

大天区面积多色成像巡天载荷观测建模和仿真

靳召君^{1,2,3}, 刘迎春³, 杨 扬³

(1. 中国科学院大学, 北京 100086;

2. 中国科学院 光电研究院, 北京 100094;

3. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094)

摘 要:中国下一代大型航天器在空间科学应用领域规划了一台对天观测载荷作为主载荷,主要科学目标为完成30 000平方度的大天区面积多色成像深度巡天。为分析该对天观测载荷的多色巡天观测效果,文中建立了载荷巡天观测效果的系统仿真模型,包括:航天器和巡天载荷的动力学模型、对天观测约束条件模型、天区覆盖模型和载荷任务规划模型;同时在载荷的本体控制模型中分别考虑载荷仅随航天器轨道进动,载荷以固定侧视角运动和载荷以优化侧视角运动等三种不同的控制方式,对三种控制模型下的巡天观测效果进行比较。仿真结果表明,采用优化侧视角的载荷本体运动控制方式可以有效提高巡天覆盖效果。结果显示,载荷4年内进行30 000平方度巡天的主要科学目标可以实现。

关键词:巡天;载荷;任务规划;系统仿真

中图分类号:TP391.9

文献标识码:A

文章编号:1673-629X(2013)12-0155-06

doi:10.3969/j.issn.1673-629X.2013.12.037

Modeling and Simulation of Large Sky Area and Multicolor Imaging Observation for Onboard Sky Survey Telescope

JIN Zhao-jun^{1,2,3}, LIU Ying-chun³, YANG Yang³

(1. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100086, China;

2. Academy of Opto-electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

3. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: A sky survey telescope is proposed to be the biggest payload of Chinese largest spacecraft in the next decade, whose primary scientific objective is to complete multicolor imaging sky survey (about 30,000 square degrees). In order to analyze the feasibility of the payload observation result, the simulation models of its space observation system are established, including the spacecraft altitude and orbit dynamic model, the payload dynamic model, the constraints model of space observational, the sky coverage model and the mission planning model. Meanwhile, three different control modes of the payload in its body coordinate system are compared with each other, which are purely with orbital precession of the spacecraft, with one fixed side angle and with the optimized side angles. The results indicate that third model could effectively enlarge the observation coverage of sky survey, so that the payload could achieve its primary scientific objective in about 4 years.

Key words: sky survey; payload; mission planning; system simulation

0 引言

我国天文学家提出在中国下一代大型航天器上建造一架大视场、高分辨率的巡天载荷,开展大天区面积、高角分辨率、近紫外-光学-近红外波段多色测光与无缝光谱巡天,巡天计划以大天区面积多色成像深度巡天30 000平方度为主,辅以1 000平方度的深度

巡天,主要科学目标为宇宙学、星系科学、银河系结构,预期极大提高我国光学天文的观测能力,取得对宇宙认知的重大突破甚至革命性的新发现^[1]。

为了使天文观测载荷更好地实现科学目标,国内外天文望远镜尤其是巡天观测望远镜均开展大量观测规划建模和仿真工作^[2-7]。文中所述巡天载荷与以往

收稿日期:2013-01-04

修回日期:2013-05-10

网络出版时间:2013-07-24

基金项目:中国科学院知识创新工程重大项目(KGGX1-YW-24)

作者简介:靳召君(1986-),女,硕士研究生,研究方向为载人航天空间应用任务论证与分析;刘迎春,硕士生导师,研究员,研究方向为空间应用任务分析与系统设计;杨 扬,硕士生导师,副研究员,研究方向为空间应用任务分析与系统设计。

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1450.TP.20130724.0953.022.html>

观测载荷不同,其焦面由多个色段组成,采用凝视方式观测,单次曝光时间不超过 300 s,预期用 4 年左右完成 30 000 平方度的巡天计划。基于航天器平台的巡天载荷无法像天文卫星一样主动规划观测方向,如果仅依靠航天器轨道面进动进行巡天观测,则观测区域为航天器天顶附近,数年后观测区域将增加缓慢,仿真结果表明 4 年内不能实现主要巡天目标。为提高其相对巡天速度,设想该载荷可在轨道面侧向机动 $\pm 20^\circ$,以提高南北银纬覆盖范围,减少覆盖区域重叠。文中针对这一问题提出了优化覆盖区域的方法,建立观测效果的系统模型,对巡天载荷的三种不同控制方式进行比较。仿真结果表明,侧视角优化控制方式可以有效提高巡天覆盖,4 年即可实现 30 000 平方度巡天的首要科学目标。

1 巡天观测覆盖的系统建模

1.1 巡天载荷覆盖问题的系统模型架构

载荷巡天观测覆盖问题的仿真模型架构如图 1 所示。在每个观测周期内,建立 4 部分模型:动力学模型;观测约束条件;天区覆盖模型和任务规划方法。在动力学模型中,计算在任务期间(10 年)航天器轨道(以 6 个第一类无奇点轨道根数为状态量)和姿态(以 3 个姿态角为状态量),随时间连续变化,以及巡天载荷相对航天器(沿轨方向和侧视方向)的运动,随航天器轨道进动或采取一定范围的主动控制。系统仿真模型中,首先由动力学模型计算得出每个时刻巡天载荷在天球上的中心投影点,其后计算日月、亮星位置以判断是否满足光学可视条件。如果所有约束条件均满足,则继续进行天区上多色成像的覆盖统计。规划策略的重点是巡天载荷运动的不同控制方式,任务目标为尽早实现 30 000 平方度的多色天区覆盖。

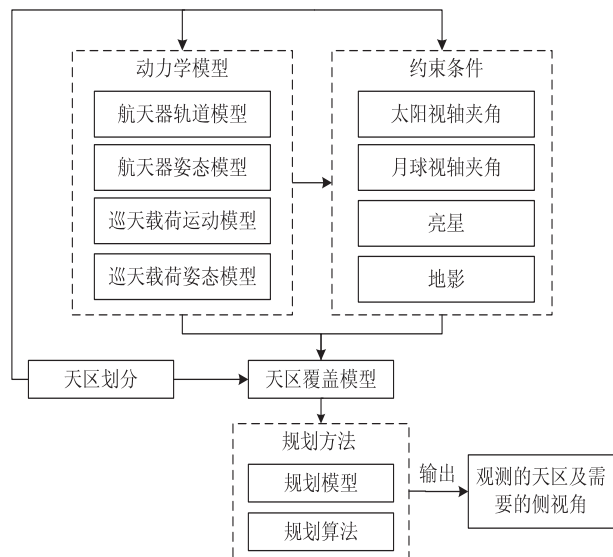


图 1 巡天载荷观测覆盖模型架构图

1.2 动力学模型

1.2.1 航天器轨道模型

在地心赤道坐标系下,采用轨道根数: $a, i, \Omega, \xi = e \cos \omega, \eta = e \sin \omega, \lambda = \omega + M$ 来描述的航天器轨道动力学模型为^[8]:

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \left[S(\xi \sin \mu - \eta \cos \mu) + T\left(\frac{p}{r}\right) \right] \quad (1)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r \cos \mu}{na^2 \sqrt{1-e^2}} W \quad (2)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r \sin \mu}{na^2 \sqrt{1-e^2}} \frac{1}{\sin i} W \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\xi}{dt} = & \eta \cos i \frac{d\Omega}{dt} + \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2} \left\{ S \sin \mu + \right. \\ & \left. \frac{T}{\sqrt{1-e^2}} \left[(\cos \tilde{\mu} + \sqrt{1-e^2} \cos \mu) - \right. \right. \\ & \left. \left. \frac{\xi}{1+\sqrt{1-e^2}} (\xi \cos \tilde{\mu} + \eta \sin \tilde{\mu}) \right] \right\} \quad (4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d\eta}{dt} = & -\xi \cos i \frac{d\Omega}{dt} - \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left\{ S \cos \mu - \right. \\ & \left. \frac{T}{\sqrt{1-e^2}} \left[(\sin \tilde{\mu} + \sqrt{1-e^2} \sin \mu) - \right. \right. \\ & \left. \left. \frac{\eta}{1+\sqrt{1-e^2}} (\xi \cos \tilde{\mu} + \eta \sin \tilde{\mu}) \right] \right\} \quad (5) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d\lambda}{dt} = & -\frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left\{ 2S\sqrt{1-e^2} \left(\frac{r}{p} \right) + \right. \\ & \left. \frac{1}{1+\sqrt{1-e^2}} \left[S\xi \cos \mu + \eta \sin \mu \right] - T \left(1 + \right. \right. \\ & \left. \left. \frac{r}{p} \right) (\xi \sin \mu - \eta \cos \mu) \right\} + n - \cos i \frac{d\Omega}{dt} \quad (6) \end{aligned}$$

其中, $\tilde{\mu} = E + \omega$, E 为偏近点角; S, T, W 为各个径向、横向和轨道法向摄动加速度。

这里将航天器轨道假设为圆轨道。航天器将定期进行轨道控制以使轨道高度保持在一定的范围内,因此建模时不考虑大气阻力等非保守力,仅考虑二阶引力系数 J_2 项的影响。航天器的运行时间长达十年以上,对巡天覆盖而言,主要关注轨道参数的长期变化中轨道面进动,即 Ω 的变化情况^[9]:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \sqrt{\mu} \frac{R_E^2 \cos i}{a^{\frac{7}{2}} (1-e^2)^2} \quad (7)$$

其中, R_E 为地球半径; i 为轨道倾角; e 为轨道偏心率; μ 为地心引力常数。负号表示轨道西退。航天器运行在 430 km 高度, 42.3° 倾角的圆形轨道上,计算得到 $\dot{\Omega} = -1.1852 \times 10^{-6} (\text{rad/s})$ 。即航天器轨道面每天西退 0.102 4 弧度,即 5.8672° ,对应的轨道进动绕赤道一周时间约 62 天。

1.2.2 航天器姿态模型

卫星常用的姿态稳定形式有自旋稳定形式、双自旋稳定形式和三轴稳定形式。三轴稳定卫星,其卫星主体稳定在空间基准坐标系中,固连于星体的坐标轴相对于空间基准坐标系方向不变。

近地卫星普遍采用对地三轴稳定姿态。然而,文中所述航天器由于规模很大,为了克服该航天器外部力矩造成的控制部件的动量累积,减少因卸载动量造成的能量消耗,处于力矩平衡姿态下(TEA),即通过动态设置一定的姿态偏角,达到外部干扰力矩的平衡,从而减小或消除动量累积。TEA 是一种平衡的姿态,扰动力矩的周期性导致姿态角在一定范围内呈现长周期和短周期的震荡^[10-11]。这里直接采用外部生成的 TEA 姿态值作为输入,以凝视时刻的滚动角、俯仰角和偏航角的形式表示。输入的 TEA 为稳定情况下的姿态数据,其滚动角变化范围为 $[-2.50^\circ, 0^\circ]$,俯仰角稳定在 -8.59° ,偏航角稳定在 -9.34° 。

1.2.3 巡天载荷相对于航天器的运动模型

在航天器本体坐标系中,巡天载荷相对于航天器的运动模型示意图如图 2 所示。假设载荷相对于航天器可以在沿轨方向和侧视方向进行一定范围的二维运动。

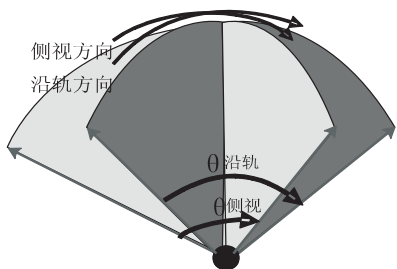


图 2 巡天载荷相对于航天器的运动模型示意图

受到航天器舱壁光学可见的影响,这里假设巡天载荷在侧视方向的运动范围为 -20° 到 20° 。简化处理,将巡天载荷每一个观测周期(取 320 s)中侧视方向的运动描述为式(8)给出的分段函数,包括加速减速的定位阶段和固定角度观测阶段三个阶段:

$$\dot{\theta}_{\text{侧视}} = \begin{cases} \dot{\theta}_{m1} \sin(\omega t) & \text{加速阶段} \\ \dot{\theta}_{m2} \sin(\omega t + 0.5\pi) & \text{减速阶段} \\ 0 & \text{观测阶段} \end{cases} \quad (8)$$

其中, $\dot{\theta}_{\text{侧视}}$ 为载荷侧视方向角加速度; $\dot{\theta}_{m1}$ 和 $\dot{\theta}_{m2}$ 分别为加速和减速阶段的最大角加速度。

同理,将巡天载荷沿轨方向的运动以相似的分段函数描述,见式(9),相对的运动范围为 -10° 到 10° 。此方向的运动主要为保证 300 s 观测过程中实现凝视,即补偿航天器的轨道运动和观测结束后载荷回位至初始位置。该方向的运动分为加速阶段、匀速阶段、减速

阶段、回位加速阶段和回位减速阶段:

$$\dot{\theta}_{\text{沿轨}} = \begin{cases} \dot{\theta}_{m3} \sin(\omega_1 t) & 0 \leq t \leq t_1 \\ \dot{\theta}_{m3} & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \dot{\theta}_{m3} \sin(\omega_1(t - t_2) + 0.5) & t_2 \leq t \leq t_3 \\ -\dot{\theta}_{m4} \sin(\omega_2(t - t_3)) & t_3 \leq t \leq t_4 \\ -\dot{\theta}_{m4} \sin(\omega_2(t - t_4) + 0.5) & t_4 \leq t \leq t_5 \end{cases} \quad (9)$$

其中, $\dot{\theta}_{\text{沿轨}}$ 表示沿轨方向的角加速度; $\dot{\theta}_{m3}$ 和 $\dot{\theta}_{m4}$ 分别表示各个阶段的最大角加速度。

仿真计算时,由于加速和减速阶段(约 10 s)与观测周期 320 s 相比为小量,仅考虑载荷观测阶段,加速与减速阶段则由恢复时间段进行补偿。需要说明的是,第 2 部分讨论任务规划时,优化的参数主要是确定每次观测中观测阶段的侧视值 Φ_0 ,以减少巡天覆盖的重复区域。

1.3 天区覆盖模型

1.3.1 巡天载荷焦面模型

载荷焦面由 6 个/8 个色段(取决于工程设计)组成,文中针对最大可能的设计 8 个色段进行仿真。焦面布局如图 3 所示,在整个圆形视场内,有效观测视场为 8 个不同色段的矩形区域,每个编号代表一个色段,每个色段的长为 0.5° 视场,宽为 0.3° 视场。

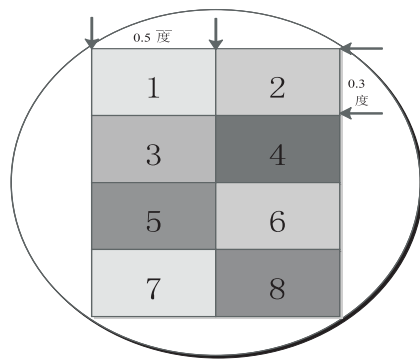


图 3 大型巡天载荷光学焦平面布局设计图

1.3.2 天区覆盖模型

依据不同观测方式的特性,将天区沿着赤经和赤纬方向划分成小天区。以色段 1 为例,其赤经和赤纬方向宽度分别为 L 和 D 。用 (Lon, Lat) 来表示视轴指向的赤经赤纬值。用 $(\text{Lon}_d, \text{Lat}_d)$ 来表示赤经方向和赤纬方向在天球上的覆盖区域宽度。则:

$$\text{Lat}_d = D \quad (10)$$

$$\text{Lon}_d = L * \frac{1}{\cos(\text{Lat}_d)} \quad (11)$$

每块小天区取 8 个计数器,分别记录长时间仿真情况下 8 个色段的覆盖次数情况。

1.4 约束条件

(1)约束条件 1:太阳与载荷视轴夹角不能小于

50°。

载荷指向目标 O 的视轴方向的矢量 \boldsymbol{r}_{op} 与太阳 S 相对于视轴方向的矢量 \boldsymbol{r}_{sp} 之间的夹角 α 要大于等于 50°。太阳约束条件可描述为^[12-13]：

$$G_{\text{Sun}} = \{ \boldsymbol{r}_s, \boldsymbol{r}_o, \boldsymbol{r}_p \mid \frac{\boldsymbol{r}_{sp} \cdot \boldsymbol{r}_{op}}{|\boldsymbol{r}_{sp}| |\boldsymbol{r}_{op}|} < \cos 50^\circ \} \quad (12)$$

(2) 约束条件 2：月球与载荷视轴夹角不能小于 30°。

同太阳与载荷视轴的夹角，月球约束条件的表达式为：

$$G_{\text{Moon}} = \{ \boldsymbol{r}_m, \boldsymbol{r}_o, \boldsymbol{r}_p \mid \frac{\boldsymbol{r}_{mp} \cdot \boldsymbol{r}_{op}}{|\boldsymbol{r}_{mp}| |\boldsymbol{r}_{op}|} < \cos 30^\circ \} \quad (13)$$

(3) 约束条件 3：1 ~ 4 等亮星不能够出现在载荷视场范围内。

亮星的赤经赤纬度数直接从 Tycho - 2 星表读入^[14]，1 ~ 4 等亮星共 370 多颗，这些亮星不可出现在视场范围内。

(4) 约束条件 4：地影。

当目标进入地球阴影区时，不能被太阳光照射，载荷无法观测到目标。因此，目标应满足不在地影内条件才能被观测到。地影可近似看成圆柱体，假设目标的地心矢量 \boldsymbol{r}_o 与太阳的地心矢量 \boldsymbol{r}_s 的夹角为 β ，则目标的非地影可见区域矢量表示为：

$$G_E = \{ \boldsymbol{r}_s, \boldsymbol{r}_o \mid |\boldsymbol{r}_o| \sin(\arccos(\frac{\boldsymbol{r}_s \cdot \boldsymbol{r}_o}{|\boldsymbol{r}_s| |\boldsymbol{r}_o|})) > R_E \} \quad (14)$$

2 规划算法

2.1 任务规划算法

文中采用约束问题模型，是近年来一个非常活跃的研究方向。载荷的任务规划算法可以描述为：由决策变量集合 X ，约束集合 C 和目标函数 F 三元素组成。

每个凝视周期内对应多个可观测区域，称为样本，每个观测周期中最多选择一个进行观测，其形式如表 1 所示。

表 1 规划模型描述表

凝视周期	T_1	T_2	...	T_n
样本观测价值	v_1	v_2	...	v_n
约束条件	C_1	C_2	...	C_n
观测样本	a_{1*}	a_{2*}	...	a_{n*}
候选样本	a_{11}, a_{12}, \cdots	a_{21}, a_{22}, \cdots	...	a_{n1}, a_{n2}, \cdots

(1) 决策变量：决策变量集合的定义如(15)式：

$$X = \{ X_1, X_2, \cdots, X_n \} = \{ \{ x_{11}, x_{12}, \cdots, x_{1m1} \}, \{ x_{21}, x_{22}, \cdots, x_{2m1} \}, \cdots, \{ x_{n1}, x_{n2}, \cdots, x_{nm1} \} \} \quad (15)$$

由于每个凝视周期内可观测的样本数不等，所以

X_1, X_2, \cdots, X_n 集合中决策变量的个数各不相同。

其中， $x_{ij} \in \{0, 1\}$ ， $1 \leq i \leq n, 1 \leq j \leq m, m \in \{m1, m2, \cdots, mn\}$ 。0 表示相应的样本没有被观测，1 表示相应的样本被观测。

(2) 约束集合：如 1.4 节所述太阳视轴夹角、月球视轴夹角、亮星及地影的约束建立约束集合。规划模型中新加入的约束条件是：由于载荷采用凝视观测方式，在同一个凝视周期内只能选择一个样本观测，不能同时有两个或多个样本被观测。

(3) 目标函数：目标函数以样本的观测价值为基础。价值计算需要考虑视场覆盖的 8 块天区覆盖情况。根据视场宽度，分别计算 8 个色段覆盖的小天区 ID 号。读取上一规划周期获得的覆盖情况文件，查找相应 ID 号的天区覆盖次数。用 k_{Num} ($1 \leq \text{Num} \leq 8$) 表示样本 l 覆盖的 8 块天区已被对应色段覆盖的次数。用 v_l 表示某组中第 l 个样本的价值，则

$$v_l = \sum_{\text{Num}=1}^8 1/2^{k_{\text{Num}}} \quad (16)$$

(4) 数学模型：

$$F_1(x) = \max \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m V_{ij} x_{ij} \quad (17)$$

$$F_2(x) = \min \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m G_{ij} x_{ij} \quad (18)$$

$$\text{s. t. } \sum_{j=1}^m x_{ij} \leq 1, 1 \leq i \leq n \quad (19)$$

$$\text{angle}_{\text{SunTelij}} x_{ij} \geq 50^\circ \quad (20)$$

$$\text{angle}_{\text{MoonTelij}} x_{ij} \geq 30^\circ \quad (21)$$

$$\text{angle}_{\text{StarTelij}} x_{ij} > 0.6^\circ \quad (22)$$

$$\sin(\text{angle}_{\text{SunObjij}}) x_{ij} > R_E \quad (23)$$

其中， $F_1(x)$ 为目标函数 1，使得观测价值最大，保证重复覆盖次数最小化，覆盖天区数最大化确； $F_2(x)$ 为目标函数 2，使得规划周期内的侧视度数最小，减少载荷侧视转换消耗的能量资源。

约束条件中式(19) 保证在一个凝视周期内，只可选择一个样本进行观测。约束条件式(20) ~ (23) 分别使得选择的样本满足太阳视轴夹角不小于 50°，月球视轴夹角不小于 30°，1 ~ 4 等亮星不在视场范围内，观测目标不在地影区的约束条件。

2.2 约束问题求解方法

采用约束传播方法来求解，主要思想是利用问题约束条件不断缩小搜索空间，从而降低问题的求解难度。

主要步骤为：

(1) 样本选择；

(2) 约束处理；

(3) 目标函数处理；

(4) 终止条件。

其中,样本选择是依据航天器轨道运动、TEA 姿态和载荷侧视能力,确定凝视周期中可观测的样本,作为候选样本。由于此阶段的规划以完成最大面积观测区域为目标,在处理目标函数时,目标函数 $F_1(x)$ 权值大于目标函数 $F_2(x)$ 。终止条件有两个:

- a. 覆盖面积达到了期望值,则停止规划。
- b. 观测的时间已经达到了最大的时间期限则停止规划。

3 仿真结果与分析

文中针对巡天载荷的三种控制方式进行仿真:

- a. 无侧视模式:巡天载荷相对航天器无侧视运动,仅依靠轨道进动观测天顶方向;
- b. 固定侧视角模式:巡天载荷设置固定的侧视角(10°),每次观测周期内进行沿轨运动;
- c. 优化侧视角模式:巡天载荷的侧视角,由规划方法确定,每次观测周期内进行沿轨运动,以获得最优的侧视机动,从而实现最大天区覆盖。

3.1 参数设置

为比较三种控制方式的巡天观测效果,仿真计算时采用相同的初始参数,具体设置为:

- (1)轨道初始时间:2012 年 4 月 22 日 0 时 0 分 0 秒;
- (2)轨道初始位置:赤经 0°,赤纬 0°;
- (3)航天器姿态角:由外部文件输入的偏航角、俯仰角、滚动角采用 TEA 姿态;
- (4)单次巡天观测时间:320 秒。

3.2 仿真

首先按 3.1 节初始参数,进行在轨 10 年的巡天载荷巡天观测效果分析。将仿真分为三种模式:

- 模式 a:无侧视(侧视角为 0°);
- 模式 b:固定侧视角(侧视角固定 10°);
- 模式 c:优化侧视角(侧视角随优化过程在 -20° ~ 20° 之间变化)。

根据仿真模式精度要求,将模式 a 和 b 的天区划分成赤经 * 赤纬 = 0.05° * 0.05°,模式 c 为赤经 * 赤纬 = 0.5° * 0.3°。对仿真结果进行统计分析:模式 a 可观测赤纬范围为 -42.3° ~ 42.3°;模式 b 为 -52.3° ~ 32.3°;模式 c 为 -62.3° ~ 62.3°。结果表明,侧视可有效扩大观测范围,尤其是进行侧视初始角优化后,进一步提高了可覆盖天区范围。

接下来对多色的观测效果进行分析比较,按照单一色段(1 号色段)和多色段(8 个色段)的覆盖区域情况输出结果如图 4 和图 5 所示。

图 4 画出了仿真达到结束要求时(即覆盖面积达到了期望值或观测的时间已经达到了最大的时间期

限),三种控制模式对应的 1 号色段和多色段的覆盖情况,各个图形旁边的色带依据天区被覆盖的次数不同而变化,由深至浅表示覆盖次数增多,色带旁标示的数字即为天区实际覆盖次数。其他颜色的情况与 1 号相似,不再赘述。

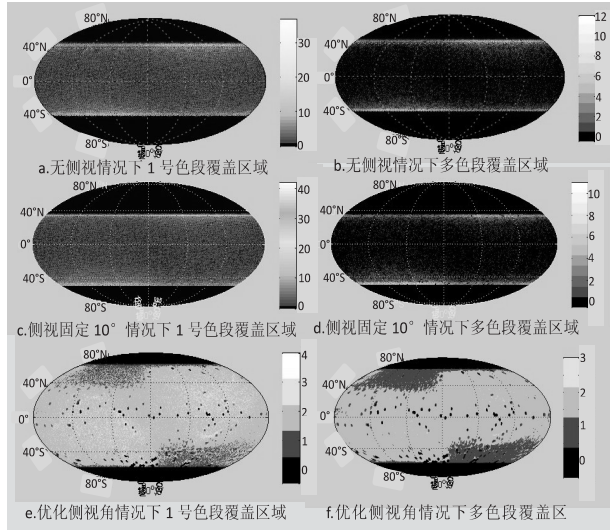


图 4 仿真结果图

由图 4 明显可见,在无侧视和固定侧视情况下(图 a ~ d)仿真 10 年观测效果尚未达到任务主科学目标需求;图 e 和图 f 仅仿真 7 年,观测覆盖效果已达到任务预期目标;图 e/f 相对 a/b 或 c/d 而言,观测覆盖重复度减少,观测范围(尤其是高赤纬地区)明显增多。

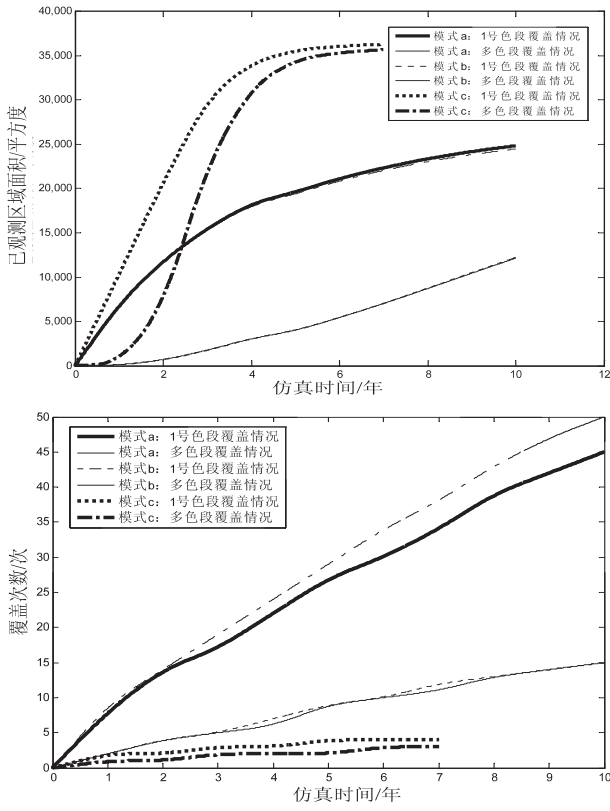


图 5 仿真曲线图

图 5 以曲线图形式给出三种控制模式下 1 号色段

和多色段的覆盖情况和覆盖重复最大次数随仿真时间变化情况,进一步量化了图 4 的结果。

图 5 中上图表示已观测区域面积随仿真时间的变化曲线,下图表示最大覆盖次数随仿真时间的变化曲线。

综上,得到以下几点结论:

(1)在航天器的长期运行中,前两种观测方式无论是单一色段还是多色段的观测范围都明显小于模式 c(优化侧视角)的观测范围。可覆盖区域受航天器轨道倾角和载荷侧视能力约束明显。前两种方式在运行 10 年后单一色段观测区域仅有 25 000 平方度,而多色段覆盖区域不足 12 500 平方度。模式 c 对侧视角进行优化规划后,运行至 4 年,单一色段和多色段的覆盖区域均可达到 30 000 平方度以上;至 7 年可覆盖区域达 35 000 平方度,超出科学目标要求,且观测高纬地区范围明显增加。

(2)前两种控制方式的重复观测次数明显多于第三种,且观测次数多的区域主要集中在可观测区域边缘的赤纬位置,即不同纬度地区的观测覆盖频度差别很大;第三种观测方式的最大观测次数只有 4 次,且分布较均匀。

4 结束语

大型巡天是今后数十年内国际天文学研究的重点方向,我国下一代大型航天器上规划的大型巡天载荷有望获得重大科学成果,应深入讨论载荷长期运行的任务规划。如果不考虑航天器轨道控制影响,航天器姿态为 TEA 姿态稳定,在文中建立的巡天载荷焦面多色观测覆盖的系统模型下,巡天载荷采用一定的侧视角或优化的侧视角,可以实现 30 000 平方度的观测区域覆盖目标。为此,建议载荷运行初期,可在纯轨道进动模式下,结合一定时段的固定侧视角进行巡天观测;达到一定观测区域覆盖效果后,需采用侧视角优化观测模式,约 4 年时间覆盖区域可达到 30 000 平方度。

参考文献:

- [1] 詹 虎. 中国空间站大规模多色测光与无缝光谱巡天的设想及其在暗能量研究领域的应用[J]. 中国科学:物理学 天文学,2011,41(12):1441-1447.
- [2] Johnston. Spike: AI sheduling for NASA's Hubble space telescope [C]//Proceeding of the Fifth Conference on Artificial Intelligence for Space Applications. [s. l.]:IEEE,1990:184-190.
- [3] Blanton M R, Lupton R H, Maley F M, et al. An efficient algorithm for positioning tiles in the sloan digital survey[J]. Astron J,2003,125:2276-2286.
- [4] The Large Synoptic Survey Telescope (LSST). A whitepaper prepared for the dark energy task force committee [EB/OL]. 2005. <http://www.lsst.org>.
- [5] 金 熠. LAMOST 光纤位置检测与观测规划中相关问题的研究[D]. 合肥:中国科学技术大学,2007.
- [6] 刘 薇,林宝军. 天文卫星巡天扫描智能规划模型及仿真[J]. 系统仿真学报,2007,19(3):654-656.
- [7] 刘 薇,林宝军. 卫星巡天扫描运控模式方法的研究[J]. 宇航学报,2006,27(6):1365-1368.
- [8] 徐晓云. 卫星轨道姿态动力学仿真软件平台研究与开发[D]. 北京:清华大学,2002.
- [9] 张云彬,张永生. 近圆轨道遥感卫星星下点轨迹的计算[J]. 测绘学院学报,2001,18(4):257-259.
- [10] Wie B, Byun K W, Warren V W. New approach to attitude momentum control for the space station [C]//Proc of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. [s. l.]:[s. n.],1988:714-722.
- [11] Mapar J. Innovative approach to the momentum management control for space station freedom[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1993,16(1):175-181.
- [12] 蓝朝桢. 空间目标天基光学观测系统建模与探测能力分析[D]. 郑州:解放军信息工程大学,2009.
- [13] 张 乾,叶 新,方 伟. 太阳同步轨道卫星上太阳方位的计算及精度分析[J]. 中国科学院研究生院学报,2011,28(3):310-314.
- [14] 岳 蕊,周国辉. Tycho-2 星表文件格式数据的读取[J]. 哈尔滨师范大学自然科学学报,2010,26(2):42-44.

(上接第 154 页)

- 访问控制机制研究[J]. 计算机技术与发展,2012,22(3):1-5.
- [6] Zhang Xiaoyan, Fan Guoliang. Design of CAN central control modular based on USB[J]. Advanced materials research, 2012,49(2):990-993.
- [7] Byambasuren Bat-Erdene, Oyun-Erdene M, Nam Sang-Yep, et al. Design of USB-based high rate data communication for transcranial doppler ultrasound system[J]. International journal of control and automation,2012,5(2):97-106.

- [8] 颜 波,谢存禧,张 铁. 基于 Win32 API 函数和多线程技术的串行通信编程[J]. 计算机工程与应用,2012,48(18):136-137.
- [9] 季久峰,杨宏涛,李正生. 用事件转换法实现 VxD 与 Win32 程序的实时通信[J]. 微型电脑应用,2000,16(11):46-48.
- [10] U 盘小偷 [EB/OL]. 2009-07-13. <http://baike.baidu.com/view/5141121.htm>.

大天区面积多色成像巡天载荷观测建模和仿真

作者：
作者单位：

刊名：

靳召君, 刘迎春, 杨扬, JIN Zhao-jun, LIU Ying-chun, YANG Yang
靳召君, JIN Zhao-jun(中国科学院大学, 北京 100086; 中国科学院 光电研究院, 北京 100094; 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094), 刘迎春, 杨扬, LIU Ying-chun, YANG Yang(中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京, 100094)
计算机技术与发展

英文刊名：

ISTIC

Computer Technology and Development

年, 卷(期):

2013(12)

本文链接: http://d.g.wanfangdata.com.cn/Periodical_wjtz201312037.aspx