

基于 GPS 的中、高轨道航天器定轨研究^{*}

刘海颖 王惠南

(南京航空航天大学自动化学院 南京 210016)

摘 要 利用 GPS 确定空间航天器轨道, 尤其是 GPS 在中、高空间航天器定轨中的应用. 针对中、高轨道中可见星少及 GPS 信号微弱等问题, 提出了有效的微弱信号检测算法, 提高了 GPS 接收机的接收能力. 同时提出了利用伪加速度测量和轨道约束进行定轨解算的新方法, 使得在 HEO (高偏心轨道) 中利用两颗可见星可以解算定位解, 对 GEO (静止地球轨道) 只用一颗星就可求解, 仿真结果表明该方法具有很好的效果.

关键词 GPS; GEO; HEO; 微弱信号检测; 轨道约束

中图法分类号 V249.122

Orbit Determination of Satellite on the Middle-High Earth Orbit Based on GPS

LIU Haiying WANG Huinan

(College of Automatic Control, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Abstract The using of GPS (Global Positioning System) in space orbit solution is discussed, especially in the application of HEO (Highly Eccentric Orbit) and GEO (Geodetic Earth Orbit). Aiming at the disadvantage factors of the shortage of visible emitter and weak GPS signal in the HEO and GEO, an efficient algorithm is developed for the acquisition of weak GPS C/A signals. The signals with very low signal-to-noise ratios can be successfully acquired. The capture ability of GPS receive is greatly enhanced that can capture the signal with SNR of 25 dB using the method introduced in this paper. At the same time an original technique based on pseudo-acceleration measurement to compute the fix solution with the spaceborne receiver is presented. The pseudo-acceleration measurements can be computed by pseudorange difference, and the relation between the position and the acceleration can be obtained by Newton's law. When only two transmitters are visible in HEO or only one transmitters is visible in GEO, the state of the receiver (position, velocity, clock bias, and drift) can be obtained. A simulation illustrates that the error is within 100 m in the orbit of 4000 km high and within 2 km in the height of 36 000 km. The simulation result shows that the method in this paper is effective.

Key words GPS, GEO, HEO, Weak Signal acquisition, Orbit constraints

^{*} 教育部博士点基金项目 (20030287005)

2004-03-09 收到原稿, 2005-05-13 收到修定稿

1 引言

GPS 可以实现全球、全天候、高精度、实时定位. GPS 在地面、低空及低轨道航天器上的应用研究已经开展得比较深入^{[1],[2]}, 并有不少成功应用. 目前, 航天器定轨主要采用动力学模型法、天文导航等方法, 但动力学法计算复杂且建模困难, 天文导航定轨精度差, 应用航天器载 GPS, 则能大大简化定轨设备, 降低成本、提高精度. 而在中、高轨道应用中, 与低轨道 (LEO) 相比, 航天器载 GPS 有着不同的运动特性和信号水平, 用于低空中的 GPS 接收机很难应用于中、高轨道航天器. 国内对 GPS 在中、高轨道应用的可行性上有了一些初步研究^[3], 但对于在实际应用中需要解决的问题还没有较深入的探讨. 本文从提高 GPS 接收机性能出发, 除了利用主波束外, 最大可能地利用旁瓣信息, 提出了有效的 GPS 微弱信号捕获算法, 同时给出了利用有限可见星数进行的定轨解算. 这对于 GPS 的全方位应用具有重要意义.

2 存在的问题

在 LEO (低地球轨道, 3000 km 及其以下范围), GPS 的可见星多, 信号条件好; 而对于中、高轨道航天器如 GEO (35 786 km), 由于高于 GPS 星座 (20 200 km), 只能接收地球另一面的 GPS 导航星信号, 只有在 GPS 主天线下行频率主波束边缘构成的环形锥内才能接收到 GPS 信号; GTO (大转移轨道) 在多数时间里也高于 GPS 星座, 如图 1 所示. 地球半径为 6378.14 km, 地球遮挡 GPS 信号半锥角为 13.9° , 环形锥外缘的半锥角为 21.4° , 从 GEO 卫星上只能看到 8.7° — 13.2° 的范围, 当考虑地球表面电离层时情况更差. 从低空到高空可见星逐渐减少, 尤其在 GEO 上, 很少能同时观测到四颗星. 由于可观测 GPS 星少, 同时对于高轨道卫星要从地球另一面接收 GPS 信号, 距离增加, 信号减弱且噪声增大, 大大增加了接收难度, 限制了 GPS 在中、高轨道中的应用. 对于 GPS 自主导航定轨, 可以从以下方面解决*: 增加接收机的接收能力, 合理地天线安置, 增强硬件的抗干扰能力, 稳定的时钟等, 软件上采用好的微弱信号提取算法, 从而降低接收机的

阈值; 导航算法上充分利用有限的 GPS 信号及其他有用信息进行导航定轨. 下面从 GPS 微弱信号处理和利用轨道约束信息解算两方面进行研究.

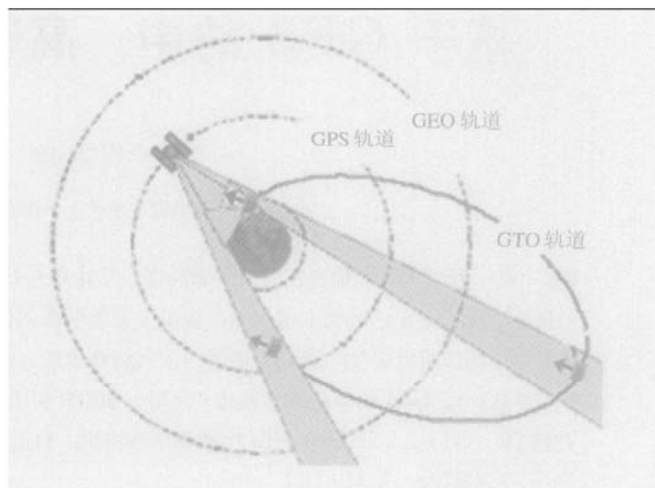


图 1 GPS 星座和空间轨道示意图

Fig.1 GPS constellation and special orbit

3 GPS 微弱信号接收算法

对于空间接收机, 除了充分利用 GPS 主波束的可见信息, 旁瓣的信号也可以利用, 这就需提高接收机对微弱信号的接收能力. GPS 接收机用于接收 GPS 卫星的伪随机码 (PRN) 和载波信号. 当信噪比 (SNR) 非常低时接收机很难进行处理, 多数接收机只能接收到 SNR 大于 35 dB 的信号.

3.1 GPS 信号处理模型

通常接收机对 RF 端接收到的 GPS L1 波段 (1575.42 MHz) 上的 C/A 码进行解调, 使用同步复制码相成技术或平方解调技术. 信号模型^[5]为

$$y_k = Ad(t_k)c[(1+\eta)(t_k - t_s)] \cdot \cos[\omega_{IF}t_k - (\omega_D t_k + \phi_k)] + v_k. \quad (1)$$

其中, y_k 为时间 t_k 时的 RF 终端输出; A 为信号幅值函数; $d(t)$ 为 GPS 数据流; $c(t)$ 为 C/A PRN 码, 周期为 0.001 s; η 为多普勒频移振荡频率; t_s 为 PRN 码的开始时间; ω_{IF} 为 L1 载波信号的频率; ω_D 为多普勒频移; ϕ_0 为初始载波相位; v_k 为噪声; 忽略电离层影响时, $\eta = \omega_D / (2\pi \times 1575.42 \times 10^6)$;

* Moreau M C. GPS receiver architecture for autonomous navigation in high earth orbits. Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering Sciences, University of Colorado at Boulder, 2001

$d(t)$ 频率为 50 Hz, 每隔 20 个 PRN 码周期时出现一次, 有

$$t_m = (0.02m + 0.001i)/(1 + \eta) + t_s, \quad m = 0, 1, 2, \dots \quad (2)$$

信号获取是通过测量值 y 来得到 t_s 和 ω_D , 通常的做法是对信号求相关, 然后进行重构. 设 $\hat{t}_s$ 和 $\hat{\omega}_D$ 是码相位和多普勒频移的估计值, 则有

$$I = \sum_{k=0}^{N-1} y_k c[(1 + \hat{\eta})(t_k - \hat{t}_s)] \cos[(\omega_{IF} - \hat{\omega}_D)t_k], \quad (3)$$

$$Q = - \sum_{k=0}^{N-1} y_k c[(1 + \hat{\eta})(t_k - \hat{t}_s)] \sin[(\omega_{IF} - \hat{\omega}_D)t_k]. \quad (4)$$

其中, N 为符合 $t_{N-1} < t_0 + 0.001/(1 + \hat{\eta})$ 的最大值, 使 $y_0, y_1, \dots, y_{N-1}$ 在 PRN 码的一个周期 (0.001 s) 内. 通过搜索 $\hat{t}_s = t_0, t_1, t_2, \dots, t_{N-1}$ 和 $\hat{\omega}_D = \omega_{Dmin}, \omega_{Dmin} + \Delta\omega_D, \dots, \omega_{Dmax}$, 得到 $P(\hat{t}_s, \hat{\omega}_D) = I^2 + Q^2$. 其中, ω_{Dmin} 到 ω_{Dmax} 为多普勒频移范围. 如果 $P(\hat{t}_s, \hat{\omega}_D)$ 超过了统计噪声的阈值, 则信号捕获成功, 反之不能捕获到信号.

通过快速傅里叶算法能加快相关解算的速度. 设 $\Delta t = t_{k+1} - t_k = a$ 为常数, 则有

$$z(n, \hat{\omega}_D) = z(t_0 + n\Delta t, \hat{\omega}_D) = I + jQ \\ = \sum_{k=0}^{N-1} y_k c_{k-n} \exp[-j(\omega_{IF} - \hat{\omega}_D)t_k]. \quad (5)$$

其中, $c_{k-n} = c[(1 + \hat{\eta})(k - n)\Delta t]$ 为 PRN 码的一个样本, $\hat{t}_{s(n)} = t_0 + n\Delta t$ 为码起始时间. 对于给定的 $\hat{\omega}_n$, 需要对所有的码延时范围 $n = 0, 1, 2, \dots, N - 1$ 计算 $z(n, \hat{\omega}_D)$.

3.2 GPS 微弱信号处理

上述算法对于地面上 SNR 约 50 dB 的 GPS 信号已经够用, 但对中、高轨道的微弱信号就需要改进. 最简单的办法是加权相邻周期的 PRN 码^[6], 设

$$z_l(n, \hat{\omega}_D) = I_l + jQ_l \\ = \sum_{k=Nl}^{N(l+1)-1} y_k c_{k-n} \exp[-j(\omega_{IF} - \hat{\omega}_D)t_k], \quad (6)$$

为第一个 PRN 码周期的相关, 则改进的捕获算法为

$$z_s(n, \hat{\omega}_D) = I_s + jQ_s = \sum_{l=0}^{L-1} z_l(n, \hat{\omega}_D). \quad (7)$$

捕获过程通过搜索 $\hat{t}_{s(n)}$ 和 $\hat{\omega}_D$, 得到阈值 $P_s = (I_s)^2 + (Q_s)^2$. 对式 (7) 在 t_0 到 $t_0 + L \times 0.001$ 的时间间隔, 用 FFT/IFFT 算法求解, 得到 35 dB 以下的阈值.

3.3 改进算法

上述方法计算需要用到当前信号的过去信息. 对上述方法进行改进, 不需要过去时刻的信息, 这样能够增强实时性. 并且, 在计算中引进分段 FFT/IFFT 算法, 将提高计算效率, 同时继续降低捕获阈值.

其基本原理是, 先利用式 (6) 对较短间隔进行相关求和, 分别计算平方幅值, 然后对长时间间隔的平方幅值进行相加. 此方法可以对信号码一半长度的时间间隔进行处理.

$$P_l(n, \hat{\omega}_D) = \sum_{m=0}^{M-1} \left\{ \left[\sum_{l=l_m}^{l_m+L-1} I_l(n, \hat{\omega}_D) \right]^2 + \left[\sum_{l=l_m}^{l_m+L-1} Q_l(n, \hat{\omega}_D) \right]^2 \right\}, \quad (8)$$

其中, $P_l(n, \hat{\omega}_D)$ 为 M 间隔的 P_s 值之和; 每一个短间隔跨度是 PRN 码周期的 L 倍, 从 PRN 码周期的 $l_0, l_1, l_2, \dots, l_{M-1}$ 开始. 利用此方法可以选择足够大的 M , 从而避免在数据传输中进行求和时信号丢失; 且在多普勒频移变化不大时, 不必对每个 $\hat{\omega}_D$ 进行搜索, 可以用 $1000 \times 2\pi/(L + l_{M-1} - l_0)$ rad/s 的间隔. 对于如何选择 L 使得在短间隔求和时没有数据位传输, 保证可靠的捕获信号, 可用交替半位法, 即通过计算两个独立的捕获集 a 和 b . 例如, L 取 10 时, 集合 a 取 $l_0 = 0, l_2 = 20, \dots, l_{M-1} = (M - 1) \times 20$, 集合 b 取 $l_0 = 10, l_1 = 30, \dots, l_{M-1} = (M + 1) \times 20$, 每一个短间隔和是传输位的 50%, 从而必定有一个集合保证了信号捕获的可靠性. 计算中采用分段 FFT/IFFT. 对此算法进行仿真实验, 利用此算法可以使接收机的捕获阈值降到 25 dB 以下, 大大增强了空间接收机的测量能力.

4 利用轨道约束初始化空间轨道解算

4.1 解算原理

经典定位需要观测 4 颗或 4 颗以上的 GPS 卫星信号, 利用最小平方滤波算法即可进行定位解算.

在中高轨道中, 很少能同时观测到 4 颗卫星信号. 此时, 引进轨道约束^[4]信息, 利用伪加速度测量进行解算, 可以提高求解成功率, 缩短接收机初始化时间.

对于位置解算, 未知量为接收机三维坐标 P 和钟差 b ; 对于速度解算, 未知量为接收机速度 v 和钟差漂移率 $\Delta f/f$. 伪距测量模型及伪距率模型为

$$Pd = \rho + b, \quad Pv = \rho' + \frac{\Delta f}{f}. \quad (9)$$

其中, P 为卫星与接收机的方向余弦阵; Pd 为测量伪距; Pv 为伪距率; ρ 为几何距离, $\rho = \|r\| = \|P - P_e\|$; P_e 为 GPS 卫星的位置; ρ' 为 ρ 对时间的导数. 则有

$$\rho' = u \cdot r'. \quad (10)$$

其中, $u = \frac{P - P_e}{\|P - P_e\|}$, $r = v - v_e$, v_e 为 GPS 卫星的速度.

对于通常轨道, 利用动态卫星运动信息, 可以引进向心加速度, 包括卫星的开普勒运动,

$$P'' = -\mu \frac{P}{\|P\|^3}. \quad (11)$$

其中, μ 为向心引力常数. 对于近似圆形轨道, 轨道半长轴 a 和 r 相等, 则由活力公式, 可以进一步引入约束

$$\|v\| - \frac{\mu}{\|P\|} = 0, \quad P \cdot v = 0. \quad (12)$$

对于 GEO 轨道, 可引入约束

$$\|P\| - 42164 \times 10^3 = 0, \quad P_z = 0, \quad v_z = 0. \quad (13)$$

4.2 具体实现

为了应用式 (11), 必须引进卫星的加速度, 利用伪距变化率, 即伪加速度测量模型为

$$Pa = \rho''. \quad (14)$$

其中, ρ'' 为 ρ' 对时间的再次求导, 可得

$$\rho'' = \frac{1}{\|r\|} [r \cdot r'' + r'^2 - (u \cdot r'^2)],$$

$$r'' = -\mu \left(\frac{P}{\|P\|^3} - \frac{P_e}{\|P_e\|^3} \right).$$

注意, 上面所定义的伪加速度是瞬时的, 通过短时间伪距率差分可得到. 此方法中, 位置和速度是紧密相连的, 从而被一起求出, 未知量为 P, v ,

$\Delta f/f, b$ (共 8 个变量). 测量集和限制方程的数量由轨道类型和可见星数量决定, 但要 ≥ 8 才有解. 利用以上算法, 即使只有 2 颗可见星也可以解算圆形轨道的固定解, 而对于 GEO 轨道有 1 颗星即可解算.

4.3 仿真结果

为了验证此方法的有效性, 我们进行了仿真实验. 由于获得实际的 GPS 轨道测量数据有困难, 我们使用国家大地测量网站 (www.ngs.noaa.gov) 提供的处理后的 GPS 星历和各星的实际轨道数据, 原数据为 EF18 格式, 经转换为 SP3 格式. 选取了长达一天的数据对可见星进行了仿真. 其中, 东经 105° , 纬度 0° , 4000 km (中轨道) 和 36 000 km (高轨道) 的可见星情况如图 2 和图 3 所示. 对应可见星数据, 以间隔 10 s 的采样周期, 利用轨道约束算法进行轨道解算, 位置误差如图 2 和图 3 所示.

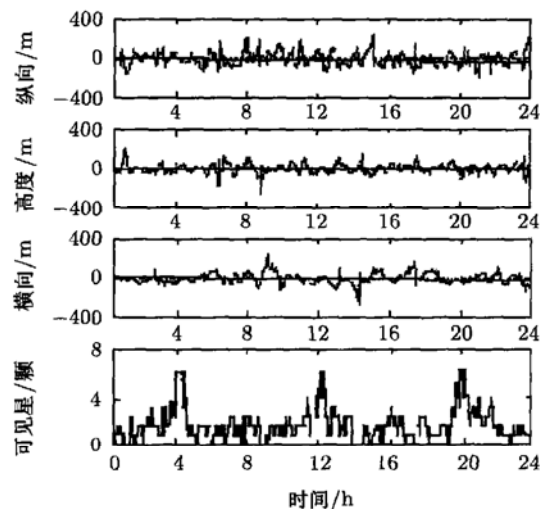


图 2 4000 km 可见星及位置误差

Fig.2 Visible emitter and error of position in 4000 km

从图中可以看出, 在中高轨道, 尤其在 GEO 轨道, 很少能同时观测 4 颗可见星, 所以低轨道的最小二乘解算很难应用于中高轨道情况. 在 4000 km 时, 80% 的时间还能观测 2 颗或以上的可见星, 平均误差约为 100 m, 能达到定轨要求; 在 36 000 km 时, 多数时候只能看到 1 颗卫星, 20% 的时间没有可见星, 最大误差达到 2 km, 结果还是理想的, 能作为初始定轨, 或为其他解算缩小搜索空间.

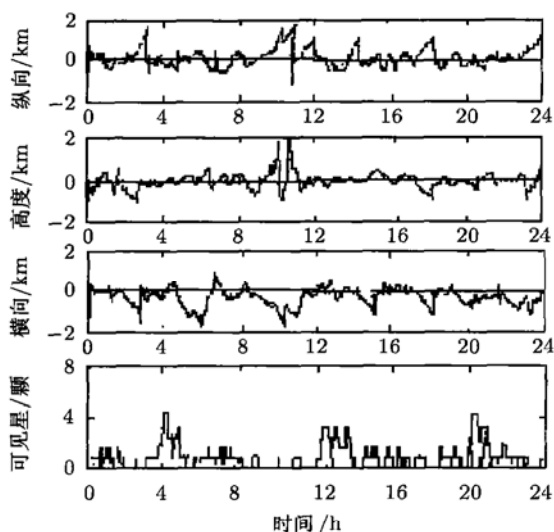


图3 36 000 km 可见星及位置误差

Fig.3 Visible emitter and error of position in 36 000 km

5 结束语

GPS 在中、高轨道航天器的定轨领域研究是一个 GPS 应用的崭新领域. 本文对中、高轨道航天器应用 GPS 自主定轨技术的主要问题及其特点进行了分析, 针对可见星少、GPS 信号弱、噪声大等难点, 给出了相应的解决方案. 本文详细推算了捕获微弱 GPS 信号的算法, 利用改进的捕获算法获取 GPS 数据, 可以不依赖当前时刻以前的信号, 应用分段 FFT/IFFT 对数据进行解算提高了效率. 在增强 GPS 接收能力、提高可见星的条件, 充分利用

有限的观测量, 提出了轨道约束算法, 有效地提高了接收机初始化时间. 本文的研究对于 GPS 在中、高轨道, 如 GEO、大转移轨道 (GTO) 卫星的定轨领域有重要作用, 在卫星定轨、月球探测器近地段导航等应用有参考价值.

参考文献

- [1] Wang Huinan. The Theory and Application of GPS navigation. Beijing: Science Press, 2003. in Chinese (王惠南. GPS 导航原理与应用. 北京: 科学出版社, 2003)
- [2] Song Fuxiang, Zuo Wenji. Algorithm study on autonomous orbit determination for low earth orbit microsatellites using GPS. *Chin. J. Space Sci.*, 2000, 20(1):40—47. in Chinese (宋福香, 左文辑. 近地卫星的 GPS 自主定轨算法研究. 空间科学学报, 2000, 20(1):40—47)
- [3] Yu Jianglin, Liu Dongsheng. The feasibility of determining the orbit of geostationary satellites using GPS. *Chin. Space Sci. Tech.*, 2000, 8(4):36—41. in Chinese (余江林, 柳东升. 利用 GPS 对地球静止轨道卫星定轨的可行性. 中国空间科学技术. 2000, 8(4):36—41)
- [4] Laurichesse D *et al.* Use of GNSS-Based pseudo-acceleration measurement and orbital constraints to initialize spaceborne receiver orbit solution. *Navigation*, 2003, 50(2):95—101
- [5] Tsui J B Y. Fundamentals of Global Positioning System Receivers. A Software Approach. New York: Wiley & Sons, 2000, 133—164
- [6] Akos D M *et al.* Low power global navigation satellite system (GNSS). Signal Detection and Processing. In: Proc. ION GPS 2000. Salt Lake City, UT, 2000, 784—791