编队星座相对位置精确测定与自主定轨方法

马 骏 肖业伦

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对编队飞行星座,提出了一种全自主的高精度定轨与相对位置精确测定方法,对其主要关键技术之一的空间绝对定向的基本方案及其可行性和指标进行了研究,并进行了仿真验证. 结果表明,通过编队星座星间高精度的距离测量和绝对定向观测,可以实现无需地面测控站和卫星导航系统支持下的编队星座全自主导航方案;在一定测距和测向误差条件下,绝对定轨精度可以优于 20m,相对位置确定精度可优于 10 cm. 相对误差与采样间隔有较明显关系,未来可考虑采样间隔控制在 10 s以内即可;绝对位置误差大小与采样间隔无明显关系,其中的主要误差是星座的整体平移误差. 仿真结果验证了所提方案的正确性.

关 键 词: 编队星座; 自主定轨; 空间绝对定向; 相对位置测定

中图分类号: P 228

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965 (2008) 06-0665-04

Autonomous orbit determination and precise measurement of relative position of formation constellation

Ma Jun Xiao Yelun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A fully autonomous, highly precise method of orbit determination and measurement of relative position for formation constellation was proposed, and the basic scheme, its feasibility and engineering specifications of space absolute orientation——one of the key techniques of autonomous orbit determination were studied. Lastly, validation by using of simulation was carried out. The simulation results indicate that fully autonomous navigation of formation constellation without supports from ground stations and satellite navigation system can be realized by means of highly precise measurement of distance and absolute orientation observation between satellites in the formation constellation; And at the certain error conditions of distance and orientation measurement, the precision of absolute orbit determination can be better than 20m and precision of relative position measurement can be better than 10 cm; Relative error has obvious relationship with sampling interval time, and this interval time is recommended to be selected within 10 s; Absolute positioning error does not have obvious relationship with sampling interval time, and the main error source is the whole parallel transformation of constellation. The simulation results validate the correctness of proposed scheme.

Key words: formation constellation; autonomous orbit determination; space absolute orientation; relative position measurement

随着空间技术的发展,越来越多的人开始认识到卫星自主导航飞行的重要性. 由于天基系统的不断发展,使得在轨卫星数量不断增多,轨道类型各异,对测控及轨道确定精度的要求越来越高. 目前的测控方法是利用地面测控网对卫星进行精密轨道测定和管理,这种手段难于支持为数众多的卫星及星座的测控和管理,轨道测定精度也无法满足新的更高要求. 特别是一些新型卫星系统,

收稿日期: 2007-05-22

作者简介: 马 骏 (1964 -),男,江苏苏州人,博士生, julianma@263. net cn.

如编队飞行星座,除了高精度的绝对定轨精度要求外,还需要非常高的相对定位精度,一般要求 m 级的绝对位置精度和至少 cm 级的相对位置精度. 而传统的地面测控网支持下的轨道测定无法支持这样高的测量精度需求. 另外,卫星系统依赖地面测控网运行,一旦非常时期地面系统遭到破坏或有来自敌方干扰的情况下,系统便无法正常工作,因此要求卫星系统具有一定的自主运行能力,保证较高的抗攻击能力,并减少地面测控的压力. 为此,需要发展新型的测控手段,以满足新的测定轨及自主导航需求.

编队飞行卫星系统是指构成一定几何形状的卫星星座,通常采用相对测量的技术进行星间连续的观测确定星座中各个卫星的位置,自主测定和维持这一几何形状. 卫星自主编队飞行星座具有许多的重要的应用价值,对编队飞行的卫星系统,最重要的关键技术之一是编队构型的测量精度要求优于 10 cm. 依靠 GPS(Global Positim System)伪距差分相对定位仅能获得 m 级精度,利用 GPS载波相位差分的相对导航定位方法,表明可获得数十 cm 的相对位置精度[1-7];还有学者研究了应用卫星间增加相对测量(距离和多谱勒测量)情况下的相对导航算法,发现星间观测有助于快速确定相位整周模糊度和改善 PDOP值(定位精度衰减因子),可以有效提高相对导航精度. 这些研究中,卫星的相对导航和空间绝对定位都依托于卫星导航系统.

本文提出一种采用星间相对距离测量和绝对定向观测,再无任何其它外部系统的支持下实现编队星座的自主导航方法.

1 基本原理

常规轨道确定通过地面站对卫星进行观测,或者通过对卫星导航定位系统发送的导航信号进行观测,获取观测信息,由于地面站和导航卫星的坐标精确已知,这样可通过轨道处理过程完成卫星轨道确定.

如果没有地面站和导航卫星的支持,自主定轨需要解决基准框架的确定问题. 本文提出的解决方案是,编队飞行卫星间进行精密的距离观测,由此确定自由网状态下的编队星座的相对坐标,但这个自由网在地心天球坐标中绝对坐标是不确定的,在轨道改进处理中表现在定轨方程是一个秩亏方程,必须加以先验的约束才能求解. 为了唯一确定自由网在地心天球坐标系统中的绝对轨道,对编队飞行卫星间进行方向观测,便可以求解出编队飞行星座在地心天球坐标系中的绝对坐标和高精度的相对坐标.

在对地观测中,使用的卫星轨道坐标是相对协议地球坐标系(地固坐标系). 这个可以通过协议地心天球坐标系与协议地球坐标系已知的坐标变换关系进行坐标之间的转换获得.

对此星座,可以得到下面的测量方程:

1) 距离观测方程

$$\rho^{ij} = \sqrt{(x^i - x^j)^2 + (y^i - y^j)^2 + (z^i - z^j)^2} + v_\rho^{ij} \tag{1}$$

2) 测向观测方程

$$\left.\begin{aligned} \alpha^{ij} &= \arctan\left((y^j - y^i)/(x^j - x^i)\right) + v_\alpha^{ij} \\ \delta^{ij} &= \arctan\left((z^j - z^i)/\sqrt{(x^j - x^i)^2 + (y^j - y^i)^2}\right) + v_\delta^{ij} \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,$(\alpha^{ij}, \delta^{ij})$表示卫星 i观测了卫星 j方向赤经和赤纬.

需指出,$(\alpha^{ij}, \delta^{ij})$采用方向观测方法获得(如利用高精度星敏感器),以恒星为背景,通过恒星赤径和赤纬 (α_s, δ_s)量测得出.

通过距离和角距观测量列出观测方程(1)和(2),进行轨道改进可求出更精确的轨道参数.

采用动力学法进行轨道确定时,对方向观测的连续性没有严格的限定,只要轨道确定过程中获得方向信息,可以实现完整的自主轨道确定,并且如以恒星为背景的卫星与恒星方向的相对测量,对每次观测到的背景恒星数目也没有严格限定,即使每次只观测到了一颗背景恒星,只要进行多次观测积累了足够的观测数目,就能够得到充分的观测量来解算观测方程. 在星敏感器卫星定姿测量中每次至少要观测到 3颗恒星才可解算,而定向观测则不需要这个要求,这样更加有利于方程解算,并且可以通过多次观测来提高定向的精度.

由于测量方法采用了高精度的星间相对观测信息,在编队星座整体轨道改进处理过程中具有高精度的相对关系约束,因此可以获得高精度的相对坐标.

2 仿真结果

为了验证上述原理的正确性和可行性,进行了观测条件和精度的仿真计算. 设编队星座的轨道根数如表 1所示,星间距离约为 50～100 km. 在航天器 1与航天器 2上安装 2套方向观测设备.

表 1　编队星座轨道根数

航天器编号	α/m	e	i/(°)	ω/(°)	Ω/(°)	M/(°)
航天器 1	7 135 601.41	0.0013	98.423 366 00	89.999 883 98	269.999 208 1	270.0
航天器 2	7 135 601.41	0.0009	98.424 688 60	71.453 011 13	270.001 563 8	288.547 217 9
航天器 3	7 135 601.41	0.0009	98.426 045 39	108.547 104 8	269.000 228 0	251.452 782 0

2.1　观测手段分析

对精密星间距离测量:有多种观测技术手段作为选择,如:CDMA(码分多址)体制下的伪距和载波相位测量、雷达以及激光测距等. 在导航领域中最常用的伪距测量精度可达到 6 cm,载波相位测量精度优于 5 mm.

对于方向观测,可采用星敏感器作为观测手段,对于小视场星敏感器,国外设备的分辨率可达到或优于 1″.高精度星敏感器对目标卫星和背景恒星照相观测,获得目标卫星与背景恒星之间的角距观测量,经过换算后可以得出被测卫星相对测量卫星在地心天球坐标系中的赤经和赤纬,当采用像素分辨率为 1的星敏感器,采用内插平滑滤波算法,使空间定向参数精度达到或优于 0.1″,可作为编队卫星的高精度轨道自主确定的方向观测量.

2.2　星间跟踪条件仿真

对于近距离编队飞行星座,卫星之间的通视性可以保证,但卫星间相对的方向变化较快并且变化范围较大,星间无线电测量能力主要取决于天线跟踪能力.

针对以上编队星座,在星固坐标系中各卫星之间的相对方向变化如图 1所示. 由图可见,卫星与卫星方向变化小于 2°.若跟踪天线主瓣宽度大于 2°,可以保证 24 h内有效的星星跟踪测量.

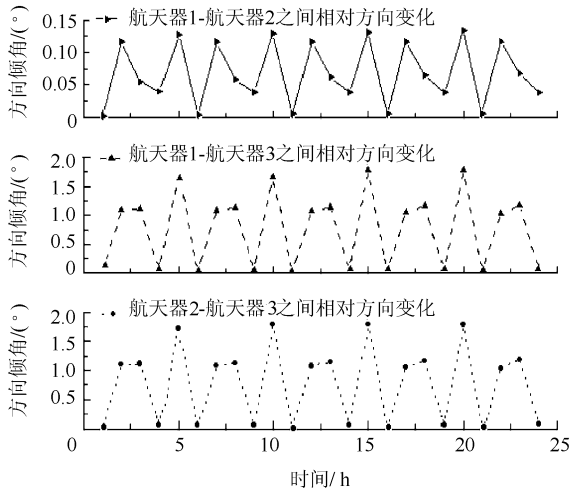


图 1　编队星座各卫星间相对方向变化曲线

2.3　测向卫星观测星等仿真

在星间进行绝对定向观测时,要有高性能的星间定向观测设备. 在照相观测中,需要利用目标卫星的反射光来成像. 由于观测设备的探测能力是一定的,因此对目标卫星的形状、大小、反射率、相对距离有相应的要求:

1) 形状:最好是球形或圆柱形光滑表面,这样在各个方向反射比较均匀;

2) 大小:目标卫星的表面积越大,反射光越强. 因此反射面要尽量较大,但考虑到制造、发射的难度不能要求太高,编队卫星直径 >1 m;

3) 反射率:卫星表面的反射率越高,反射的能量就越多. 由于表面材料的限制,初步设计为反射率为 7%～15%;

4)相对距离:星间相对距离约 50～100 km. 为便于进行星间照相观测,目标卫星与照相卫星应近似在同一个轨道面上.

设编队卫星的直径为 1 m,反射率为 7.3%～15%,球形和柱形表面 (D =1.0 m, l =2.0 m)估算结果如表 2、表 3所示.

表 2　直径为 1 m的球形卫星视星等估算结果

参数	相对距离/km					
	50	60	70	80	90	100
估计星等(反射率 7.3%)	0.55	0.94	1.28	1.57	1.82	2.05
估计星等(反射率 15%)	-0.24	0.16	0.5	0.79	1.04	1.27

表 3　直径 1 m,长 2 m的圆柱形卫星视星等估算结果

参数	相对距离/km					
	50	60	70	80	90	100
估计星等(反射率 7.3%)	1.2	1.59	1.93	2.22	2.47	2.7
估计星等(反射率 15%)	0.41	0.81	1.15	1.44	1.69	1.92

从上述分析可见,对于编队卫星,100 km的相对距离可以达到 1～2星等的亮度,一般的星敏感器均可满足其探测能力要求,在卫星的可见性上是没有问题的. 同时目前国内星敏感器探测最大视场可到 20°×20°,而对于此编队星座只要实现 2°×2°～5°×5°的视场便可满足编队卫星之间的相对方向观测要求,缩小观测视场对提高精度具有一定的好处.

2.4　轨道确定精度仿真

对上述提出的编队星座相对位置精确测定和

自主定轨方法,进行了精度仿真,采用动力学定轨法,定轨弧长 1 d,分别对不同的观测精度及采样间隔进行轨道确定精度仿真计算. 同时仿真计算中考虑了轨道力学模型误差,理论轨道和轨道改进分别采用了不同的地球引力、光压和大气模型,不同力学模型给出的两条卫星轨道外推 24 h的轨道差约 100 m. 表 4～表 6给出了在不同观测误差状态下的编队星座的定轨结果. 表中 d*x*, d*y*, d*z* 为定轨弧段上的平均误差.

表 4 编队星座不同采样间隔的定轨结果

定轨结果		采样间隔/s				
		1	2	5	10	30
绝对	d*x*	5.44	5.53	5.60	5.99	6.12
精度	d*y*	21.74	22.42	20.69	19.78	19.62
/m	d*z*	19.54	20.38	18.75	17.71	17.59
相对	d*x*	0.35	0.43	0.54	0.73	1.07
精度	d*y*	6.12	7.65	7.50	11.24	15.16
/cm	d*z*	1.73	2.17	2.74	4.12	4.25

注:测距噪声 0.02 m,测向噪声 0.1″

表 5 编队星座不同采样间隔的定轨结果

定轨结果		采样间隔/s				
		1	2	5	10	30
绝对	d*x*	5.42	5.48	5.54	5.81	5.69
精度	d*y*	21.70	22.32	20.61	19.72	19.39
/m	d*z*	19.50	20.28	18.67	17.63	17.43
相对	d*x*	0.27	0.33	0.40	0.49	0.68
精度	d*y*	5.57	6.72	7.07	9.09	11.43
/cm	d*z*	1.60	1.96	2.38	3.09	3.12

注:测距噪声 0.01 m,测向噪声 0.05″

表 6 测距噪声对编队卫星定轨结果的影响

定轨结果		测距噪声/m				
		0.10	0.05	0.02	0.01	0.005
绝对	d*x*	6.26	6.13	5.99	5.94	5.90
精度	d*y*	19.86	19.80	19.78	19.80	19.81
/m	d*z*	18.10	17.88	17.71	17.67	17.65
相对	d*x*	1.98	1.24	0.73	0.54	0.43
精度	d*y*	14.67	13.09	11.24	10.03	8.99
/cm	d*z*	7.20	5.54	4.12	3.67	3.43

3 结 论

1) 本文提出的利用编队飞行星座星间高精度测距和定向观测方法可以实现整个星座全自主绝对轨道确定和高精度相对位置确定. 在测距误差优于 2 cm及测向误差优于 0.1时,绝对轨道确定精度可以优于 20 m,相对位置确定精度可优于 10 cm. 改进观测精度和算法,可以进一步提高绝对轨道确定和相对位置的测定精度.

2) 从仿真结果可以看出,观测采样间隔 30 s以内,轨道误差变化较平缓,相对误差与采样间隔有较明显关系. 当采样间隔由 30 s降到 1 s时,相对误差最大分量从 16 cm降到 6 cm. 可考虑未来的采样间隔控制在 10 s以内即可,相对较低的采样率需求有利于工程实现.

3) 仿真结果中显示绝对位置误差大小与采样间隔无明显关系,其中的主要误差是星座的整体平移误差相对较大. 可考虑进一步提高精度的措施是,提高轨道力学模型精度,同时在轨道力学模型精度满足要求的条件下加大定轨弧段长度,为此开展力学模型精化研究对提高其绝对轨道测定精度具有重要意义.

4) 对于编队卫星的定向观测来说,当星间距离在 100 km时,卫星的亮度约为 1～2星等左右,一般的星敏感器的灵敏度均高于该亮度,在卫星的可见性上是没有问题的. 2°×2 到 5°×5 的观测视场可以满足编队卫星之间相对方向观测的要求. 高精度的星敏感器可以作为方向测量的观测手段,高精度的探测设备对实现编队星座的高精度相对位置测定具有重要意义.

参考文献 (References)

[1] Binning Patrick W. A widelane inter resolution technique for relative navigation between spacecraft[C]//Proceedings of ION GPS-98 Conference. Nashville, TN: [s.n.], 1998: 1577-1586

[2] Garrison J L, Penina A. Relative navigation in elliptical orbits using an iterative nonlinear filter[C]//Proc of the ION GPS-97 Conference. Kansas City, MO: [s.n.], 1997: 745-754

[3] Olsen Eric A, Park Chan-Woo, How Jonathan P. Carrier-phase bias initialization for formation flying vehicles with onboard pseudoolites[C]//Proc of the ION GPS-99 Conference. Nashville, TN: [s.n.], 1999

[4] Isao K, Masaaki M, Suzuki T. Analysis and evaluation of GPS relative navigation using carrier phase for RVD experiment satellite of ETS-VII[C]//Proc of the ION GPS-00 Conference. Salt Lake City, UT: [s.n.], 2000

[5] Park Chan-Woo, How J P, Larry C. Sensing technologies for formation flying spacecraft in LEO using CDGPS and an inter-spacecraft communications system[C]//Proc of the ION GPS-00 Conference. Salt Lake City, UT: [s.n.], 2000

[6] Ebinuma T, Bishop R H, Lightsey E G. Hardware-in-the-loop GPS test facility for spacecraft autonomous rendezvous[C]//Proc of the ION GPS-01 Conference. Salt Lake City, UT: [s.n.], 2001

[7] Park Chan-Woo, Philip F, Nick P, et al. Decentralized relative navigation for formation flying spacecraft using augmented CDGPS[C]//Proc of the ION GPS-01 Conference. Salt Lake City, UT: [s.n.], 2001

(责任编辑:张 嵘)