

基于 GPS 载波相位的微卫星 姿态算法研究

何秀凤

(河海大学土木学院 南京 210098)

刘建业

(南京航空航天大学自动化学院)

摘 要

GPS 姿态系统是利用 GPS 载波相位测量来确定载体的航向和姿态角。本文对微卫星的 GPS 姿态系统进行了研究,重点解决短基线的 GPS 姿态算法;讨论了姿态价格函数的最小化方法。测试结果表明,所提的算法对小于 1 m 的基线是有效的。

关键词 GPS; 姿态; 微卫星; 传感器; 载波相位

1 引言

微卫星已经广泛用于通信和测量。目前测量微卫星姿态的传感器有地球传感器,太阳传感器等。由于这些传统的传感器有体积大、重量重、成本高等问题,多年来人们一直在开发用于微卫星姿态测量的新传感器,可能最有意义的是从机械陀螺到光学和电子陀螺的跨越。比如在运载火箭上开始应用激光陀螺。但由于质量和功率要求的原因目前尚没有应用到卫星上。目前,美国 Crossbow 公司开发了一种微型陀螺测量组件^[1],相比传统陀螺更轻,更便宜,结构更简单。这种微型陀螺测量组件可望不久的将来应用到卫星上。

美国 Stanford 大学的 Cohen 和 Parkinson 自 1990 年开始研究用 GPS 技术来测微卫星的姿态,并将开发的 GPS 姿态系统用于 RADCAL 微卫星姿态测量和控制^{*}。与传统的卫星姿态传感器相比, GPS 姿态系统成本低、体积小、重量轻、功耗少,当然也存在数据率低、可靠性受卫星机动影响、不是完全自主式的姿态系统等缺点。但作为一种新型的姿态传感器无疑给微卫星姿态增加了一种新的测量方法,它的出现可以作为一个姿态传感器与陀螺组合构成一种组合姿态系统,用来测量卫星的姿态,也可以作为单独的姿态系统用于低动态或民用场合。由 GPS 和陀螺构成的组合姿态系统,具有精度高、抗干扰能力强、机动性好、和大角度捕获物体能力强等优点,是一种较理想的卫星姿态测量系统。

本文研究基于 GPS 载波相位姿态算法。GPS 姿态系统的姿态精度随基线的增长而提高,但微卫星具有小尺寸的特点。因此,本文重点研究小于 1 m 基线的 GPS 姿态系统

2001-11-05 收到原稿, 2002-11-08 收到修定稿

^{*} Cohen C E. Attitude determination using GPS. Ph.D Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, 1992, 1—20

算法, 并给出相关的测试结果. 此外, 用微型陀螺测量组件辅助这种超短基线的 GPS 姿态系统来提高姿态精度和可靠性的研究工作正在进行之中, 有关的测试结果将陆续报道.

2 坐标系及转换阵

载体坐标系和轨道坐标系之间的方位关系确定了卫星的姿态, 如图 1 所示, 即卫星机体坐标系 b 系 (xyz) 和轨道坐标系 O 系 ($x_0y_0z_0$) 之间的方位关系. 卫星轨道系到机体系间的转换矩阵 C_0^b 为

$$C_0^b = [C_{ij}]_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} \cos \theta_y \cos \theta_z & \cos \theta_y \sin \theta_z & -\sin \theta_y \\ -\cos \theta_x \sin \theta_z + \sin \theta_x \sin \theta_y \cos \theta_z & \cos \theta_y \cos \theta_y + \sin \theta_x \sin \theta_y \sin \theta_z & \sin \theta_x \cos \theta_y \\ \sin \theta_x \sin \theta_z + \cos \theta_x \sin \theta_y \cos \theta_z & -\sin \theta_x \cos \theta_z + \cos \theta_x \sin \theta_y \sin \theta_z & \cos \theta_x \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中, $i, j = 1, 2, 3$, θ_x 为横滚角 (roll), θ_y 为俯仰角 (pitch), θ_z 为航向角 (yaw).

由 (1) 式可得:

$$\theta_x = \arctan \left(\frac{C_{23}}{C_{33}} \right), \quad (2)$$

$$\theta_y = -\arcsin(C_{13}), \quad (3)$$

$$\theta_z = \arctan \left(\frac{C_{12}}{C_{11}} \right). \quad (4)$$

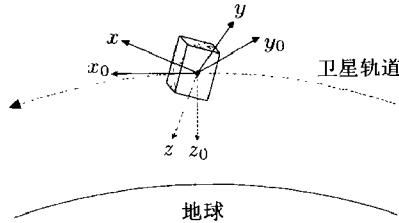


图 1 坐标系示意图

Fig.1 The coordinate system in attitude determination

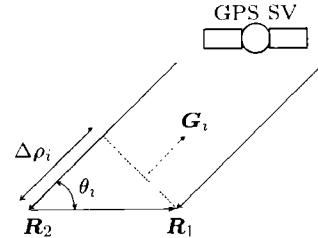


图 2 GPS 载波相位定姿原理

Fig.2 GPS attitude determination via carrier phase

3 基于 GPS 载波相位测量的姿态算法

如图 2 所示, GPS 主天线位置 R_2 与子天线位置 R_1 间的基线向量定义为

$$b = R_1 - R_2. \quad (5)$$

2 个 GPS 天线间的距离差 $\Delta \rho_i$ 为

$$\Delta \rho_i = |b| \cos \theta = b^T C_0^b G_i. \quad (6)$$

这里 G_i 为天线到第 i 个 GPS 卫星的视线向量. 假设 $\Delta\phi_i$ 和 k_i 分别为天线间的载波相位测量差的小数部分和整数部分, 考虑测量噪声, 则有

$$\Delta\phi_i = \mathbf{b}^T \mathbf{C}_0^b \mathbf{G}_i - k_i + \nu_i. \quad (7)$$

其中, ν_i 为测量白噪声. 对第 j 个基线向量, 则有

$$\Delta\phi_{ij} = (\mathbf{b}_j)^T \mathbf{C}_0^b \mathbf{G}_{ij} - k_{ij} + \nu_{ij}, \quad (8)$$

$$\mathbf{b}_j = [b_1 \ b_2 \ \cdots \ b_m]. \quad (9)$$

其中, $i = 1, 2, \dots, n$, n 为可见 GPS 卫星数; $j = 1, 2, \dots, m$, m 为基线向量数, $\mathbf{G}_{ij}$ 为第 j 个基线向量, 天线到第 i 个 GPS 卫星的视线向量.

令 $\mathbf{C} = \mathbf{C}_0^b$ ($\mathbf{C}\mathbf{C}^T = \mathbf{I}$), 则有如下姿态性能指标*:

$$J(\mathbf{C}) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \frac{1}{\sigma_{ij}^2} [\Delta\rho_{ij} - (\mathbf{b}_j)^T \mathbf{C} \mathbf{G}_{ij}]^2, \quad (10)$$

$$\Delta\rho_{ij} = \Delta\phi_{ij} + k_{ij}. \quad (11)$$

σ_{ij} 为天线间载波相位差测量噪声的方差 ($0.026=0.5/19$ cm). 令

$$\Phi = (\mathbf{b}_j)^T \mathbf{C} \mathbf{G}_{ij}, \quad (12)$$

给定初始阵 $\mathbf{C}_0$, 对小姿态角变化量 $\delta\theta$, 式 (12) 可表示为

$$\Phi = (\mathbf{b}_j)^T \delta \mathbf{C} \mathbf{C}_0 \mathbf{G}_{ij}, \quad (13a)$$

$$\delta \mathbf{C} = \mathbf{I} + [\delta\theta \times], \quad (13b)$$

$$\delta\theta = [\delta\theta_x \ \delta\theta_y \ \delta\theta_z]^T, \quad (13c)$$

$$[\delta\theta \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\theta_z & \delta\theta_y \\ \delta\theta_z & 0 & -\delta\theta_x \\ -\delta\theta_y & \delta\theta_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (13d)$$

考虑式 13(a)—13(d), 式 (10) 的姿态性能指标可近似为

$$\begin{aligned} j(\delta\theta)|_{C_0} &\approx \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \frac{1}{\sigma_{ij}^2} \{\Delta\rho_{ij} - (\mathbf{b}_j)^T (\mathbf{I} + [\delta\theta \times]) \mathbf{C}_0 \mathbf{G}_{ij}\}^2 \\ &= \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \frac{1}{\sigma_{ij}^2} \{\Delta\mathbf{S}_{ij} - (\mathbf{b}_j)^T [\delta\theta \times] \mathbf{C}_0 \mathbf{G}_{ij}\}^2, \end{aligned} \quad (14a)$$

$$\Delta\mathbf{S}_{ij} = \Delta\rho_{ij} - (\mathbf{b}_j)^T \mathbf{C}_0 \mathbf{G}_{ij}. \quad (14b)$$

式中, $[\delta\theta \times]$ 表示向量 $\delta\theta$ 的反对称阵, 将式 (14a) 中 $(\mathbf{b}_j)^T [\delta\theta \times] \mathbf{C}_0 \mathbf{G}_{ij}$ 项转换为

$$[(\mathbf{C}_0 \mathbf{G}_{ij}) [\mathbf{b}_j \times]] \cdot \delta\theta.$$

* 见 55 页注

式中, $[b_j \times]$ 是基于基线向量 b_j 的反对称阵, 线性化的姿态性能指标可表示为

$$\delta J(\delta \theta)|_{C_0} = \|H \cdot \delta \theta - \Delta S_{ij}\|_2^2, \quad (15)$$

H 是测量矩阵,

$$H = \begin{bmatrix} (C_0 \Delta G_{1j})^T [b_j \times] \\ (C_0 \Delta G_{ij})^T [b_j \times] \\ (C_0 \Delta G_{nj})^T [b_j \times] \end{bmatrix}, \quad (16)$$

最小化上述姿态性能指标可求解姿态角, 即

$$\min_{\delta \theta_x, \delta \theta_y, \delta \theta_z} \{\delta J(\delta \theta)|_{C_0}\}. \quad (17)$$

4 系统测试与结果

本文以其一低轨道微卫星(如图3所示)为应用对象, 验证上述姿态算法. 卫星重量约 100 kg, 尺寸约为 1 m^3 . 根据上述微卫星的尺寸, 我们设计了 1 m 基线长度的地面试验的天线结构. 采用 Garmin GPS 25LP OEM 接收机进行测试. 图4显示了测试中可见星

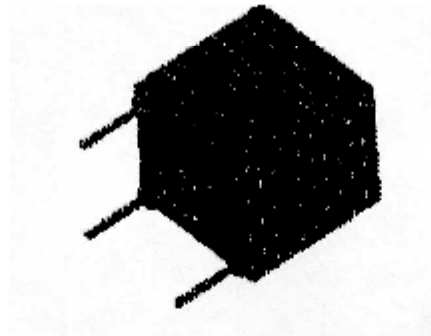


图3 低轨道微卫星

Fig.3 Low earth orbit (LEO) Micro-satellite

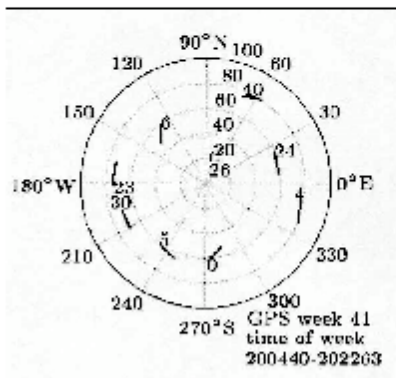


图4 可见星分布图

Fig.4 The sky plot of visible satellites

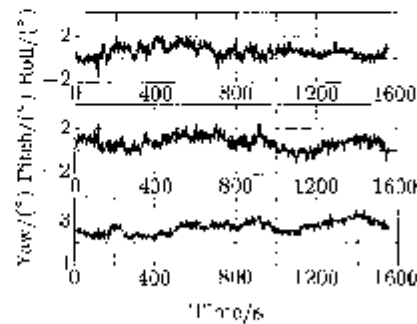


图5 姿态估计值

Fig.5 Static attitude estimations

的情况, 图 5 显示了 25 min 静态试验的姿态估计值. 从图 5 可以看出, 姿态系统给出的姿态估计值是稳定的. 在静态条件下, 姿态误差小于 1° .

5 结论

通过静态测试可以看出, 文中的姿态算法是有效的. 为了进一步提高姿态精度, 我们将使用 Ashtech G12 OEM 板来取代 Garmin GPS 25 OEM 板. 此外, GPS 与 3 个微型陀螺组件构成的组合姿态系统也在研究开发中. 组合系统将有较好的实时性, 有利于卫星姿态测量系统可靠性和精度的提高.

参 考 文 献

- [1] White E, Rios J A. FAA certification of a MEMS attitude and heading reference system. In: Proc. ION GPS 2001, 2001. 1349—1360
- [2] Yu X D, Ling K V, Nagaragan N. LEO satellite attitude determination based on GPS. In: Proc. 38th IEEE Conf. Dec. Cont., 1999. 1988—1992
- [3] Axelrad P, Behre C P. Attitude estimation algorithms for spinning satellites using the global positioning system phase data. *J. Guid. Cont. Dyn.*, 1997, **20**(1):164—169
- [4] Bar-Itzhack I Y, Montgomery P Y, Garrick J C. Algorithms for attitude determination using the global positioning system. *J. Guid. Cont. Dyn.*, 1998, **21**(6):846—852
- [5] Chen D, Lachapelle G. A comparison of the FASF and least-squares search algorithms for on-the-fly ambiguity resolution. *J. Ins. Nav.*, 1995, **42**(2):373—390

MICRO-SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION USING GPS CARRIER PHASES

HE Xiufeng

(College of Civil Engineering, Hehai University, Nanjing 210098)

LIU Jianye

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The GPS carrier phase measurements are used to determine the attitude of a vehicle. A technique based on the attitude cost function is proposed for attitude determination assuming that the cycle integer ambiguities are known. The method that minimizes the cost function is discussed. To verify the method proposed, the experiments have been conducted, and the testing results are given in this paper.

Key words GPS, Attitude, Micro-satellite, Sensor, Carrier-phase