

星载 TDICCD 界面颤动的动力学模型及共振点扫描研究*

陈丁跃^{1,2} 周仁魁² 李英才² 陈蔚³

(1 长安大学, 西安 710064)

(2 中国科学院西安光学精密机械研究所, 西安 710068)

(3 武汉理工大学, 武汉 430070)

摘要 简要分析了高分辨率星载遥感 TDICCD 相机的成像原理,研究了基于混合界面颤动的星载遥感 TDICCD 相机动力学分析模型. 结果表明:星载遥感 TDICCD 相机对地观测时,载体部件的运动使相机产生振动响应,该响应会对成像质量有影响;对星载 TDICCD 相机进行了共振点扫描试验,试验测量了多点的加速度信号,并用信号分析仪进行了数据处理,获得了星载遥感 TDICCD 相机共振点扫描结果. 这些动态特性结果为星载遥感 TDICCD 相机的防振、隔振设计提供了参考.

关键词 星载 TDICCD; 颤动; 共振点扫描; 动力学分析

中图分类号 TB53 **文献标识码** A

0 引言

高分辨率星载远程遥感 TDICCD 相机在太空中精确捕获,对准和跟踪地面目标有苛刻的要求. 卫星平台上由于调整姿态(动量轮变速转动或喷气等)、指向控制、太阳能电池帆板调整等运动,产生各种频率的振动、颤震和抖动等空间环境振动,卫星平台和空间环境的各种振动对相机的成像质量和准确度有较大影响,增加了视轴对准误差降低了相机摄像性能. 因此,对相机系统设计而言,在重视光机结构轻量化的同时要提高它的抑制振动能力和结构的频谱特性. 所以抑振研究是星载遥感 TDICCD 相机中必须解决的关键课题. 通过理论分析和地面试验研究各种振动频率和不同振幅对成像的影响,对星载遥感 TDICCD 相机在空间使用环境中提高摄像分辨率有重要意义^[1-8].

1 高分辨率星载遥感 TDICCD 成像原理

高分辨率星载遥感 TDICCD 相机的成像原理如图 1. 光学系统的视场决定图像的刈幅宽度. TDICCD 相机摄像时,相机随卫星向前运动,对地面景物目标多次曝光成像. 随着曝光级数增大,传感器累计的电荷与级数成正比增大. 地面某物经由主反射镜镜组、次反射镜镜组、折轴镜镜组、第三反射镜镜组、成像 TDICCD 焦平面组和电子信号处理系统完成图像处理.

相机在正确姿态下沿轨道方向运动时,地面目标在相机焦面的 TDICCD 器件上形成的像移速度严格与 TDICCD 中光生电荷包的转移速度相匹配. 相机利用卫星平台的运动推扫成像,焦距拉长后,对在平台的姿态稳定度的限制愈来愈高,甚至对一些较高频率的振动、抖动也应采取必要的有效措施加以抑制. 当卫星偏离其正确姿态时,TDICCD 器件上像的运动可能导致附加的非正常像移,非正常像移的因素很多,分析起来也很复杂,大致分为两大类:系统像移和非系统像移,系统像移指光学系统本身由于安装误差、非线性等固定偏差产生的像移;非系统像移指卫星姿态角变化,轨道速高比的变化,地球自转,星上活动部件颤振等因素引起的像移. 这将降低相机传函和分辨率. 为了克服相机在摄像时由于卫星轨道摄动、姿态漂移、星上部件颤振等造成的像移影响,可以实施对星载相机进行抑振和偏航校正控制,同时相机在未上太空前要进行大量的试验测试,以确保星载遥感 TDICCD 相机的成像质量.

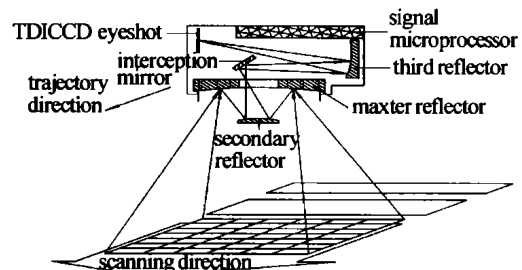


图 1 星载远程遥感 TDICCD 相机对地目标观测
Fig. 1 The satellite remote sensing TDICCD camera observe on earth target

2 动力学模型

将卫星中心体(含 TDICCD 相机)和太阳能电

*国家博士后基金资助和国家 863 项目

Email: cdy868@163.com

收稿日期: 2004-08-23

池帆板(太阳阵)视为主结构和子结构. 对于主子结构取其自由界面主模态; 主子结构的运动可视为界面附随主子结构的牵连运动和相对于界面的运动的叠加. 对于主子结构, 这两种运动可用在界面确定的约束模态和固定界面主模态来描述. 中心体 Z 的无阻尼振动方程为 $M\dot{R} + KR = Q$, 式中 M, K 分别为中心体的质量阵和刚度阵; $R = [R_a^T \ R_1^T \ R_2^T]^T$, R_a 为中心体内部节点位移列阵, R_1 和 R_2 分别为中心体与太阳阵的铰接点位移列阵; $Q = [Q_a^T \ Q_1^T \ Q_2^T]^T$, Q_a 为中心体内部节点载荷列阵, Q_1, Q_2 分别为太阳阵对中心体的反作用力列阵. 取中心体的刚体模态和自由振动模态组成中心体分支模态矩阵 Φ , 则中心体的位移 R 可用模态坐标 q 表示为 $R = \Phi q$. 代入无阻尼振动方程并左乘 Φ^T 有

$$\bar{M}\dot{q} + \bar{K}q = \bar{Q} \quad (1)$$

式中 $\bar{M} = \Phi^T M \Phi$, $\bar{K} = \Phi^T K \Phi$, $\bar{Q} = \Phi^T Q$. Φ 也可表示为 $\Phi = [\Phi_a^T \ \Phi_1^T \ \Phi_2^T]^T$, 则

$$R = \begin{bmatrix} R_a \\ R_1 \\ R_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_a \\ \Phi_1 \\ \Phi_2 \end{bmatrix} [q] \quad (2)$$

$$\bar{Q} = \Phi_a^T Q_a + \Phi_1^T Q_1 + \Phi_2^T Q_2 \quad (3)$$

太阳阵 i 的无阻尼振动方程为 $M_i^r \dot{R}_i + K_i R_i = Q_i$ ($i=1, 2$). 式中 M_i, K_i 分别为太阳阵 i 的质量阵和刚度阵; $R_i = [R_{ia}^T \ R_{ic}^T]^T$, R_{ia} 和 R_{ic} 分别为太阳阵 i 的内部节点位移和铰接点位移列阵; $Q_i = [Q_{ia}^T \ Q_{ic}^T]$, Q_{ia} 和 Q_{ic} 分别为太阳阵 i 的内部节点载荷和铰接点约束力列阵. 太阳阵固定界面主模态 Φ_{ii} 和太阳阵界面约束模态 Φ_{iy} 可通过在太阳阵 i 动力方程中固定铰接点位移和放开铰接点约束获得. 主模态 Φ_{ii} 和约束模态 Φ_{iy} 构成太阳阵 i 的分支模态矩阵 $\Phi_i = \begin{bmatrix} \Phi_{ii} & \Phi_{iy} \\ 0 & I \end{bmatrix}$. 太阳阵 i 的节点位移按模态展开为

$$\begin{bmatrix} R_{ia} \\ R_{ic} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{ii} q_{ia} + \Phi_{iy} q_{ic} \\ q_{ic} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 q_{ia} 和 q_{ic} 为太阳阵 i 对应于固定铰接点和放开铰接点约束的模态坐标. 这样太阳阵 i 的振动方程可表示为

$$\bar{M}_i \dot{q}_i + \bar{K}_i q_i = \bar{Q}_i \quad (i=1, 2) \quad (5)$$

式中 $\bar{M}_i = \Phi_i^T M_i \Phi_i$, $\bar{K}_i = \Phi_i^T K_i \Phi_i$, $\bar{Q}_i = \begin{bmatrix} \Phi_{ii}^T Q_{ia} \\ \Phi_{iy}^T Q_{ia} + Q_{ic} \end{bmatrix}$.

联立式(1)和(5)有

$$\begin{bmatrix} \bar{M} & & \\ & \bar{M}_1 & \\ & & \bar{M}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q} \\ q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{K} & & \\ & \bar{K}_1 & \\ & & \bar{K}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q} \\ \bar{Q}_1 \\ \bar{Q}_2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

在统一坐标系中, $R_{ic} = R_i$. 由式(2)、(4)可知 $R_{ic} = q_{ic}$, $R_i = \Phi_i q_i$. 综合上述三式, 并取 $w = [q^T \ q_{1a}^T \ q_{2a}^T]^T$ 为系统广义坐标有

$$\begin{bmatrix} q \\ q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q \\ q_{1a} \\ q_{1c} \\ q_{2a} \\ q_{2c} \end{bmatrix} = \Psi \begin{bmatrix} q \\ q_{1a} \\ q_{2a} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中

$$\Psi = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 \\ \Phi_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I \\ \Phi_2 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式(7)代入式(6), 并以 Ψ^T 左乘各项有

$$\tilde{M}\dot{w} + \tilde{K}w = \tilde{Q} \quad (9)$$

式中

$$\begin{aligned} \tilde{M} &= \Psi^T \text{diag}[\bar{M} \ \bar{M}_1 \ \bar{M}_2] \Psi \\ \tilde{K} &= \Psi^T \text{diag}[\bar{K} \ \bar{K}_1 \ \bar{K}_2] \Psi \\ \tilde{Q} &= \begin{bmatrix} \Phi_a^T Q_a + \Phi_1^T \Phi_{1y}^T Q_{1a} + \Phi_2^T \Phi_{2y}^T Q_{2a} \\ \Phi_{11}^T \Phi_{1a} \\ \Phi_{22}^T Q_{2a} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

方程(9)即为运用混合界面颤动综合方法建立的动力学模型, 它可以给出星载遥感 TDICCD 相机在中心体载荷 Q_a 和太阳能电池帆板载荷 Q_{1a}, Q_{2a} 作用下的颤动响应.

3 高分辨率星载遥感 TDICCD 相机振动试验

3.1 共振点扫描试验规范及系统框图

试验首先确定高分辨率星载 TDICCD 样机共振点扫描频率的大致范围如表 1, 然后用 2XSA60-T1000-32WL 电动式振动台在所确定的 5 ~ 400 Hz 的频率范围内依次按图 2 所示曲线对星载 TDICCD 样机的 X, Y, Z 三轴向扫描加激振力, 图 2 激振关系显示了共振点扫描试验条件下的振动幅值/加速度特性. 图 3 描述星载 TDICCD 系统样机共振点扫描试验测量设备连接, 其中在做 X 方向共振点扫描试验时, 要将样机固定在图 4 所示振动台上位置, 在做 Y, Z 向振动试验时, 将样机固定在振动台的水平滑台上. 样机一个扫描测点均安装 X, Y, Z 向三个传感器. 本文测点编号 1* 为样机主镜镜座法兰背

面上部,2*为样机主镜镜座背面侧部,反射镜镜座底部上方十字筋处,3*为样机主镜镜座底部上方十字筋处,4*为样机主镜镜座底部下方十字筋处,5*为样机主镜背面上部,如表 2 现列出 5 个测点 X 向共振点扫描试验响应数据统计表。

表 1 高分辨率星载 TDICCD 样机共振点扫描试验规范

频率/Hz	5 ~ 15	15 ~ 400
功率谱密度	0.1 mm	0.09 g
振动方向	沿 X、Y、Z 三个方向	
时间	5 ~ 400 Hz 范围内扫描频率为 2 oct/1min	

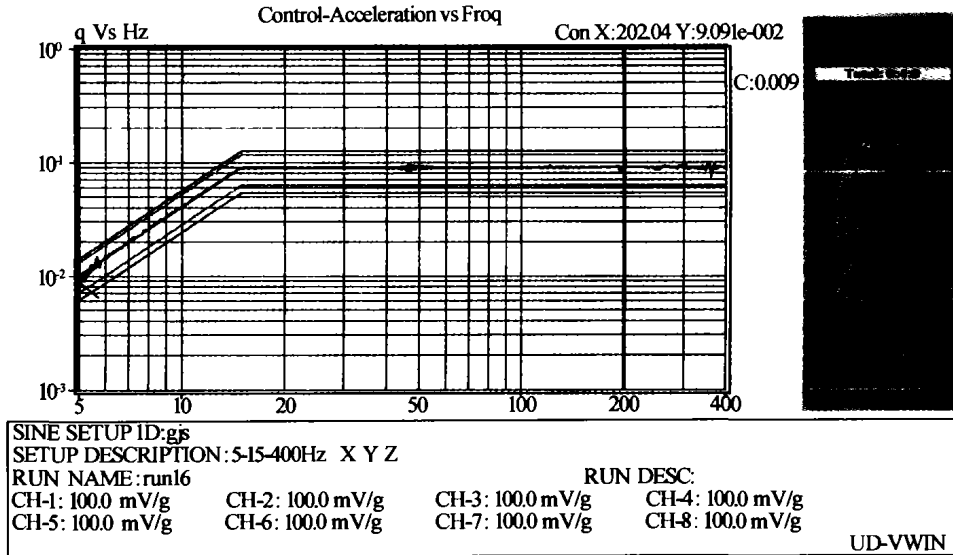


图 2 振动幅值/加速度曲线
Fig. 2 Vibration amplitude/acceleration curve

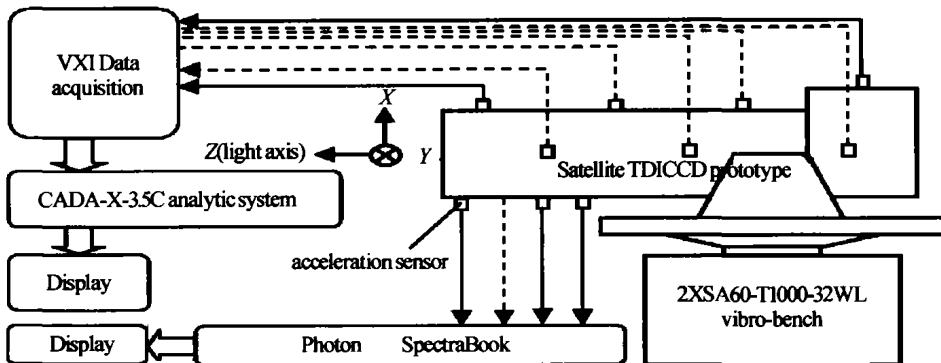


图 3 星载遥感 TDICCD 相机共振点扫描试验框图
Fig. 3 The frame picture of satellite remote sensing TDICCD camera resonance dot scanning test



图 4 X 向共振点扫描试验
Fig. 4 X direction resonance dot scanning test

3.2 试验结果分析

从表 2 星载 TDICCD 样机 X 向共振点扫描试验数据明显看出各测点的共振点,其中图 5 显示出 2*测点在频率 242 Hz 处出现第一共振点 0.37 g,在频率 292 Hz 处出现第二共振点 0.66 g,在频率 360 Hz 处出现第三共振点 0.26 g. 由欧洲航天局(ESA)发射了 OLYMPUS 通信卫星,该卫星上用三个彼此正交的微加速计对振动进行测量. 从测量的数据来

表 2 星载 TDICCD 样机 X 向共振点扫描试验响应数据统计表

试验状态		5 ~ 15 Hz, 0.1 mm; 15 ~ 400 Hz, 0.09 g; 2 oct/1min									
测点	测向	第一谐振点		第二谐振点		第三谐振点		有效值		峰值点	
		频率/Hz	幅值/g	频率/Hz	幅值/g	频率/Hz	幅值/g	幅值/g	频率/Hz	幅值/g	
1*	x	242	0.36	292	0.66	360	0.27	1.71	292	0.66	
	y	134	0.06	182	0.05	302	0.44	0.93	302	0.44	
	z	134	0.02	196	0.09	302	0.47	0.76	302	0.47	
2*	x	242	0.37	292	0.66	360	0.26	1.71	292	0.66	
	y	134	0.07	182	0.05	302	0.41	0.89	302	0.41	
	z	134	0.06	192	0.05	302	0.46	0.73	302	0.46	
3*	x	242	0.49	292	0.96	360	0.37	2.31	292	0.96	
	y	134	0.09	182	0.06	302	0.64	1.36	302	0.64	
	z	134	0.02	196	0.04	302	1.11	1.88	302	1.11	
4*	x	242	0.49	292	0.86	360	0.48	2.25	292	0.86	
	y	134	0.09	194	0.12	240	0.29	1.21	302	0.72	
	z	134	0.02	194	0.12	240	0.13	1.25	306	0.89	
5*	x	242	0.51	292	1.01	320	0.68	2.49	292	1.01	
	y	134	0.09	182	0.06	302	1.06	2.20	302	1.06	
	z	134	0.03	194	0.03	306	1.51	2.34	306	1.51	

看,其振动频谱集中在 200 Hz 以下. 从美国宇航局/戈达德航天中心 (NASA/GSFC) 提供的 LANDSAT-4 在轨道上测量的振动数据可以看出^[4-6],卫星振动频谱从低频扩展到高频(约125 Hz). 数据分析表明,在 1Hz 处由太阳能电池阵列驱动产生 100 μrad 的振动,卫星上反作用轮基波和二次谐波产生 100 Hz, 4 μrad 和 200 Hz, 0.6 μrad 的振动. 整个扰动随机模型是由连续振动功率谱和三个谐波振动分量组成. 平台振动的能量主要集中在低频区,振动频谱超过 200 Hz. 在太空中低频大幅度振动包括太阳电池阵列由于共振或热瞬态影响引起的偏转及偏航等,这类扰动频率较低,几 Hz 量级;而

高频低幅度的振动一般振动幅度在微弧度量级,带宽 1~2 kHz,机械装置,电机和其它硬件都可以产生这类扰动. 与欧洲航天局和美国宇航局提供的数据相比,说明本样机设计是行之有效的. 在设计光机结构系统时,应完全避开谐振点,避免:a) 光机结构变型;b) 光轴不对中;c) 主镜变型;d) 断续的电气接触;e) TDICCD 焦平面采集图像失真等. 同时注意:a) 在样机设计上要多研究防止光机结构及零部件器件变形的问題;b) 如何保证光机结构在重视轻量化的同时要提提高刚度的问題;c) 星载 TDICCD 光机结构在振动中的保护.

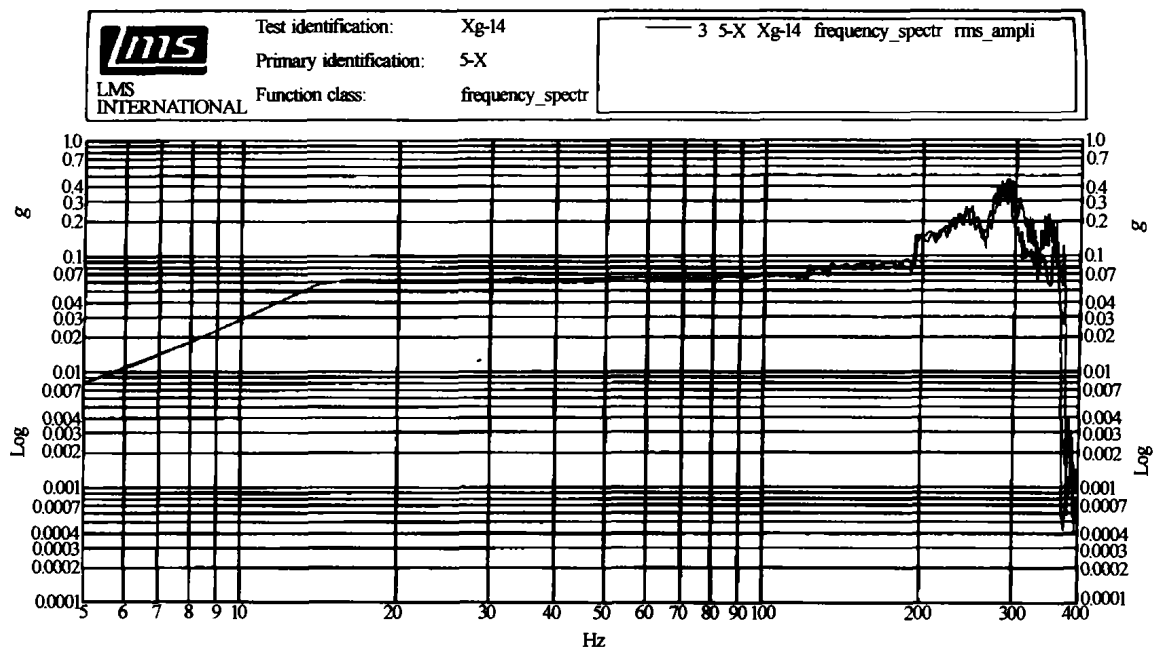


图 5 2^号测点 X 向共振点扫描频谱图

Fig. 5 2^号 point of measurement X direction resonance dot scanning frequency note

4 结论

高分辨率星载遥感 TDICCD 相机在空间的成像质量是由卫星平台作用在相机上的振动和相机对振动的抑制能力决定的,所以在相机设计时首先应该掌握有关的空间环境振动数据,然后根据这些振动数据来确定相机的设计. 然而在星载 TDICCD 相机设计研制的初期,很难给出星上振动数据. 因此相机设计时采用试验测试或参考数据是必要的.

星载遥感 TDICCD 相机的频谱特性取决于卫星空间环境的物理性质和其进行的特定操作. 振源分为两种:卫星刚体运动引起的低频振动以及卫星的运载舱和有效载荷的操作引起的中频到高频的振动. 卫星上的任意振动可以分解成三个方向的:沿光轴方向,推扫方向和横向. 低频振动出现高幅度,使相机产生大幅度地抖动,使图像发生位置变化,图像的直观变化是变位、象元拉长或压缩. 高频振动

出现低幅度,使图像模糊,降低了图像调制传递函数.

对于星载遥感 TDICCD 相机来说,其振动试验中的振动条件必然是取之于实际,抑振目的必然是应用于实际. 而如何行之有效地通过振动试验来发现问题和解决问题,紧密地联系实际是十分关键的. 因此,从试验参数识别、试验控制、振动分析几个方面入手,采集实际动态性能参数用于星载 TDICCD 相机设计中这将对空间光学发挥着重要作用.

参考文献

- 1 Ofer Hadar, Itai Dror, Kopeika N S. Image resolution limits resulting from mechanical Vibrations, part: real-time numerical calculation of optical transfer functions and experimental verification. *Optical Engineering*, 1994, 33(2): 566 ~ 578
- 2 杨秉新. TDICCD 在航天传感器中的应用. *航天返回与遥感*, 1997, 18(3): 15 ~ 18
Yang B X. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 1997, 18(3): 15 ~ 18

- 3 Wittig M, Holtz L V, Tunbridge D E L, *et al.* In-Orbit Measurements of Micro accelerations of ESA's Communication Satellite OLYMPUS. Free-Space Laser Communication Technologies. *Proc of SPIE*, 1990, **1218**: 205 ~ 214
- 4 Hayden W, McCullough T, Reth A, *et al.* Wide-band precision two-axis beam steerer tracking servo design and test results. *SPIE*, 1993, **1866**: 271 ~ 279
- 5 Lee S, Alexander J W, Jeganathan M. Pointing and Tracking Subsystem Design for Optical Communications Link between the International Space Station and Ground. Free Space Laser Communication Technologies. *Proc of SPIE*, 2000, **3932**: 150 ~ 157
- 6 刘良云, 杨建峰, 相里斌, 等. 层析型线阵推扫成像光谱技术及其仿真研究. *光子学报*, 2000, **29**(1): 58 ~ 62
Liu L Y, Yang J F, Xiangli B, *et al.* *Acta Photonica Sinica*, 2000, **29**(1): 58 ~ 62
- 7 刘文, 苏秀琴, 王飞. CCD 测量系统实现及其实时性讨论. *光子学报*, 2002, **31**(6): 774 ~ 777
Liu W, Su X Q, Wang F. *Acta Photonica Sinica*, 2002, **31**(6): 774 ~ 777
- 8 刘新平, 王虎, 汶德胜. 亚象元线阵 CCD 焦平面的光学拼接. *光子学报*, 2002, **31**(6): 781 ~ 784
Liu X X P, Wang H, Wen D S. *Acta Photonica Sinica*, 2002, **31**(6): 781 ~ 784

Studies on the Satellite TDICCD Camera of Kinetics Modeling for Interface Jitter and Resonance Dot Scanning

Chen Dingyue^{1,2}, Zhou Renkui², Li Yingcai², Chen Wei³

¹ Chang'an University, Xi'an 710064

² Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710068

³ Wuhan University of Technology, Wuhan 430070

Received date: 2004-08-23

Abstract The imaging principle for the high-resolution satellite remote sensing TDICCD camera was analyzed. The dynamics analysis model of satellite remote sensing TDICCD camera based on hybrid interface Jitter was researched. The results showed when the satellite remote sensing TDICCD camera observed earth, movement of carrier components would make the camera emerged vibration responses, this kind of responses would affect the image quality. Resonance dot scanning test of the satellite TDICCD camera was performed. The test survey many point' signals of acceleration, disposal of data was carried out with signal processor. Results of resonance dot scanning for satellite remote sensing TDICCD camera were obtained. These dynamic characteristic results were provided reference to satellite remote sensing TDICCD camera's design for prevent and isolate vibration.

Keywords Satellite TDICCD; Jitter; Resonance dot scanning; Kinetics analysis

Chen Dingyue got Ph. D. degree from Xi'an Jiaotong University in 2003. He is now a post-doctor in XIOPM of CAS and an associate professor in Chang'an University. His main research involved the vibration suppression and the vibration analysis of devices.