[J]. *Journal of Astronautics*, 2002, 23(5): 22-26. (in Chinese)
- [3] 史光辉. 像移对卫星摄影成像质量的影响[J]. 光学精密工程, 1997, 5(4): 31-34.
- SHI G H. The effect of image motion on the quality of the images formed for the satellite photography[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1997, 5(4): 31-34. (in Chinese)
- [4] 李新峰. 轨道姿态误差对 TDI CCD 相机行周期及偏流角的影响分析[J]. 空间科学学报, 2008, 28(3): 254-259.
- LI X F. Effect analysis of orbital and attitude parameter error on TDI CCD's line-shift frequency and veer angle[J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2008, 28(3): 254-259. (in Chinese)
- [5] 李友一. 空间相机中的偏流角控制[J]. 光学精密工程, 2002, 10(4): 402-406.
- LI Y Y. Study of the drift angle control in a space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2002, 10(4): 402-406. (in Chinese)
- [6] 孔德柱, 刘金国, 吕世良, 等. 空间相机像移速度计算方法及 DSP 实现[J]. 光学精密工程, 2009, 17(8): 1935-1941.
- KONG D ZH, LIU J G, LV SH L, *et al.*. Calculation method for image motion speed of space camera and DSP based implementation[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(8): 1935-1941. (in Chinese)
- [7] WANG J Q, YU P, YAN CH X, *et al.*. Space optical remote sensor image motion velocity vector computational modeling, error budget and synthesis [J]. *Chinese Optics Letters*, 2005, 3(7): 414-417.
- [8] ZHANG L, LI SH J, JIN G, *et al.*. Modeling of satellite borne TDI CCD pitching imaging image motion velocity vector[C]. *IEEE ICAL*, 2009, *Sheny-an*: 1587-1591.
- [9] JUNG T S, LEE U S, PARK S Y. Design of an image motion compensation (IMC) algorithm for the communication, ocean, meteorological satellite (COMS)[C]. *AIAA ASCE, Keystone, Colorado*, 2006: 1-6.
- [10] 张刘, 戴路, 徐开, 等. 一种 TDI CCD 相机动态成像的模拟装置: 中国, cn200910067547. 2[P]. 2009.
- ZHANG L, DAI L, XU K, *et al.*. A kind of emulator for dynamic imaging of TDI CCD: China, cn200910067547. 2[P]. 2009. (in Chinese)
- [11] CHEN Y P, LO SH CH. Sliding mode controller design for spacecraft attitude tracking maneuvers [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System*, 1993, 29(4): 1328-1333.
- [12] WIE B. New singularity escape and avoidance steering logic for control moment gyro systems[C]. *AIAA*, 2003: 2191-2201.
- [13] 邱振戈, 岳庆兴, 张春玲, 等. TDI CCD 在轨成像质量 MTF 数值模拟[J]. 国土资源遥感, 2009, 79(1): 13-18.
- QIU ZH G, YUE Q X, ZHANG A L, *et al.*. The MTF numerical simulation of TDI CCD on-orbit imaging quality[J]. *Remote Sensing For Land & Resources*, 2009, 79(1): 13-18. (in Chinese)

作者简介:



张 刘(1978-),男,安徽蚌埠人,博士,副研究员,2001年、2004年、2007年于哈尔滨工业大学分别获学士、硕士、博士学位,主要从事非线性控制、TDI CCD建模与仿真、卫星姿态控制等方面的研究。E-mail: zhangliu78@126.com



金 光(1958-),男,吉林长春人,博士生导师,研究员,中科院长春光学精密机械与物理研究所新技术室主任,主要从事空间遥感器总体设计方面的研究。E-mail: Ljing@ciomp.ac.cn



孙志远(1983-),男,山东威海人,博士研究生,2007年于山东大学信息学院获得学士学位,主要从事卫星姿态控制与仿真的研究。E-mail: sduzsy@hotmail.com

下期预告

电容读出式非制冷红外焦平面阵列设计

李博翰,于晓梅

(北京大学微电子学研究院 微米纳米加工技术国家级重点实验室,北京 100871)

焦平面像元性能的提高对提升红外探测器的性能具有重要意义。分析影响像元性能的参数,并进行相应的优化设计是提高红外探测器性能的主要措施。本文设计了一种长支腿式电容读出式红外焦平面阵列结构,并分析了这种像元结构的热导率、热机械灵敏度和热时间常数,从中优化出该模型的部分结构参数,并且以此为依据对像元整体尺寸进行设计。在该尺寸的模型下,像元的热导率为 3×10^{-7} W/K,热机械灵敏度为 162 nm/K,热时间常数为 35 ms。该热时间常数满足人眼识别频率的需要。进一步讨论了焦平面阵列的噪声等效温差,这个性能指标是焦平面阵列能够高灵敏度工作的关键。经过分析计算,得到噪声等效温差为 6 mK。而后进行仿真计算,得到的噪声等效温差位 5 mK,计算与仿真结果非常吻合。该系统的噪声等效温差足够小,满足稳定输出信号的需要。最后,基于牺牲层工艺制备完成了长支腿结构焦平面阵列,验证了制备工艺的可行性。