星载光电复合轴跟踪控制技术研究

王卫兵,姜振华,王挺峰,郭 劲

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 激光与物质相互作用国家重点实验室,
吉林 长春 130033)

摘 要:将两轴光电跟踪仪搭载于卫星平台对空间运动目标进行持续跟踪监视正在成为一个研究热点,目前这类系统有天基空间目标监视系统(SBSS)、空间跟踪与监视系统(STSS)和持续跟踪与监视系统(PTSS)。为了解决天基目标监视中星载动基座情况下的光轴稳定跟踪控制技术,首先简化了星载光电跟踪控制系统的物理模型,然后求解了太阳同步轨道附近两卫星的相对运动角速度和角加速度大小,接着分析了基于光电复合轴方式的主动稳定跟踪控制方案和原理,最后建立了单轴系的星载光电复合轴跟踪控制系统仿真模型,计算结果为:对相对机动范围内(37.68 (°)/s、47.33 (°)/s²)的空间目标和相对低匀速范围内(0.1 (°)/s)的空间卫星的稳定跟踪精度为 2.5″。

关键词:天基监视; 星载动基座; 相对运动; 光电复合轴; 跟踪控制

中图分类号:V529 **文献标志码**:A **文章编号**:1007-2276(2014)12-4133-07

Opto-electrical compound axis tracking control technology on satellite

Wang Weibing, Jiang Zhenhua, Wang Tingfeng, Guo Jin

(State Key Laboratory of Laser Interaction with Matter, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China)

Abstract: It′s becoming a research hot topic that two axis opto-electrical tracking instrument is loaded on satellite to continuously track and observe moving target in space. At present, there are Space-Based Space Surveillance System (SBSS), Space Tracking and Surveillance System (STSS) and Precision Tracking and Surveillance System (PTSS). In order to deal with stable tracking control technology for opto-electrical axis on the condition of dynamic platform on satellite, firstly, simplifying physics model of opto-electrical tracking control system on satellite. Secondly, solving relative angular velocity and acceleration between two satellites near sun-synchronous orbits. Thirdly, analyzing active stable tracking control scheme and principle based on opto-electrical compound axis tracking control system. Lastly, establishing simulation model of opto-electrical compound axis tracking control system on satellite. And the results show that stable tracking precision is 2.5″ for space object in the relative maneuvering range of (37.68 (°)/s、47.33 (°)/s) and space satellite that relative low velocity is 0.1 (°)/s.

Key words: space-based surveillance; dynamic platform on satellite; relative motion;
opto-electrical compound axis; tracking control

收稿日期:2014-04-04; **修订日期**:2014-05-20

基金项目:激光与物质相互作用国家重点实验室基金(SKLLIM0902-01)

作者简介:王卫兵(1986-),男,研究实习员,硕士,主要从事星载光电跟踪控制技术方面的研究。Email:wangweibing10@126.com

0 引 言

与地基探测设备相比，天基探测设备具有不受地域、大气影响等特点，不仅能在轨机动运行，而且可进行深空目标探测。美国“天基空间目标监视系统”(SBSS) 首颗星已于 2010 年发射，2014 年计划将发射四颗星。另外，作为弹道导弹防御系统组成部分的美国“天基红外预警系统”(SBIRS)也是一种天基探测设备，在其低轨部分“空间跟踪与监视系统”(STSS)和“持续跟踪与监视系统”(PTSS)，2 颗 STSS 卫星已于 2009 年发射，首颗 PTSS 卫星计划将于 2014 年发射。随着卫星、计算机、通信、光电跟踪仪等相关技术的飞速发展，将光电成像跟踪仪引入卫星的时机已经成熟，星载光电跟踪技术将成为一项高精尖技术，具有一定的战略研究意义。星载平台一般运行比较平稳，但存在一定的扰动，主要包括外部摄动力造成的低频摄动和内部器件运动造成的中高频振动。因此，如何实现星载光电跟踪系统的光轴稳定控制是一个难点。

在动基座的光电跟踪领域中[1-3]，目前主要采用基于惯性陀螺方式的主动稳定跟踪控制方案。无论是直接式还是捷联式，均采用速度位置双闭环控制策略。由于平台振动信号频率高于相对目标机动频率，因此，要求稳定带宽高于跟踪带宽，对于低幅高频信号采用速度前馈稳定控制，高幅低频信号采用位置反馈跟踪控制；在地基静基座的光电跟踪领域中[4-6]，目前主要采用基于复合轴方式的主动稳定跟踪控制方案。其物理思想为：一级两轴跟踪架主系统对相对运动目标大信号进行大视场粗跟踪，二级二维快反镜精跟踪系统对主系统粗跟踪残余误差信号进行小视场精跟踪。

由于基于惯性陀螺方式的稳定跟踪控制系统控制对象均为跟踪架轴系，其质量和体积均受光学系统要求限制，且谐振频率也受限于机械结构，因此，系统速度环带宽有限，对星载光电跟踪的中高频扰动信号难以抑制，且陀螺存在漂移现象，还需进行标定校准。而基于光电复合轴方式的稳定跟踪控制系统的控制对象为大惯量跟踪架轴系和小惯量快反镜，复合轴系统带宽可以得到提高。因此，对于星载光电成像跟踪系统而言，有必要研究星载光电复合轴跟踪控制技术。

虽然参考文献[7-10]对星载光电跟踪控制系统进行了研究，但是都与地基跟踪架主系统情况类似。而参考文献[11-12]对动基座平台下的复合轴控制系统研究结果有一定参考意义。为此，针对复合轴跟踪控制系统在天基目标监视领域的应用，文中做了初步探究。首先依次对天基监视物理模型、两星相对运动特性、星载光电复合轴跟踪控制系进行了分析，然后对单轴系的星载光电复合轴跟踪控制系统进行了建模仿真计算，并对仿真结果进行了分析讨论，获得了有价值的研究结果。

1 物理模型分析

天基目标跟踪监视系统由监视卫星和星载光电跟踪仪组成。如图 1 所示，监视卫星围绕地球做椭圆轨道运动，当运动目标出现在光学成像视场内(可通过采取一定的搜索捕获措施实现)，首先可通过图像处理和目标识别确认后，提取目标特征点，然后获知成像视轴与目标视线的角度，通过闭环控制系统驱动光电跟踪架转动。



图 1 天基目标跟踪监视模型

Fig.1 Model of space-based target tracking and surveillance

从自由度分析角度看，可控自由度越多，工作能力范围越大，但系统控制难度越大，成本越高。为了便于论述，文中只考虑下面的情况：当光电跟踪仪可对目标进行正常跟踪时，考虑到控制难易程度，不控制卫星姿态角，可通过改变光电跟踪仪成像视轴实现目标稳定跟踪。另外，文中不研究捕获跟踪瞄准(ATP)控制方案，只考虑视场内的稳定成像跟踪过程。为了论述清晰，文中既不研究背景杂光成像干扰、卫星变轨调姿控制及卫星摄动力等物理问题，也不研究控制过程摩擦、噪声、饱和等对跟踪精度的研究。

2 相对运动特性分析

2.1 相对运动求解

光电跟踪过程需要获知目标相对角度运动特性，大部分运动目标的机动特性未知，成像跟踪采用脱靶量闭环跟踪。然而在太空中，由于引力场的作用，使得天体、卫星等运动目标具有稳定的运行轨迹，其运动特性可通过计算获得，为此，下面将以特定轨道上的两卫星运动为例，解算出相对角速度和角加速度特性。

由于地球的太阳同步轨道的特殊性，建立了共面太阳同步轨道附近的星载光电跟踪卫星模型，如图 2 所示。假设两颗卫星运行轨道不受任何控制力和摄动力，地球为质量均匀的圆球，则两颗卫星的固定椭圆轨道可近似为圆轨道，即对应的两卫星做自由圆轨道运行。若从简化模型的两卫星相对运动方程 Clohessy-Wiltshire 方程[13]的解析解计算两卫星相对角速度大小，会很繁琐。为此，以下从简单几何关系获得了两卫星的相对角速度大小。

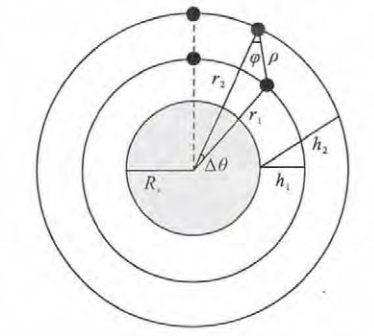


图 2 两卫星相对运动模型

Fig.2 Relative motion model of two satellites

以监视卫星为参考，两卫星相对运动角度大小用 φ 表示，t_0 时刻两卫星运动至同一径向处，t 时刻时，两卫星相对距离用 ρ 表示，两卫星相对地心的径向夹角用 $\Delta\theta$ 表示，根据几何关系和天体运动规律得：

$$\rho^2=r_1^2+r_2^2-2r_1r_2\cos\Delta\theta \tag{1}$$

$$\cos\phi=\frac{\rho^2+r_2^2-r_1^2}{2\rho r_2} \tag{2}$$

$$\frac{r_1}{\sin\phi}=\frac{d}{\sin\Delta\theta} \tag{3}$$

$$\Delta\theta=\theta_1-\theta_2=\Delta\omega\Delta t\quad \Delta\omega=\omega_1-\omega_2$$

$$\Delta t=t-t_0\quad \omega_i=\sqrt{\frac{\mu}{r_i^3}},(i=1,2)$$

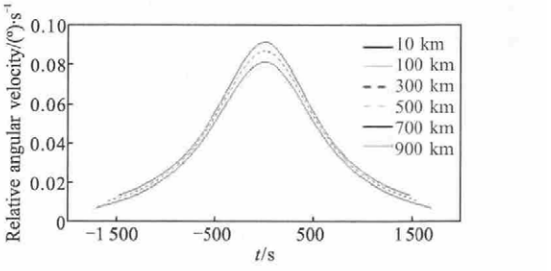
$$r_i=R_e+h_i\quad \mu=GM_e$$

式中：角标 1 和角标 2 分别为监视卫星和目标卫星；R_e 和 M_e 分别为地球半径和地球质量；G 和 μ 分别为万有引力常数和开普勒常数，以地心作为参考，h、r 和 ω 分别为卫星的轨道高度、运动半径和角速度；$\Delta\omega$ 为相对角速度。

通过求导推导，得两卫星的瞬时相对角速度大小 $\dot\phi$ 和相对角加速度大小 $\ddot\phi$ 分别为：

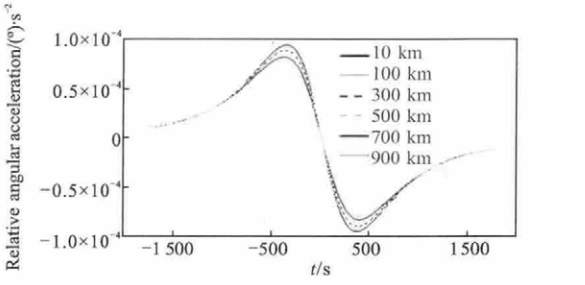
$$\begin{cases}\dot\phi=\dfrac{r_1\Delta\omega(r_2\cos(\Delta\omega\Delta t)-r_1)}{r_1^2+r_2^2-2r_1r_2\cos(\Delta\omega\Delta t)}\\ \ddot\phi=\dfrac{(r_1^2-r_2^2)r_1r_2\Delta\omega^2\sin(\Delta\omega\Delta t)}{(r_1^2+r_2^2-2r_1r_2\cos(\Delta\omega\Delta t))^2}\end{cases} \tag{4}$$

由于 $(r_1, r_2, \Delta\omega)$ 均为常数，故 $\dot\phi$ 和 $\ddot\phi$ 受 $(\sin(\Delta\omega\Delta t), \cos(\Delta\omega\Delta t))$ 的影响，其正负和大小决定了两星之间的相对运动情况。当监视卫星在 700 km 轨道高度处，目标卫星分别相距监视卫星 10、100、300、500、700、900 km 处时，在 $[t_0-T_2/4, t_0+T_2/4]$ 时间段内（T_2 为目标卫星的运行轨道周期），获得相对运动角速度大小和相对运动角加速度大小随时间的变化关系分别如图3(a)、(b)所示（令 $t_0=0$），结果关于 t_0 时刻情况对称，



(a) 瞬时相对运动角速度大小

(a) Instantaneous relative angular velocity



(b) 瞬时相对运动角加速度大小

(b) Instantaneous relative angular acceleration

图 3 两卫星相对运动的瞬时角速度和角加速度大小

Fig.3 Instantaneous relative angular velocity and acceleration between two satellites

整段过程相对角加速度大小$\ddot{\phi}$近似为 0，在 t_0 时刻取得最小值，而瞬时相对角速度大小$\dot{\phi}$随着两卫星轨道高度差增大而下降，且在 t_0 时刻取得最大值（接近 0.1 (°)/s），其最大值为：

$$\dot{\phi}\max=\dot{\phi}|_{t_0(\Delta t=0)}=\frac{r_1\Delta\omega}{r_2-r_1}=\frac{r_1\Delta\omega}{\Delta h} \tag{5}$$

2.2 星载平台扰动

由于相距距离较远，目标卫星的摄动和振动对视轴稳定的影响可忽略不计，而监视卫星的摄动和振动对视轴稳定的影响很大。其中低频摄动信号主要包括地球非球形引力、月球引力、太阳引力、太阳辐射压力、太阳反照压力、大气阻力和地球潮汐力等因素引起的平台扰动信号，中高频振动信号主要包括波导开关、推进器动作、太阳能电池组驱动等因素引起的平台扰动信号[14-15]。为了定量地简单描述，且满足低频高幅、高频低幅的分布形式，则由低频摄动和中高频振动引起的扰动信号可用（300 μrad,0.1 Hz）、（100 μrad,1 Hz）、（25 μrad,5 Hz）、（12 μrad,100 Hz）四种形式来描述。

由此，天基卫星跟踪模型构成的相对运动信号形式可等效为 $0.1t+60/3\,600\sin(2\pi\times0.1t)+20/3\,600\times\sin(2\pi\times1t)+5/3\,600\sin(2\pi\times5t)+2.4/3\,600\sin(2\pi\times100t)$。

3 光电复合轴跟踪控制系统

3.1 光电复合轴跟踪控制系统方案

由于光电成像跟踪过程的本质是系统对目标相对运动的跟踪，因此，星载光电跟踪系统和目标运动特性两个互相独立的过程可通过 CCD 成像过程看成相对运动过程，即稳定也是跟踪。由此可知这种“动中要跟，跟中有扰”的跟踪输入信号，将包括各种特性的输入信号。理论上，只要设计的控制系统性能优良，基本可对上述的星载光电跟踪模型达到满意的跟踪精度。目前，基于快反镜快速精跟踪的复合轴技术在光电跟踪系统中得到了很好的应用。首先利用跟踪架主系统进行一级粗跟踪，然后利用快反镜子系统对粗跟踪误差进行补偿，实现二级精跟踪。

跟踪架主系统的结构、体积和重量需根据相应的光学系统尺寸、重量确定，受其影响和实际控制元件特性限制，粗跟踪控制系统带宽有限，一般小于 10 Hz；由于快反镜子系统与跟踪架主系统类似，为了对主系统低频跟踪剩余残差和高频扰动残差进行高精度跟踪，子系统需满足小型化和轻量化，使其具有谐振频率高、响应速度快、动态滞后误差小等优点，可满足高速响应和高精度跟踪，若精跟踪子系统与粗跟踪主系统带宽比为 1:10，则子系统可对100 Hz 内的粗跟踪脱靶量误差(满足快反镜行程)进行二次校正。

基于图像传感器的复合轴跟踪控制方案根据所用探测器数目可分为单探测器和双探测器两种方式，由于前者的主系统与子系统在跟踪视场切换过程中存在图像传感器帧频变化与目标信息丢失的冲突，虽然可通过预测和智能相机控制技术来改善，但是将对相机性能和控制算法要求很高，使其应用受限[16]。而后者虽然多了一个探测器，但是不存在上述问题，且应用较为普遍。为此，文中的星载光电跟踪控制方案将采用双探测器型光电复合轴跟踪控制方案。

3.2 双探测器型光电复合轴跟踪控制系统原理

由于两轴跟踪架外轴系与内轴系控制的类似性，下面仅分析外轴系的复合轴跟踪控制系统。由于快反镜子系统作用于内轴系之后，简化起见，暂不考虑跟踪过程中内外轴系间的耦合关系，二维快反镜控制模型匹配于外轴系控制模型。主、子系统分别由探测器、控制器、控制对象和角度传感器组成。由此构成简化的双探测器型光电复合轴跟踪控制系统如图 4 所示。其中，$X(s)$、$Y(s)$分别表示输入信号、输出信号(传感器采集信号)，角标 1、角标 2 分别表示主系统、子系统，T_1、T_2 表示主、子系统探测器，C_1、C_2 表示主、子系统控制器，G_1、G_2 表示主、子系统控制对象。

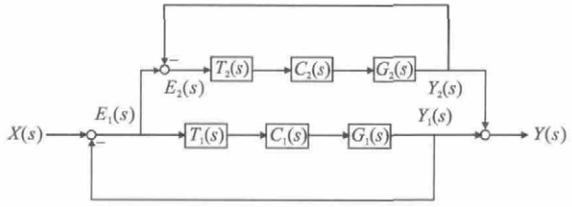


图 4 简化的双探测器复合轴跟踪控制系统

Fig.4 Simplified double detectors compound axis tracking control system

主(j=1)、子(j=2)系统开环、闭环、误差传递函数分别为：

$$W_j(s)=T_j(s)C_j(s)G_j(s) \tag{6}$$

$$\Phi_j(s)=\frac{W_j(s)}{1+W_j(s)} \tag{7}$$

$$\Phi_{ej}(s)=\frac{1}{1+W_j(s)} \tag{8}$$

得复合轴系统闭环、误差传递函数分别为：

$$\Phi(s)=\frac{Y(s)}{X(s)}=\frac{W_1(s)+W_2(s)+W_1(s)W_2(s)}{(1+W_1(s))(1+W_2(s))} \tag{9}$$

$$\Phi_e(s)=\frac{X(s)-Y(s)}{X(s)}=\frac{1}{(1+W_1(s))(1+W_2(s))} \tag{10}$$

由此复合轴系统可看成主系统和子系统的串联，误差传递函数为主系统和子系统误差传递函数的乘积，其无差度等于主、子系统的无差度之和，故可明显提高系统的跟踪精度，在主系统跟踪精度的基础上，子系统可将跟踪精度提高$|1+T_2(s)C_2(s)G_2(s)|$倍。

4 建模仿真及结果讨论

4.1 数学模型

跟踪架主系统采用Ⅰ型速度位置双闭环控制方案；而由于快反镜子系统的快速性，子系统采用Ⅰ型位置闭环控制系统。经分析获得的复合轴控制系统各环节形式如下。

跟踪架主系统外轴系的控制对象、速度校正、位置校正传递函数形式分别为：

$$G_1(s)=\frac{0.256\,4}{(1.248\,8\,s+1)(0.003\,s+1)} \tag{11}$$

$$G_{v1}(s)=\frac{2\,000(0.03\,s+1)}{0.006s+1} \tag{12}$$

$$G_{p1}(s)=\frac{5\,000(0.15\,s+1)}{1.5s+1} \tag{13}$$

快反镜子系统外轴系的控制对象、位置校正传递函数分别为：

$$G_2(s)=\frac{0.549\,5}{4.8139\times10^{-4}\,s+1}\times \frac{1}{2.510\,0\times10^{-6}\,s^2+2.233\,0\times10^{-4}\,s+1} \tag{14}$$

$$G_{p2}(s)=\frac{3\,600(0.05\,s+1)}{s(0.5\,s+1)} \tag{15}$$

计算得到的主、子系统对应的开环截止频率、开环相位裕度与闭环系统带宽如表 1 所示。使图像传感器采样频率与带宽按 6:1 近似分配，则主、子系统的相机帧频分别设置为 60 Hz、600 Hz，同时主、子系统角度传感器采样频率分别设置为800 Hz、2 000 Hz，设粗、精跟踪脱靶量信息分别延迟 10 个、3 个角度传感器采样脉冲周期，则主、子系统图像传感器传递函数分别为：

$$T_1(s)=\mathrm{e}^{-10s/800}\frac{1-\mathrm{e}^{-s/60}}{s} \tag{16}$$

$$T_2(s)=\mathrm{e}^{-3s/2000}\frac{1-\mathrm{e}^{-s/600}}{s} \tag{17}$$

表 1 复合轴跟踪控制系统主、子系统性能指标

Tab.1 Performance indexes of main system and subsystem of compound axis tracking control system

	Open loop cut-off frequency /rad·s^{-1}	Open loop phase margin /(°)	Closed-loop system bandwidth /rad·s^{-1}
Main system	72.8	49	62
Subsystem	503	57.3	712

由于天基目标跟踪过程中，跟踪目标不仅有卫星，还有空间碎片、太空飞行器等其他机动目标，而工程中常用等效正弦信号代替运动目标特性，来对复合轴跟踪控制系统的性能进行分析。根据上述分析，外轴系复合轴系统的输入信号包括目标卫星相对运动信号、监视卫星平台低频摄动信号和中高频振动信号，其对应的输入信号形式分别如表 2 所示。

表 2 复合轴跟踪控制系统的输入信号

Tab.2 Input signals of compound axis tracking control system

Signal	(30°,0.2 Hz)–Equivalent sine signal of object 1	0.1 (°)/s–Low velocity signal of object 2	(300 μrad,0.1 Hz)–Low frequency perturbation signal of platform 3
Function	$30\sin(2\pi\times0.2t)$	$0.1t$	$60/3\,600\sin(2\pi\times0.1t)$
Signal	(100 μrad,1 Hz)–Low frequency vibration signal of platform 4	(25 μrad,5 Hz)–Middle frequency vibration signal of platform 5	(12 μrad,100 Hz)–High frequency vibration signal of platform 6
Function	$20/3\,600\sin(2\pi\times1t)$	$5/3\,600\sin(2\pi\times5t)$	$2.4/3\,600\sin(2\pi\times100t)$

4.2 仿真结果

利用上述主、子系统各环节构成的外轴系复合轴跟踪控制系统 Simulink 框图如图 5 所示，分别对上述信号进行跟踪仿真，主系统和子系统对上述单独信号 1、2、3、4、5、6 及组合信号 1+3+4+5+6、2+3+4+5+6 的跟踪精度(用“最大跟踪误差”衡量)如表 3 所示。

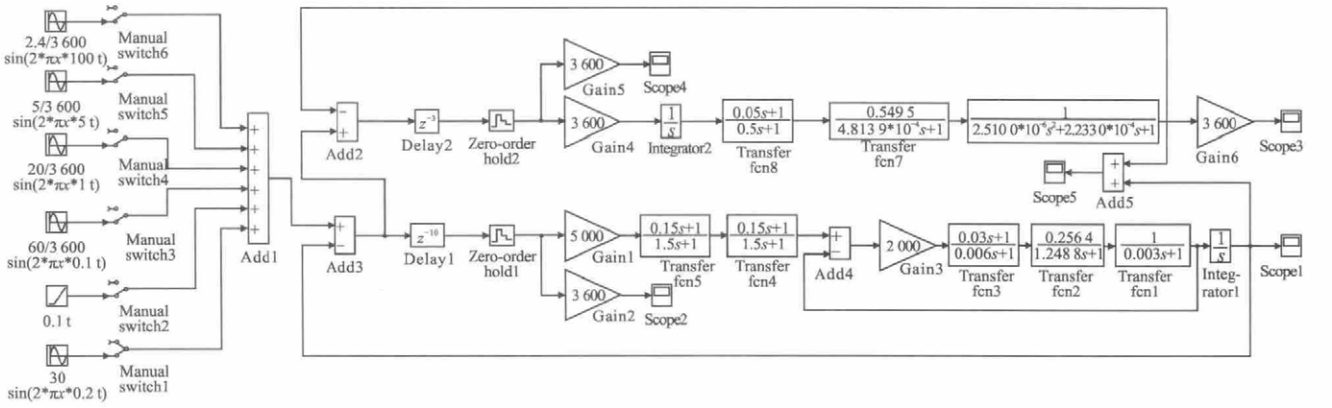


图 5 外轴系复合轴跟踪控制系统 Simulink 框图

Fig.5 Simulink diagram of compound tracking control system on outer axis

4.3 分析讨论

4.3.1 结果分析

从表 3 仿真结果可看出，单轴系复合轴跟踪控制系统分别对低频信号$30\sin(2\pi\times0.2t)$、$0.1t$、$60/3\,600\times\sin(2\pi\times0.1t)$和 $20/3\,600\sin(2\pi\times1t)$可实现高稳定跟踪精度，而对中高频信号 $5/3\,600\sin(2\pi\times5t)$和 $2.4/3\,600\times\sin(2\pi\times100t)$的跟踪效果不佳，分析可知，虽然所给信号在主系统、子系统的带宽范围内，但是由于引入了图像传感器环节，导致难以达到满意效果，由此造成两组组合信号的跟踪精度有限。从宏观结果看，这种动基座的星载光电复合轴跟踪控制系统，无论对(37.68 (°)/s、47.33 (°)/s²)相对机动范围内的空间目标跟踪，还是对 0.1 (°)/s 相对低匀速范围内的空间卫星跟踪，所达到的跟踪精度为 2.5″。

表 3 复合轴跟踪控制系统对不同输入信号的稳定跟踪精度结果

Tab.3 Stable tracking precision for different input signals with compound axis tracking control system

Input signals of compound axis system /(°)	Tracking precision of main system/(″)	Tracking precision of subsystem/(″)
1: $30\sin(2\pi\times0.2t)$	119.718	0.736
2: 0.1t	0.072	0
3: $60/3\,600\sin(2\pi\times0.1t)$	0.014	0
4: $20/3\,600\sin(2\pi\times1t)$	1.279	0.042
5: $5/3\,600\sin(2\pi\times5t)$	5.745	1.179
6: $2.4/3\,600\sin(2\pi\times100t)$	2.298	1.710
1+3+4+5+6	126.802	2.533
2+3+4+5+6	9.230	2.417

4.3.2 应用讨论

首先，为了论述清晰，文中对卫星受力运动模型、光学系统特性、机械结构特性、电子学测量、目标图像处理识别、控制补偿算法(摩擦、噪声、饱和等)等因素未考虑，通过简化模型对星载光电双探测器型复合轴跟踪控制系统的空间目标稳定跟踪精度进行了初步研究；其次，由于光电成像跟踪的全过程为捕获跟踪瞄准(ATP)过程，文中只对星载光电复合轴跟踪控制系统的稳定跟踪过程进行了研究，而对卫星的姿轨控制系统未做研究，这将涉及到更加庞大的测控网、卫星姿轨控制系统等总体技术，需要设计详细严密的 ATP 方案；另外，由于在无光照或空间暗背景时，可见或红外被动星载光电成像跟踪系统作用受限，为此，基于激光主动成像技术、光学系统猫眼效应的星载激光主动成像跟踪系统将会应用到天基目标监视中。

5 结 论

文中主要研究了星载动基座情况下的目标稳定跟踪技术，以天基监视物理模型为背景，以星载卫星跟踪简化模型为例，首先求解了光电成像跟踪过程中的目标相对运动特性，然后分别分析了星载光电复合轴方式的主动稳定跟踪控制方案和原理，最后建立了单轴系的星载光电复合轴跟踪控制系统仿真模型，计算结果为：对相对机动范围内(37.68 (°)/s、

47.33 (°)/s²)的空间目标和相对低匀速范围内(0.1 (°)/s)的空间卫星的稳定跟踪精度为 2.5″，效果较为明显。但是由于仿真建模过程过于简化，对所涉及的忽略因素和等效环节需继续进行深入研究。另外，对高精度三闭环的共轴跟踪控制技术、可见/红外被动成像跟踪控制技术、激光主动成像跟踪控制技术及天基监视的 ATP 总体技术还需做大量的研究工作。

参考文献：

[1] Huang Yi, Lv Junfang, Lu Guangshan. Research on methods of stabilization & tracking control for an airborne electro-optical tracking & pointing platform [J]. ***Aircraft Design***, 2003, 3: 38-42. (in Chinese)

[2] Zhou Ruiqing, Liu Xinhua, Shi Shouxia, et al. Stabilization and Tracking Technology of Strapdown Seeker [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)

[3] Cai Lihua. The research of line of sight of gyro stabilization technology of carrier-based electro-optical theodolite [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)

[4] Liu Tingxia. The research of compound-axis servo control technique of O-E tracking system [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2005. (in Chinese)

[5] Huang Haibo, Zuo Tao, Chen Jing, et al. Optimum design of servo bandwidth for fine tracking subsystem in compound-axis system [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2012, 41(6): 1561-1565. (in Chinese)

[6] Ma Jiaguang, Tang Tao. Review of compound axis servomechanism tracking control technology[J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2013, 42(1): 218-227. (in Chinese)

[7] Xu Xiaoqin, Sun Huayan. Design of a spaceborne angular velocity servo system for electro-optical tracking of space targets[J]. ***Opto-Electronic Engineering***, 2004, 31(12): 8-11. (in Chinese)

[8] Xu Xiaoqin, Sun Huayan, Li Songtao. Composing of spaceborne electro-optical tracking system and design of its performance index [J]. ***Optical Instruments***, 2005, 27(3): 46-50. (in Chinese)

[9] Dong Yongying. Research on electro-optical tracking control technology on satellite [D]. Xi′an: Xi′an Institute of Optics and Precision mechanics of Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)

[10] Liu Wei, Hu Yihua, Wang Enhong, et al. Study on key technique of spaceborne electro-optical tracking [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2007, 36(9): 67-70. (in Chinese)

[11] Li Rui, Li Hongzuo, Tang Yanfeng, et al. Compound-axis APT system in space optical communication[J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2011, 40(7): 1333-1336. (in Chinese)

[12] Hu Haojun. Line-of-sight stabilization of acquisition, tracking and pointing system on moving bed [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)

[13] Peng Chengrong. The System Design of Spacecraft [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2011. (in Chinese)

[14] Qin Li, Yang Ming. Research of vibration suppression in the precision real time pointing and tracking system [J]. ***Journal of Aerospace Power***, 2009, 24(1): 235-240. (in Chinese)

[15] Ding Ke, Huang Yongmei, Ma Jiaguang, et al. Composite control of fast-steering-mirror for beam jitter [J]. ***Optics and Precision Engineering***, 2011, 19(9): 1991-1998. (in Chinese)

[16] Wang Shisen, Tong Shoufeng, Song Yansong. Decoupling research and implementation of compound-axis servo system using a CCD detector [J]. ***Opto-Electronic Engineering***, 2012, 39(7): 81-89. (in Chinese)