

文章编号: 0253-2239(2009)01-0012-09

地球静止轨道光综合孔径相机的能耗与 (u, v)覆盖研究

江月松¹ 王海洋¹ 邱志伟² 张 莉¹ 周 波¹

(¹ 北京航空航天大学电子信息工程学院, 北京 100083)
(² 中国空间技术研究院人力资源部, 北京 100083)

摘要 围绕高分辨率对地观测实时成像需求,研究了地球静止轨道分布式卫星光综合孔径相机的能耗情况和空间频谱(u, v)覆盖情况。从静止轨道卫星动力学特性出发,分析了在天底对地观测和斜向对地观测两种情况下,维持分布式卫星编队飞行组成的光综合孔径阵列的收集器卫星的能耗情况,并给出仿真计算结果;从高质量成像需求出发,研究了实时成像情况下,对地面天底观测和对地面纬度为 20° 情况下的斜向观测两种情况下,不同时刻的(u, v)覆盖变化情况。研究方法和研究成果也可以扩展应用到其他天基轨道(如低轨道、深空探测轨道)的不同波段(如毫米波、微波)的综合孔径成像情况,对于发展中国空间对地观测高分辨率成像遥感等,具有重要的参考价值。

关键词 空间光学;静止轨道;分布式卫星;光综合孔径;能耗;(u, v)覆盖

中图分类号 O436 文献标识码 A doi: 10.3788/AOS20092901.0012

Studies on Energy Expending and (u, v) Coverage for Optical Synthetic Aperture Camera on Geosynchronous Orbit

Jiang Yuesong¹ Wang Haiyang¹ Qiu Zhiwei² Zhang Li¹ Zhou Bo¹

(¹ School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)
(² Department of Human Resources, China Academy of Space Technology, Beijing 100083, China)

Abstract To meet the needs of high resolution of real time imaging for earth observation, we studied the cases of energy expending and spatial spectra (u, v) coverage for optical synthetic aperture camera which is composed of distributed satellite system at geosynchronous earth orbit. Based on the orbital dynamics, we analysed energy expending of collector satellite, which is keeping formation of optical synthetic aperture array at zenith-nadir direction and non zenith-nadir direction, and simulation computed results are given. Based on high quality of imaging, we studied the case of (u, v) coverage of various time of day at zenith-nadir direction and latitude 20° on earth surface of direction. The methods and results obtained can be also applied to the cases synthetic aperture system such as space-based orbital (i.e. low earth orbital, deep space detection etc.) and various spectrum (i.e. millimeter-wave, microwave etc.), and have very important reference values for developing high-resolution imaging of earth observations etc..

Key words space optics; geosynchronous orbit; distributed satellites; optical synthetic aperture; energy expending; (u, v) coverage

1 引 言

近 10 年来,随着量化遥感应用、深空探测以及高空间分辨率军事侦察等发展的需求,国际上提出了空间分布式卫星高分辨率对地成像观测和对空

观测系统的新概念,开拓了小卫星编队飞行及其应用的新领域^[1~3]。如美国于 20 世纪 90 年代后期提出的分布式卫星光干涉深空探测工程(Deep Space 3-DS3)^[1],距地面 800 km 高度的分布式卫星对地观

收稿日期:2008-09-12;收到修改稿日期:2008-11-11

基金项目:国家 863 计划(2007AA12Z114)、航天创新基金(06CASC0213-2)和武器装备探索项目(7130730)资助课题。

作者简介:江月松(1959-),男,教授,主要从事被动综合孔径成像和微波光子学等方面的研究。

E-mail: yuesongjiang@buaa.edu.cn

测被动光综合孔径成像探测工程^[4]等。中国也于2000年提出了高度为500 km的微波分布式卫星SAR对地观测系统和地球静止轨道分布式卫星光综合孔径对地观测相机的方案等。对于天基系统而言,维持系统寿命所需要的能耗是一个必须要考虑的关键因素;对于被动综合孔径成像系统而言,高质量的成像是系统的必然要求。对于中国提出的地球静止轨道光综合孔径对地观测相机方案,所需的能耗主要是维持卫星编队所需的推进剂消耗量。被动综合孔径成像系统高质量成像的重要标志是综合孔径系统的空间频谱 (u, v) 覆盖情况。基于此,就中国所提出的方案,研究了该系统的能耗情况和 (u, v) 覆盖情况。

地球静止轨道分布式卫星光综合孔径对地观测相机的基本要求为:1)在地球静止轨道高度以编队飞行设置若干颗小卫星,每颗小卫星携带一个光学收集器,其中一颗用于光综合器,其余若干颗组成光综合孔径成像阵列,以达到对地球上某一区域进行观测,获得该地区的地表图像;2)对地面成像分辨率为小于等于0.5 m,相当于综合孔径系统的观测角分辨率小于等于 $(2.865 \times 10^{-3})''$,即要求综合孔径小卫星阵列中最长基线需大于等于50 m;3)观测中心波长为550 nm,带宽可达400~700 nm;4)综合孔径阵列的视线方向(指向)除了指向地心(天底观测)以外,还能够指向地面其他特定地区(非天底观测);5)系统运行寿命不少于10年等。将以这些要求为参考,研究系统的能耗和 (u, v) 覆盖情况。

2 静止轨道光孔径综合收集器卫星能耗分析

对于光波段的综合孔径成像系统而言,信号必须实时干涉。为了能对目标进行均匀分辨率成像,其基本要求为:1)综合器卫星必须位于各个收集器卫星等光程的位置上;2)与目标视线正交的像平面上有两维相等的基线,即对视线轴有对称的角分辨率^[5];3)为了能使综合孔径阵列能够对地面上不同地区进行观测,必须能够调整各个卫星的位置和姿态,使综合孔径阵列的视线指向该地区,这就要求整个系统必须以最少的能量消耗来维持尽可能长的使用寿命,即要求调整系统所需的能量最少。为了满足等光程和轴对称角分辨率的要求,可以将整个小卫星阵列排列成与地球同步轨道相切的圆形平面,使得综合器卫星置于圆形平面的中心位置,收集器

小卫星按照均匀 (u, v) 覆盖优化设计结果分布在圆周上,通过阵列中心综合器的法向指向就是综合孔径阵的视线指向。与轨道高度相比,综合孔径圆周阵的尺寸很小(直径 $D=2R_0 \geq 50$ m),被观测的地面目标位于综合孔径阵的远场中,各个收集器看到的来自目标的光波为平面波,这样就实现了等光程的要求。另外,因收集器被限制在以综合器为中心、直径约为50 m的圆周上,这样就保证了与视线正交的基线长度不变,从而也就满足了轴对称角分辨率的要求。为了分析整个综合孔径卫星阵系统保持阵列形状所需能耗的情况,必须讨论静止轨道地球动力学特性。

综合孔径阵中的综合器卫星位于轨道高度为36000 km的圆形轨道上,以综合器卫星为原点的Hill坐标系如图1所示。 x 轴指向天顶方向, y 轴为卫星的飞行方向, z 轴与 x 轴和 y 轴构成右手坐标系,垂直于轨道平面,则综合孔径阵就位于Hill坐标系的 $y-z$ 平面上,如图2所示,综合器位于圆周中心,收集器位于圆周上。

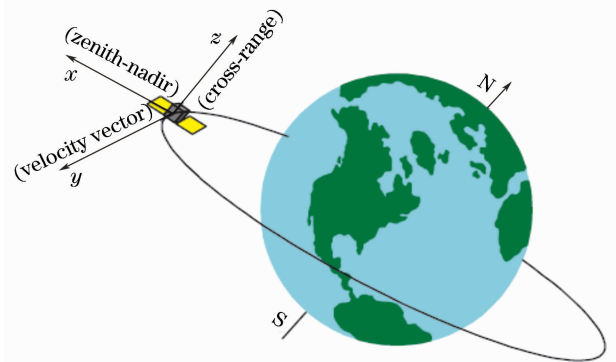


图1 以综合器卫星为坐标原点的Hill坐标系
Fig. 1 Hill's coordinate frame centered combiner satellite

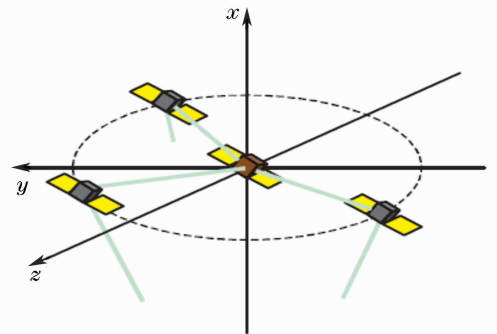


图2 $y-z$ 平面上的综合孔径卫星阵示意图
Fig. 2 Schematic of synthetic aperture satellite array on $y-z$ plane

忽略地球引力及其不均匀性、太阳辐射压力、大气拖拽等因素的扰动,卫星各加速度分量 $(a_x, a_y,$

a_z) 满足 Hill 方程^[6,7]

$$\begin{cases} a_x = \ddot{x}_H - 3n^2 x_H - 2n\dot{y}_H \\ a_y = \ddot{y}_H + 2n\dot{x}_H \\ a_z = \ddot{z}_H + n^2 z_H \end{cases}, \quad (1)$$

式中 n 为卫星轨道频率, 与其轨道周期 T 的关系是 $(2\pi/T)$ 。 x_H, y_H 和 z_H 上面的点分别表示对时间的一阶和二阶导数。为了保持卫星群在整个运行寿命期间 T_{life} 的编队队形不变, 必须给卫星以推力改变其速度 ΔV , 则

$$\Delta V = \int_0^{T_{\text{life}}} \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} dt, \quad (2)$$

依据火箭方程^[4,6], 所需推进剂质量 m_p 与卫星静质量 m_d 的比率为

$$\frac{m_p}{m_d} = \exp\left(\frac{\Delta V}{I_{\text{sp}} g}\right) - 1, \quad (3)$$

式中 I_{sp} 为推进系统的比冲, g 为地表的重力加速度。由(3)式可见, 所需推进剂质量(能耗)与速度改变量 ΔV 成正比。对于固定在 Hill 坐标系中的卫星而言, 速度和加速度均为零, 这样(1)式可表示为

$$\begin{cases} a_x = -3n^2 x_H \\ a_y = 0 \\ a_z = n^2 z_H \end{cases}, \quad (4)$$

将(4)式代入(2)式得

$$\Delta V = n^2 \sqrt{9x_H^2 + z_H^2} T_{\text{life}}, \quad (5)$$

式中卫星在 x 方向上偏离 Hill 原点所需的 ΔV 要比它在 z 方向偏离原点所需的 ΔV 大; 对于在 Kepler 轨道上运行的卫星, 在 y 方向上偏离不需消耗推进剂。因此, 将综合器卫星置于 Hill 坐标系的原点, 不仅保证了综合孔径干涉成像的要求, 而且具有消耗能量最小的优点。

为了实现综合孔径的实时成像, 必须依据充分的 (u, v) 覆盖和轴对称角分辨率的原则, 在图 2 所示

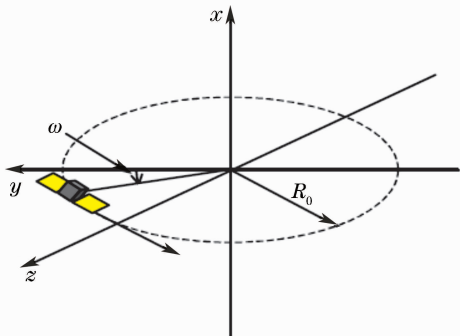


图 3 某颗卫星在 $y-z$ 平面中的位置

Fig. 3 Spacecraft rotating about a circle of radius R_0 at an angular velocity of ω

的 $y-z$ 平面的圆周上放置若干颗相对于综合器卫星为静止的收集器卫星, 具体位置由优化确定^[2,8]。

设 $y-z$ 平面中某颗收集器卫星的位置情况如图 3 所示, ω 为收集器卫星相对于 y 轴的角度, R_0 为 $y-z$ 平面上圆周的半径。分两种观测情况讨论。

2.1 天底角观测情况

即综合孔径阵列的视线垂直于阵列平面 ($y-z$ 平面), 也就是观测视线平行于 x 轴, 则 Hill 坐标系中该颗卫星的位置为

$$\begin{cases} x_H = 0 \\ y_H = R_0 \cos \omega \\ z_H = R_0 \sin \omega \end{cases}, \quad (6)$$

则由(1)式知, 保持收集器卫星在 $y-z$ 平面中的位置不变加速度方程为

$$\begin{cases} a_x = 0 \\ a_y = 0 \\ a_z = n^2 R_0 \sin \omega \end{cases}, \quad (7)$$

将(7)式代入(2)式有

$$\Delta V = \int_0^{T_{\text{life}}} n^2 R_0 \sin \omega dt, \quad (8)$$

在整个寿命期间保持收集器卫星所需的 ΔV 为

$$\Delta V = n^2 R_0 \sin \omega T_{\text{life}}, \quad (9)$$

可见, 位于 y 轴上的卫星 ($\omega=0$) 和综合器卫星的 $\Delta V=0$, 即不需推进剂就可维持星座位置, 而位于 z 轴上的卫星 $\Delta V=n^2 R_0 T_{\text{life}}$, 所需推进剂最多。

2.2 改变观测指向的情况

为了能够对地面上不同的地区进行观测, 必须改变综合孔径阵的观测指向。此时, 综合孔径平面的法线(视线)方向不再平行于 x 轴, 为了保证综合孔径阵的等光程条件和对轴称角分辨率的条件, 观测指向仍须与视线垂直, 也就是卫星群圆周平面必须随着视线指向的改变而改变。图 4 给出了 Hill 坐标

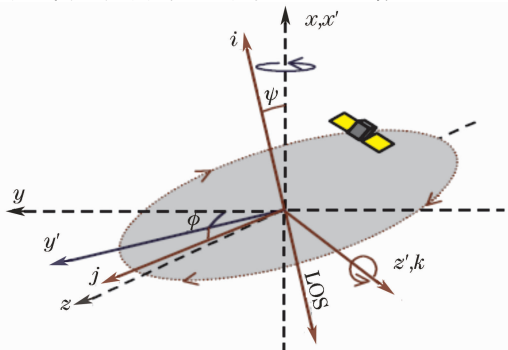


图 4 通过转动阵列平面改变视线

Fig. 4 Varying line of sight by rotating array through angles ϕ and ψ

系中视线与阵列平面的改变情况,为了分析这种情况下所需推进剂量的情况,建立如图4所示的以 Hill 坐标系同原点的 (i, j, k) 坐标系,它是由 Hill 坐标系绕 x 轴转动 ϕ 角后再绕新轴 k 转动 ψ 角后而得到。

视线指向改变后收集器卫星在 Hill 坐标系中的位置可以通过坐标系的变换而得到。设绕 Hill 坐标系的 x 轴转动 ϕ 角后的坐标系为 (x', y', z') , 其变换为

$$\begin{bmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{bmatrix} = R_0 R \begin{bmatrix} i \\ j \\ k \end{bmatrix} = R_0 \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi & -\sin \phi \\ \sin \phi \sin \psi & \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \cos \omega \\ \sin \omega \end{bmatrix}, \quad (13)$$

将(13)式代入(1)式后再代入(2)式可得保持卫星位置所需的速度变化量为

$$\Delta V = n^2 R_0 T_{\text{life}} \sqrt{9 \sin^2 \psi \cos^2 \omega + (\sin \phi \cos \psi \cos \omega + \cos \phi \sin \omega)^2}, \quad (14)$$

由(14)式可见,非天底指向观测情况下所需的速度变化量要明显大于天底指向[和(9)式相比]观测情况下的速度变化量,也就是说,进行非天底观测时需要更多的燃料推进剂。

图5示出了在 $\psi = \phi = 30^\circ$ 情况下,(9)和(14)式的 ΔV 按参量 $n^2 R_0 T_{\text{life}}$ 归一化仿真计算结果,表明收集器卫星克服自然轨道所消耗的最大推挤剂在天底观测情况下为1个单位;而非天底观测情况下约为1.7个单位。图6示出了圆周阵列中位于与 y 轴夹角为 45° 的收集器卫星在 $-90^\circ \leq \psi \leq 90^\circ$, $-180^\circ \leq \phi \leq 180^\circ$ 消耗推挤剂的情况,最大约为2.2个单位。计算表明,分布在收集器圆周阵列上的卫星最大推挤剂消耗量不到3个单位。而对于收集器卫星绕圆周阵列与地球转动周期相同的周期运动的综合孔径

而绕坐标系 (x', y', z') 的 z' 轴转动 ψ 角为 (i, j, k) 坐标系的变换为

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i \\ j \\ k \end{bmatrix}, \quad (11)$$

而收集器卫星在 (i, j, k) 坐标系中的位置为

$$\begin{cases} i = 0 \\ j = R_0 \cos \omega, \\ k = R_0 \sin \omega \end{cases}, \quad (12)$$

结合(10)式~(12)式,可得到 Hill 坐标系中收集器卫星的位置为

成像系统而言,所消耗的最大推挤剂量可达4.63个单位^[4,6],不仅能耗大和不能实现实时成像(转动综合)的缺点,而且因 (u, v) 覆盖的不全面和不均匀性会造成成像质量变差,对于对时效性要求极强的遥感和军事侦察而言,显然是不够的。

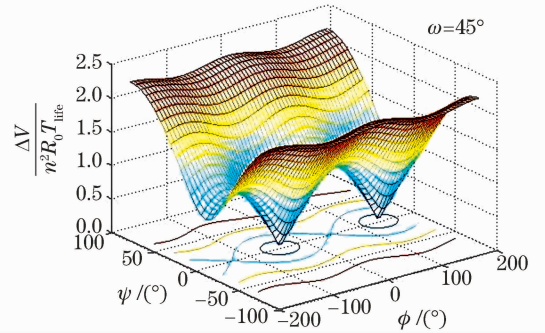


图6 不同指向的收集器卫星消耗推进剂情况
Fig. 6 Expending of propellant mass for various direction of a collector

3 收集器星座的 (u, v) 覆盖

光综合孔径成像是基于两两光收集器收集到的光辐射相干的原理。给定两颗卫星的位置 (x_i, y_i) 和 (x_j, y_j) ,则对称的矢量基线 (u_{ij}, v_{ij}) 定义为

$$\begin{cases} u_{ij} = -u_{ji} = \frac{x_i - x_j}{\lambda_0} \\ v_{ij} = -v_{ji} = \frac{y_i - y_j}{\lambda_0} \end{cases}, \quad (15)$$

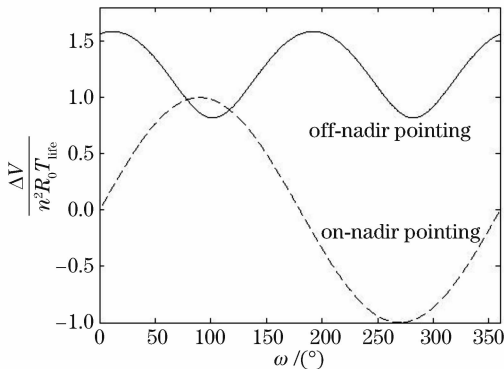


图5 收集器卫星消耗推进剂情况

Fig. 5 Expending of propellant mass of a collector

式中 λ_0 为综合孔径的中心波长。通过测量综合孔径阵列中所有不同矢量基线的测量值就形成了 (u, v) 点的互相干图, 再对 (u, v) 平面测量值取逆傅里叶变换就形成被观测目标的像, (u, v) 平面被这些测量值填充 (通常称之为 (u, v) 覆盖) 得越充分、越均匀, 成像的质量就越好。为了实现遥感和侦察的时效性, 通常不采用文献 [4] 和 [6] 所述的非实时 (u, v) 覆盖分布, 而采用实时成像的 (u, v) 覆盖分布。它是通过增加综合孔径阵列平面上的子孔径 (收集器卫星) 个数来完成实时 (u, v) 覆盖, 但每个子孔径的位置由轴对称的角分辨率 (均匀性) 要求经优化规则来确定 [2, 8, 10]。但对于地球静止轨道的实时成像圆周阵列而言, 因有若干颗卫星不在自然轨道上, 卫星在地面的轨迹经 24 h 形成一个“8”字形, 因此, 实时成像的 (u, v) 覆盖有新的特点。

3.1 轨道要素与卫星位置

解二体运动方程的 6 个积分常数确定卫星轨道的要素 [9]。知道某一时刻的轨道要素, 就可以确定任意时刻卫星的位置, 从而进一步确定综合孔径阵列的 (u, v) 覆盖。图 7 所示为卫星轨道要素。

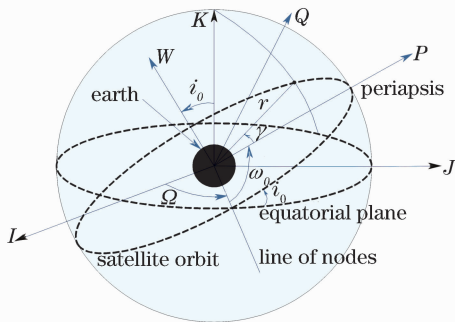


图 7 典型的轨道要素

Fig. 7 Elements of satellite

对于静止轨道, 可设所有卫星都置于绕地球运动的圆形轨道上 [9], 则 6 个轨道要素分别为: 1) 偏心率 $e=0$; 2) 半径为 $a=42164.17$ km (图中没有示出), a 就是保持不变的位置矢量 r , 为地球半径 (R_e) 和卫星高度 (h) 之和; 3) 赤道平面与轨道平面之间的夹角为 i_0 。若分布在综合孔径圆周阵的直径为 50 m, 则 $0 \leq i_0 \leq (3.3989072 \times 10^{-5})^\circ$, 说明收集器卫星是小倾角同步卫星轨道; 4) 升交点赤经 (节线与 I 轴 (春分线) 之间的夹角) Ω , 由轨道设计者设定; 5) 近地点幅角 ω_0 , 对于圆形轨道, ω_0 没有定义, 或者置于 0° 表示升交点是参考位置; 6) 真近点角 γ , 定义为在轨道平面的卫星运动方向上近地点与卫星位置矢量 r 之间的角度。对于圆形轨道, γ 定义

为轨道平面的运动方向上节线与卫星位置矢量 r 之间的角度, 由轨道设计者设定。有了这些要素后, 知道了某初始时刻 t_0 时的卫星的位置, 就可以计算其他时刻卫星的位置。

为了确定不同轨道平面卫星星座的 (u, v) 覆盖, 将每颗卫星的坐标看作是某一固定的惯性坐标系的时间函数, 选定的非转动惯性坐标系为如图 7 所示的原点位于地球中心的 (I, J, K) 坐标系, I 轴指向赤道的春分点, K 轴指向地球的北极, J 轴完成右手坐标系。必须计算每颗卫星在地心轨道坐标系中的位置, 在地心轨道坐标系中, 主平面就是卫星轨道运动的平面, P 轴指向近地点方向, 因圆形轨道没有近地点, 定义 P 轴指向升交点的位置, W 轴垂直于轨道平面指向卫星角动量的方向, Q 轴在卫星轨道平面中与 P 轴成 90° 指向卫星运动方向。为了确定每个卫星的位置, 计算在给定时刻 t 每个卫星的真近点, 对于圆轨道, 真近点为

$$\gamma = \gamma_0 + \left(\frac{t}{T}\right)2\pi, \quad (16)$$

式中 γ_0 为 $t=0$ 时刻卫星的真近点角, T 为卫星的周期。在近焦点坐标系中, 卫星的位置矢量 r 为

$$r = a \cos \gamma \hat{P} + a \sin \gamma \hat{Q}, \quad (17)$$

式中 \hat{P} 和 \hat{Q} 为 P 轴和 Q 轴的单位矢量。考虑到 $\omega_0=0$, 并应用地心坐标系与 (P, Q, W) 与赤道惯性坐标系 (I, J, K) 之间的变换关系导出卫星在赤道惯性坐标系中的坐标为

$$\begin{bmatrix} r_I \\ r_J \\ r_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega \cos i_0 & \sin \Omega \sin i_0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega \cos i_0 & -\cos \Omega \sin i_0 \\ 0 & \sin i_0 & \cos i_0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} a \cos \gamma \\ a \sin \gamma \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

应用 (16) 和 (18) 式便可确定一个周期 (24 h) 中任意时刻卫星的位置。

3.2 (u, v) 覆盖

根据卫星位置确定 (u, v) 覆盖, 为此, 必须将三维卫星运动投影到具有相位维 z 的二维 (u, v) 空间。设综合孔径阵列中距地心 r_c 距离为 r_i 的第 i 颗卫星对地面上 r_n 点进行成像观测, 为了将卫星轨迹投影到 (u, v) 空间, 构造一个在 r_n 点与地球相切的观测平面 (如图 8 所示), r_n 垂直于该平面。设 α 为 $t=0$ 时刻地球转动坐标系中 I 轴与升交点之间的角度, 它随着地球的转动扫过 2π 弧度, 则观测平面的单位正交矢量 n 为

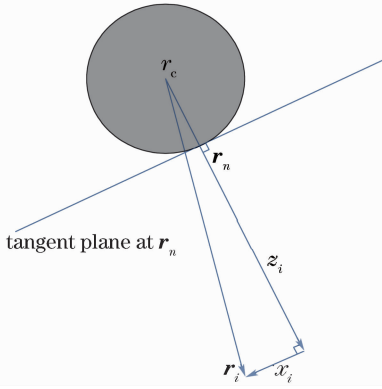


图 8 卫星投影几何

Fig. 8 Geometry of satellite projection

$$\mathbf{n} = \frac{\mathbf{r}_n}{|\mathbf{r}_n|} = \cos \beta \cos(\alpha + \Omega) \hat{\mathbf{I}} + \cos \beta \sin(\alpha + \Omega) \hat{\mathbf{J}} + \sin \beta \hat{\mathbf{K}}, \quad (19)$$

式中 β 为地面被观察点的地心纬度, $\hat{\mathbf{I}}$ 和 $\hat{\mathbf{J}}$ 分别为 I 轴和 J 轴的单位矢量。由于时间的相对性, 可以设 $t=0$ 时, $\alpha=0$ 。将 \mathbf{r}_i 投影到观测平面上有 2 个分量, 一个是与 $\hat{\mathbf{K}}$ 垂直的 x_i 分量, 另一个是与 $\hat{\mathbf{K}}$ 平行的 y_i 分量, x_i 分量再进一步分解为分别平行于 I 轴和 J 轴的分量 t_{ix} 和 t_{iy} 。因此有

$$t_{ix} \hat{\mathbf{I}} + t_{iy} \hat{\mathbf{J}} + t_{iz} \hat{\mathbf{K}} = \mathbf{n} \times (\mathbf{r}_i \times \mathbf{n}), \quad (20)$$

因收集器卫星是小倾角静止轨道, 因此

$$\begin{cases} x_i = \frac{\sqrt{t_{ix}^2 + t_{iy}^2}}{\cos \beta} \\ y_i = \frac{t_{iz}}{\cos \beta} \end{cases}, \quad (21)$$

垂直与平面方向的分量为

$$z_i = \mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_i - |\mathbf{r}_i|, \quad (22)$$

应用第 i 颗和第 j 颗卫星的位置投影分量就可以按照(15)式计算出 (u, v) 点。假设 \mathbf{n} 为辐射的传播方向, 则定义两颗卫星之间的平面波相位差为

$$\Delta_{ij} = z_i - z_j. \quad (23)$$

实时成像综合孔径圆周阵的 (u, v) 覆盖优化已经有成功的结果^[2, 8, 10], 由 3~16 颗收集器卫星组成的圆周阵在 Hill 坐标系中的优化结果已经给出^[8]。

有了每颗卫星的 ω 值, 就可以分别计算出不同子孔径(收集器卫星)数的综合孔径阵在观测平面上的 (u, v) 覆盖情况。计算中用到的轨道要素不变量为 $a=42164.17$ km, 设综合器卫星的 $\Omega=30^\circ$, $\omega_0=0^\circ$, $e=0$; 另 2 个轨道要素 i_0 和初始时刻的 γ 由文献[9]中每颗卫星的 ω 值确定。计算中用到的另 2 个常数为综合孔径圆周阵的半径 $R_0=50$ m, 轨道周期 $T=24$ h。计算步骤为:

1) 由文献[9]中第 i 颗卫星的 ω_i , 依据(13)式

计算出 Hill 坐标系中的 x_{Hi}, y_{Hi}, z_{Hi} ;

2) 由 x_{Hi}, y_{Hi}, z_{Hi} 分别计算 $\Omega_i, i_{0i}, a_i, t=0$ 时刻的真近点角 γ_{0i}

$$\begin{cases} a_i = a + x_{Hi} \\ \Omega_i = \Omega + \arctan(y_{Hi}/a_i) \\ i_{0i} = i_0 + \arctan(z_{Hi}/a_i) \\ \gamma_{0i} = \gamma_0 + \arctan(y_{Hi}/a_i) \end{cases}; \quad (24)$$

3) 由(16)式计算 t 时刻的真近点角 γ_i ;

4) 由(18)式计算赤道惯性坐标系中的 (r_{ii}, r_{ji}, r_{Ki}) ;

5) 由(19)和(20)式计算出 t_{ix}, t_{iy} 和 t_{iz} ;

6) 由(21)和(22)式分别计算出 x_i 和 y_i 和 z_i ;

7) 再由(15)式计算出 (u_{ij}, v_{ij}) , 由(23)式计算出 Δ_{ij} (相位差通过光程补偿来消除), 从而获得被观测面的 (u, v) 覆盖正在一个轨道周期的变化情况。可以分天底观测和变指向观测两种情况讨论。对于天底观测情况, 地心纬度 $\beta=0$, 指向角 $\psi = \phi = 0$; 而对于对地面特定地区的观测, 设被观测点的地心纬度为 β , 综合器卫星的定点位置与被观测点的经度差为 θ , 则综合孔径圆周阵的指向角为先绕 Hill 坐标系的 z 轴转 ψ , 再绕 (x', y', z') 坐标系的 y' 轴转 ϕ 角, 这样, (10), (11) 和 (13) 式相应地变为^[9]

$$\begin{bmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}, \quad (25)$$

和

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i \\ j \\ k \end{bmatrix}, \quad (26)$$

以及

$$\begin{bmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{bmatrix} = R_0 R \begin{bmatrix} i \\ j \\ k \end{bmatrix} = R_0 \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi & -\sin \psi & -\cos \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \phi & \cos \psi & -\sin \psi \sin \phi \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ \cos \omega \\ \sin \omega \end{bmatrix}, \quad (27)$$

(25)~(27)式中的 ψ 和 ϕ 为^[8]

$$\begin{cases} \psi = \arctan\left(\frac{R_e \sin \theta}{a - R_e \cos \theta}\right) \\ \phi = \arctan\left(\frac{R_e \sin \beta}{a - R_e \cos \beta}\right) \end{cases}, \quad (28)$$

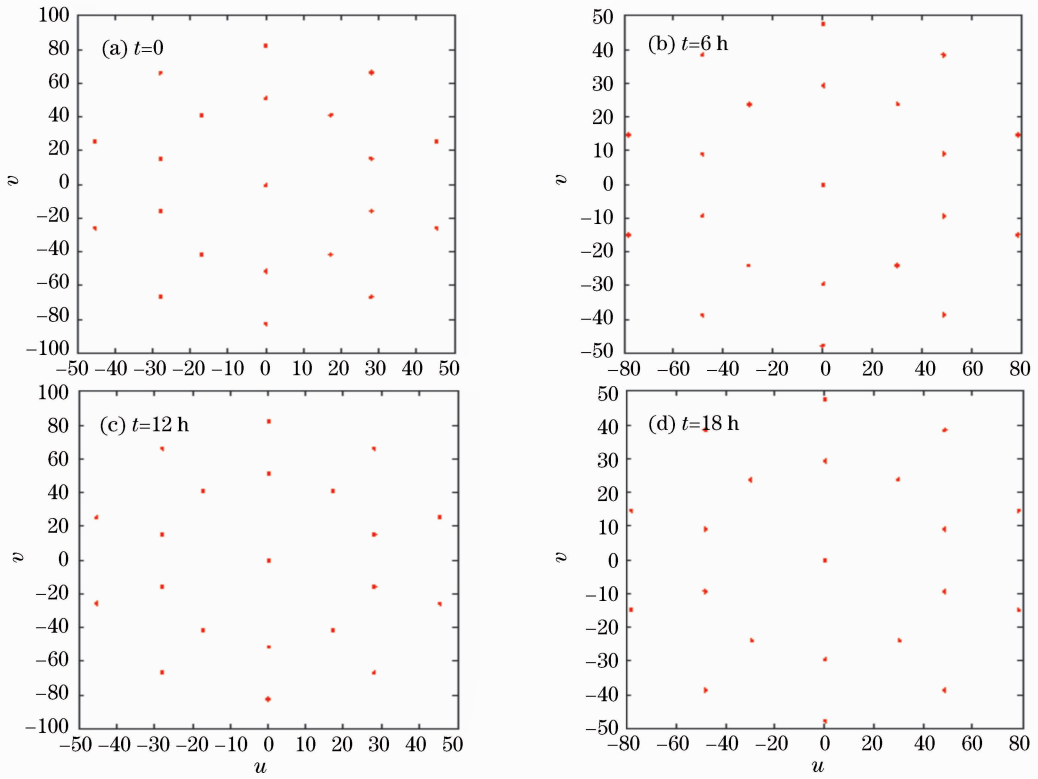


图 9 5 颗卫星组成的综合孔径阵天底观测 (u, v) 覆盖情况

Fig. 9 (u, v) coverage for synthetic aperture array composed of 5 satellites

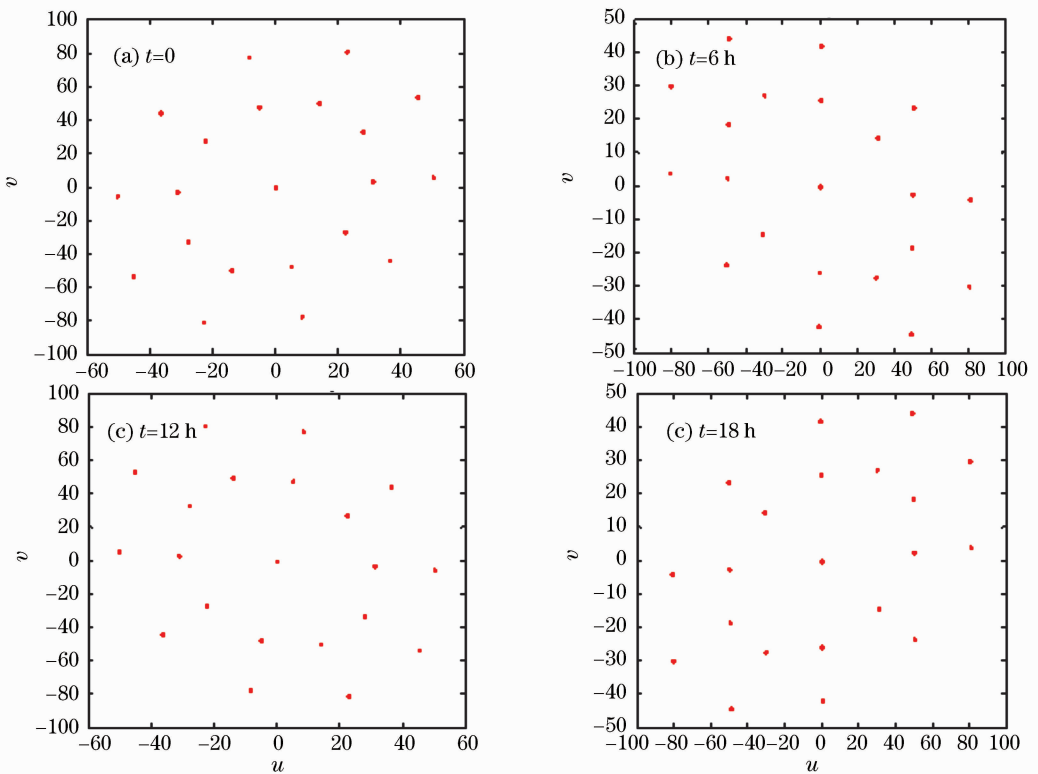


图 10 5 颗卫星组成的综合孔径阵 $\beta=20^\circ$ 指向观测 (u, v) 覆盖情况

Fig. 10 (u, v) coverage for synthetic aperture array composed of 5 satellites at $\beta=20^\circ$

式中 R_e 为地球的半径。

因篇幅关系,以 5 颗卫星的情况来说明。图 9 为 5 个收集器卫星组成的优化综合孔径卫星阵在天底观测情况下,不同时刻的 (u, v) 覆盖情况;图 10 则为对地面纬度 $\beta=20^\circ$ 指向情况下,不同时刻的 (u, v) 覆盖情况。

由图 9 和图 10 可以看出,与传统的实时成像 (u, v) 覆盖不同,不同时刻的 (u, v) 覆盖是不同的,对于天底观测情况,每经过 12 h 的 (u, v) 覆盖相同;对于非天底观测情况,每经过 12 h 的 (u, v) 覆盖反对称。这说明,由于 (u, v) 点的反对称性,24 h 的静止轨道卫星周期只有 12 h 的 (u, v) 覆盖周期。为了看

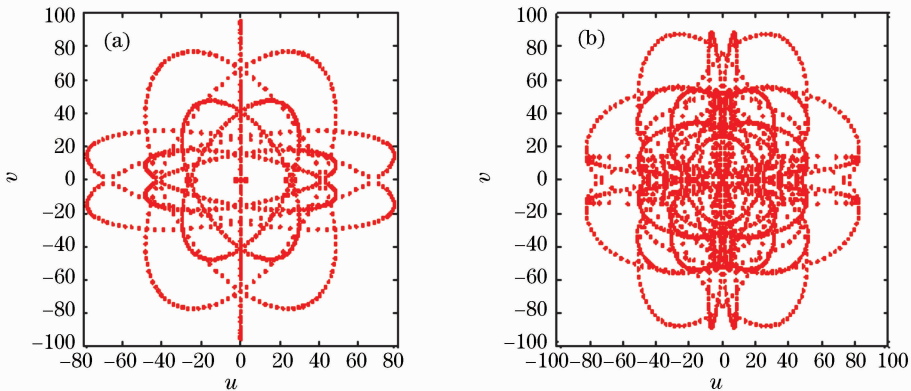


图 11 5 颗卫星一个轨道周期的 (u, v) 覆盖图

Fig. 11 (u, v) coverage of synthetic aperture composed of 5 satellites in 24 h

4 结 论

研究了地球静止轨道实时成像光综合孔径阵列的能耗和 (u, v) 覆盖情况,研究结果表明,实时成像的静止轨道分布式卫星综合孔径系统比非实时成像的转动综合孔径系统维持编队飞行所需能耗要低一倍以上。与地面上综合孔径成像系统的 (u, v) 覆盖不同,因地球转动因素,不同时刻的 (u, v) 覆盖有所不同,表明静止轨道对地观测在不同时刻所获取的目标图像有所不同,以每 12 h 反对称为周期。这说明,在实际工作中可以巧妙地利用反对称周期特性来进行遥感图像或军事侦察图像的解译,增强目标识别与判断能力。此外,研究方法和结果可以推广应用到其他非静止轨道的分布式卫星编队飞行系统和其他波段的综合孔径成像系统的分析研究,对这些系统中卫星的轨道设计、寿命与能耗评估、成像系统优化等方面有重要的参考价值。

参 考 文 献

1 M. M. Golavita, J. P. McGuire, R. K. Bartman *et al.*.

出一个轨道周期的 (u, v) 覆盖变化情况,图 11 分别示出了 5 颗卫星在天底观测(如图 11(a)所示)和地面纬度 20° 指向观测(如图 11(b)所示)情况下一个轨道周期的 (u, v) 覆盖图。可以看出一个轨道周期的 (u, v) 总覆盖是不均匀的,这是因为综合孔径阵列平面中光收集器卫星是位置相对不变之故。如果不要求实时成像观测,比如一个轨道周期(24 h)成一幅图像,则可以通过改变光收集器卫星的位置,使得一个轨道周期内的 (u, v) 覆盖趋于均匀和稠密,这样就必须寻求新的阵列优化设计方法,需做进一步的研究。

Separated spacecraft interferometer concept for new millenium program [C]. *SPIE*, 1996, **2807**:51~58

2 He Yuntao, Jiang Yuesong, Liu Guangda. Optical synthesis aperture circle-array optimization based on genetic algorithm [J]. *Acta Optica Sinica*, 2007, **27**(9):1611~1616

何云涛,江月松,刘广达. 基于遗传算法的光综合孔径圆周阵列优化[J]. *光学学报*, 2007, **27**(9):1611~1616

3 He Yuntao, Jiang Yuesong, Wang Changwei. Application of electro-optic modulation in passive synthetic aperture imaging detection [J]. *Acta Optica Sinica*, 2008, **28**(9):1201~1207

何云涛,江月松,王长伟. 电光调制在被动综合孔径成像探测中的应用[J]. *光学学报*, 2008, **28**(9):1201~1207

4 R. J. Sedwick, E. M. C. Kong, D. W. Miller. Exploiting orbital dynamics and micropropulsion for aperture synthesis using distributed satellite systems: applications to TechSat21 [J]. 1999, AIAA-98-5289, 465~472

5 Wang Haitao, Zhou Bifang. Combiner of optical synthetic aperture array [J]. *Acta Optica Sinica*, 2002, **22**(9):1109~1115

王海涛,周必方. 光学综合孔径望远镜阵的光束组合器[J]. *光学学报*, 2002, **22**(9):1109~1115

6 Edmund M. C. Kong, David W. Miller, Raymond. Exploiting orbital danamics for aperture synthesis using distributed satellite systems: applications to a visible earth imager system [J]. 1999AAS **99~122**, 285~301

7 G. W. Hill, researches in the lunar theory [J]. *American Journal of Mathematics*, 1978, **1**(1):5~26

8 Chen Haiting, Jiang Yuesong, Zhong Yu. Studies on imaging

- propertiers and optimization arrange for two-dimensuonal optical synthetic aperture array [J]. *Acta Optica Sinica*, 2005, **25**(12): 1616~1622
- 陈海亭,江月松,钟 宇. 二维圆周光综合孔径阵的优化排列及其成像特性研究[J]. *光学学报*, 2005, **25**(12):1616~1622
- 9 Zhang Renwei. Dynamics and Control for Orbital Pose of Satellite [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998. 50~70
- 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998. 50~70
- 10 T. J. Cornwell. A novel principle for optimization of the instantaneous Fourier plane coverage of correlation arrays [J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1988, **36**(8): 1165~1167