航天 GPS 接收机信号搜索捕获策略

杨春宝 尤 政 张 勇

(清华大学 精密仪器与机械学系, 北京 100084) (中国科学院 光电研究院, 北京 100080)

摘 要: 航天 GPS 接收机的无辅助冷启动时间是一项重要指标,研究近地轨道应用的 12 通道 C/A 码导航型接收机减小冷启动时间的方法. 分析 GPS 信号的多普勒频率和伪码相位搜索方法、捕获检测器及其参数选择、多普勒频率搜索步长和伪码搜索速率, 得到多普勒频率搜索步长为 500 Hz,伪码搜索速率为 475 码元/s. 研究轨道倾角、轨道高度、GPS 天线仰角和轨道偏心率等因素对多普勒频率搜索范围的影响. 阐述根据 GPS 卫星间夹角的统计信息选择合理的卫星分配方法. 分析和仿真结果表明,根据 GPS 卫星间夹角的统计信息选择合理的卫星分配方法,可将冷启动时间减少 25% ~30%,影响多普勒频率搜索范围的因素按程度依次为:轨道倾角、轨道高度、GPS 天线仰角和轨道偏心率,再考虑这些因素时可将冷启动时间减少 25% ~40%.

关 键 词: 接收机; 捕获; 全球定位系统; 搜索

中图分类号: TN 967.1; V 4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2005)12-1269-05

Strategy of signal search and acquisition in spaceborne GPS receiver

Yang Chunbao You Zheng

(Department of Precision Instruments and Mechanology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Zhang Yong

(Academy of Opto-electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Unaided cold start time is an important performance of spaceborne global position system (GPS) receiver. Reduction of cold start time was developed for C/A code navigation receiver on low earth orbit(LEO). The search method of frequency and code phase, signal detector and parameters select, doppler bin, and code search speed were analyzed. Doppler bin of 500 Hz and code search speed of 475 chips/s were obtained. The orbital inclination, orbital altitude, elevation of GPS antenna and orbital eccentricity were researched as the influential factors to doppler range. GPS satellite allocation according to statistical information of angle between GPS satellites was discussed. Analysis and simulation shows that the cold start time is reduced by 25% ~30% through this GPS satellite allocation method, the influential factors of doppler range are orbital inclination, orbital altitude, elevation of GPS antenna and orbital eccentricity in regular order with an effect, the cold start time is reduced by 25% ~40% farther considering these influential factors of doppler range.

Key words: receivers; acquisition; global position system; search

收稿日期: 2004-09-23

基金项目: 国家 863 基金资助项目(863-2-5-1.5)

作者简介: 杨春宝(1976-),男,黑龙江青冈人,博士生, yangcb99@mails.tsinghua.edu.cn.

GPS(Global Position System)可用于航天飞行的所有阶段,可用的轨道高度从 200 km 的 LEO(Low Earth Orbit)轨道到超过 GPS 轨道高度的 HEO(High Earth Orbit)轨道[1~3]. GPS 的应用可降低航天器的成本、功耗和重量,通过增强在轨自主性降低航天器的运行成本[1]. 由于多普勒频率搜索范围比地面应用大得多,无辅助冷启动时间是 LEO 轨道应用的航天 GPS 接收机的重要性能指标[1]. 航天 GPS 接收机的无辅助冷启动时间与相关器通道数、GPS 信号搜索和判别策略、GPS 卫星选择等有关. 例如,Motorola Monarch 的冷启动时间为 15 min,SGR-05 冷启动时间为 9 min,具有 24 个相关器通道的 SGR-20 冷启动时间为 3.5 min.

针对航天 GPS 接收机的近地轨道应用,本文分别研究了 GPS 信号的搜索方法、捕获策略、多普勒范围的变化、GPS 卫星分配等问题. 通过分析和仿真,得到减少基于 Mitel(公司现名为 Zarlink)芯片设计的航天 GPS 接收机的无辅助冷启动时间的方法. 该接收机的相关器通道数为 12.

1 GPS 信号搜索和捕获

GPS 接收机改变本地伪码相位和载波频率与接收到的 GPS 信号相关,当相关峰值大于阈值时实现 GPS 信号的捕获,随后启动伪码跟踪环路和载波跟踪环路,实现 GPS 信号的锁定和跟踪. 常用的 GPS 信号搜索方法有并行搜索法和串行搜索法. 基于 FFT 的并行搜索法搜索时间短,信噪比要求低,适合高动态应用场合. 由于航天环境对器件的功耗、可靠性等的限制,以及成本的原因,航天 GPS 接收机一般选用完善的基带芯片,并采用串行搜索法. 串行搜索法同时进行码相位和多普勒频率的二维搜索[4],如图 1 所示,搜索时先设定某频率搜索单元,再滑动本地伪码相位,根据相关器的相关结果判断信号是否捕获.

1.1 载波多普勒搜索

地面应用的 GPS 接收机的载波多普勒变化范围一般为±5 ~ ±10 kHz,航天 GPS 接收机的载波多普勒变化范围要大得多,例如 SGR-10 给出的指标为±45 kHz. 考虑多普勒频率的正负关系,对载波多普勒频率采用逐次逼近扫描方法,从起始单元的两侧依次进行搜索,则本地载波的设定值为

$$f = f_0 + k\Delta f_0 \qquad k = 0, +1, -1, +2, -2, \cdots \tag{1}$$

式中,$f_0 = 1.405\ 396\ 825$ MHz 为标称载波频率;频率搜索步长 Δf_0 满足[4]:

$$\Delta f_0 \leqslant \frac{2}{3}\frac{1}{\Delta T} \tag{2}$$

式中,伪码积分累加时间 $\Delta T = 1$ ms;取 $\Delta f_0 = 500$ Hz.

1.2 伪码相位搜索

伪码相位的搜索方法有直接移相法和频率调整法. 直接移相法通过将本地复制伪码的相位改变 0.5 码元的整数倍完成对整个伪码相位的遍历,对 1 023 码元的搜索次数为 2 046;频率调整法通过将伪码频率附加偏移的方法实现伪码相位搜索,如在积分累加时间 ΔT 内期望的伪码相位变化为 d,则伪码频率的附加偏移为

$$\Delta f_{CA} = \frac{d}{\Delta T} \tag{3}$$

为了提高伪码相位的搜索速度,采用频率调整法,并选择 $d = 0.8$ 码元. 与每次相位改变 0.5 码元的直接移项法相比,频率调整法对 GPS 信号有衰减作用,衰减 0.7 ~ 2 dB,如图 2 所示. 图 2 中,GPS 信号的功率取为 1,且不考虑噪声. 近地轨道应用的 GPS 信号载波噪声比在 38 ~ 52 dBHz 范围内[3],选择 $d = 0.8$ 码元的频率调整法是允许的.

1.3 捕获检测器

在载波多普勒和伪码相位的搜索过程中,根据相关结果 $I^2 + Q^2$ 是否超过给定捕获阈值 T_A 判

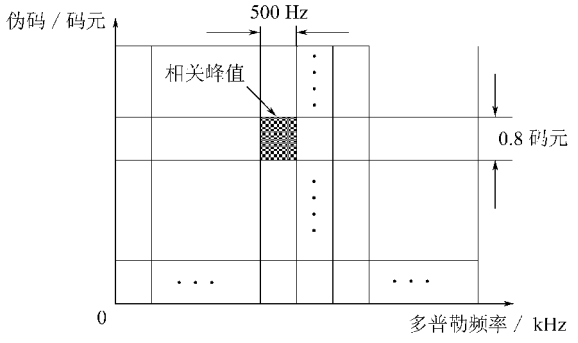


图 1 GPS 信号搜索过程

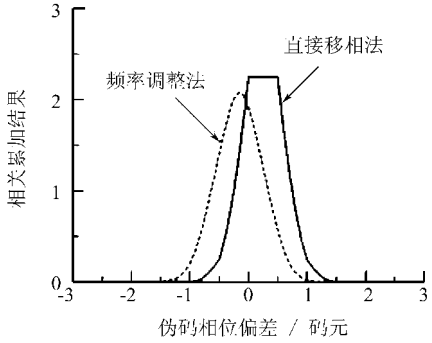


图 2 伪码捕获指示器的仿真结果

断信号捕获状态. 常用的判决方法有 M/N 检测器和 Tong 检测器[5]. 美国宇航局 GSFC(Goddard Space Flight Center)的 PiVoT 航天 GPS 接收机中应用了 Mitel 检测器[3]. 该检测器的执行过程为:当 I^2+Q^2 大于 T_A 时,去除伪码频率的附加偏移,将伪码锁定指示器初值置为

$$L_0 = T_L \tag{4}$$

式中,T_L 为信号失锁阈值. 此后根据新的 I^2+Q^2 对伪码锁定指示器进行滤波更新[5]:

$$L_{k+1} = L_k + \alpha((I^2 + Q^2) - L_k) \tag{5}$$

式中,$k=0,1,2,3,\cdots$;α 为滤波器系数. 当 $L_{k+1}<T_L$ 时,信号失锁,重新进入搜索状态. 对 Mitel 检测器,信号虚警检测时在当前频率和伪码单元的平均逗留时间如图 3 所示,该时间与 T_L 和 α 有关. 本文选定 Mitel 检测器作为捕获检测器,参数设置为 $\alpha=1/256$,$T_L=3.0$ dB,则虚警检测时平均逗留时间约 16 ms.

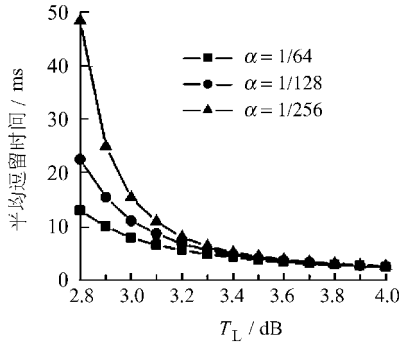


图 3　平均逗留时间与 T_L 的关系

1.4　捕获阈值对搜索时间的影响

无 GPS 信号时,相关结果 $\sqrt{I^2+Q^2}$ 服从瑞利分布,其概率密度函数为

$$p_s(z) = \frac{z}{\sigma_n^2} e^{-\frac{z^2}{2\sigma_n^2}} \tag{6}$$

式中,$z=\sqrt{I^2+Q^2}$;对 Mitel 芯片,根据分析[5]有 $\sigma_n^2=97\ 142$;对给定 T_A 的虚警概率为

$$p_{fa} = e^{-\frac{T_A}{2\sigma_n^2}} \tag{7}$$

虚警检测时,Mitel 检测器增加在当前载波多普勒频率和伪码相位单元的逗留时间,为表述虚警检测对捕获速率的影响,引入虚警因子[4]. 对于本文选定参数的 Mitel 检测器,虚警因子为

$$F_{fa} = 1 + 16p_{fa} \tag{8}$$

则伪码相位的搜索速度为

$$r_{bin} = \frac{d}{F_{fa}\Delta T} \tag{9}$$

不同 T_A 时的 F_{fa} 和搜索 1 023 码元所需的时间如图 4 所示,其中 T_A 为 $10\log(T_A/\sigma_n^2)$. 为提高航天 GPS 接收机在轨捕获的速度,T_A 通常选择稍大. 在航天 *GPS* 接收机的高动态仿真测试中,T_A 选为 8 dB. 此时伪码搜索速度为 475 码元/s.

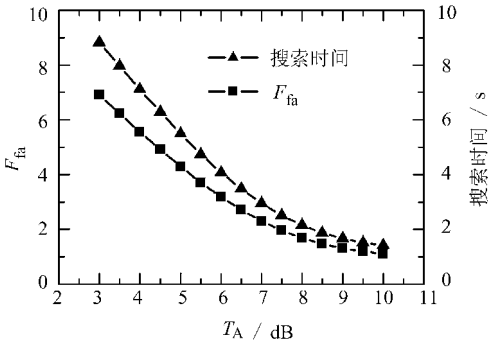


图 4　F_{fa} 和捕获时间与 T_A 的关系

2　多普勒频率搜索范围与轨道参数

航天 GPS 接收机应用于 LEO 轨道时,多普勒频率范围主要由 GPS 卫星和接收机之间的相对速度与接收机时钟的频率稳定度决定. 对于频率稳定度为 1.5×10^{-6} 的接收机时钟,由频率漂移引起的多普勒频率最大为 2 363 Hz. 而 GPS 卫星和接收机间的相对速度则与 LEO 轨道参数有关. 假设 GPS 卫星的轨道为理想轨道,GPS 接收机天线为半球天线,指向天顶点. 通过仿真得到相对速度极值与 LEO 轨道航天器的轨道倾角、轨道高度、轨道偏心率的关系,如图 5、图 6 所示.

对于半长轴为7 000 km的 LEO 轨道,轨道倾角分别为 90°和 30°时,最大相对速度相差 918 m/s. 由于 LEO 轨道偏心率通常较小,一般小于 0.01,对半长轴为7 000 km的 LEO 轨道,当轨道偏心率在0 ~ 0.01 变化时,最大相对速度差值为 30 m/s. 对轨道倾角为 90°的圆轨道,轨道高度分别为400 km和900 km时,最大相对速度变化为 214 m/s. 从以上分析可见,轨道参数对应用于 LEO 轨道的航天 GPS 接收机与 GPS 卫星的相对速度范围有影响,按影响程度依次为轨道倾角、轨道高

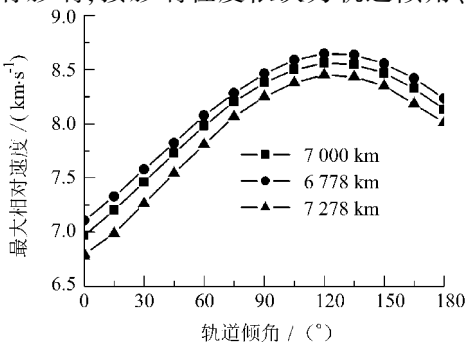


图 5　相对速度极值与轨道倾角的关系

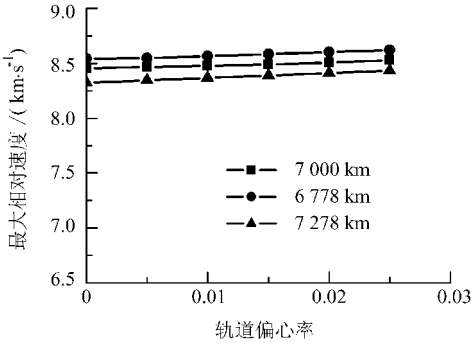


图 6 相对速度极值与轨道偏心率的关系

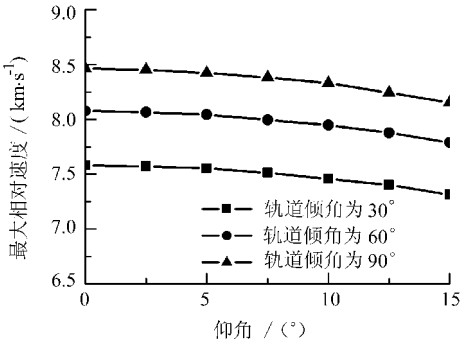


图 8 不同轨道倾角时相对速度极值与天线仰角的关系

度、轨道偏心率.

对工作于不同轨道的航天 GPS 接收机,可根据轨道参数调整其多普勒频率捕获范围,能提高搜索效率,减小冷启动时间. 例如,对分析得到的 918 m/s 的相对速度差值,其对应多普勒频率为 4.8 kHz,则对应多普勒频率搜索范围为 9.6 kHz. 当多普勒频率搜索步长为 500 Hz 时,对应频率搜索单元数为 19,对应的搜索时间约 40 s. 统计结果表明,对于不同轨道参数的 GPS 接收机应用,多普勒频率的变化范围最大可超过 15%.

3 相对速度与接收机天线仰角关系

假设接收机天线为全向天线,在可视时间内 GPS 卫星的仰角和 GPS 卫星与接收机间的相对速度变化如图 7 所示. 相对速度极值出现在仰角 0°的位置,在仰角大于 0°的范围内,相对速度单调增加,即加速度恒为正.

对于轨道倾角为 90°,轨道高度为 400 km 的圆轨道,当观测 GPS 卫星的仰角限制为 5°和 10°时,最大相对速度分别减少 40 m/s 和 134 m/s,如图 8 所示. 由于 GPS 天线的仰角限制一般取为 5°,所以基本不影响多普勒频率搜索范围. 反之,如果多普勒范围设置偏小,将导致在某部分区域内可视的 GPS 卫星捕获不到.

4 GPS 卫星选择方法

如果航天 GPS 接收机的天线为半球天线,且方向一直指向天顶点,则 2 颗 GPS 卫星对地心的夹角大于某值时,这 2 颗 GPS 卫星不可能同时被接收机捕获. 例如对于 7 000 km 的 LEO 轨道,此角度约为 149.6°. 统计一段时间内 GPS 卫星的位置矢量间的夹角,得到以矩阵形式表示的夹角的均值[6]:

$$\boldsymbol{\Theta} = \begin{bmatrix} \theta_{1,1} & \theta_{1,2} & \cdots & \theta_{1,32} \\ \theta_{2,1} & \theta_{2,2} & \cdots & \theta_{2,32} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \theta_{32,1} & \theta_{32,2} & \cdots & \theta_{32,32} \end{bmatrix} \tag{10}$$

式中,$\theta_{i,j}$表示第 i 颗与第 j 颗 GPS 卫星的位置矢量的夹角在某段时间内的均值,有 $\theta_{i,j}=0$,$\theta_{i,j}=\theta_{j,i}$. i, j 为 GPS 卫星的 PRN (Pseudo Random Noise)编号. 根据 GPS 卫星 2003 年 1 月 1 日的星历计算得到各卫星相对于 1 号卫星的夹角的均值和均方差,如图 9a 所示. 当 1 号卫星捕获时,根据图 9a 可知,与 1 号夹角较小的 13 号、20 号的捕获概率要大于夹角较大的 9 号、26 号等. 图 9b 为以 2004 年 1 月 1 日的星历计算得到各卫星相对于 1 号卫星的夹角的均值和均方差,比较图 9a、图 9b 可见,夹角的均值和均方差变化较小. 由此,可根据 GPS 的星历计算得到矩阵 $\boldsymbol{\Theta}$,并固化在航天 GPS 接收机的程序中,在接收机冷启动时根据矩阵 $\boldsymbol{\Theta}$ 合理分配 GPS 卫星,减小冷启动时间.

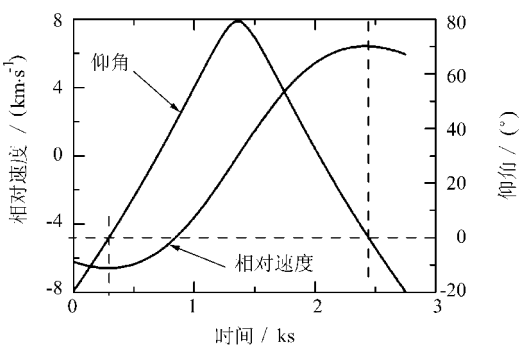
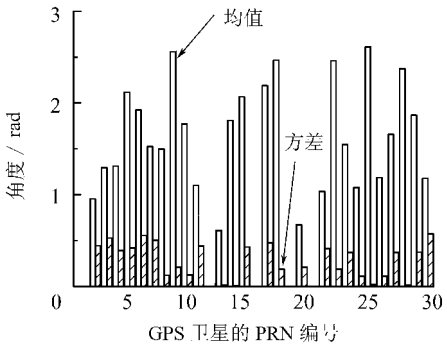
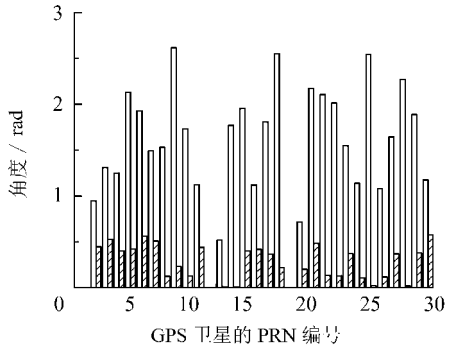


图 7 全向天线可见 GPS 卫星的仰角和相对速度



a 2003 年 1 月 1 日



b　2004 年 1 月 1 日

图 9　1 号卫星与其它卫星夹角的均值和均方差

根据 2003 年 1 月 1 日的星历计算得到矩阵 $\boldsymbol{\Theta}$,根据矩阵 $\boldsymbol{\Theta}$ 确定航天 GPS 接收机冷启动时各相关器通道的卫星分配为 2,4,5,6,7,9, 14,15, 20,23,27,29,这些卫星对应的轨道面为 B5,D4, B4,C1,C4,A1,F1,D5,E1,E5,A4,F5. 当接收机捕获到 GPS 卫星时,根据捕获到的卫星和矩阵 $\boldsymbol{\Theta}$ 调整卫星分配. 例如 1 号卫星成功捕获时,如果其它相关器通道中有一个分配给了 26 号,则停止该通道的搜索,重新分配 13 号或 20 号给该通道.

仿真分析航天 GPS 接收机的冷启动性能,如表 1 所示. 仿真过程中分别比较 3 种 GPS 卫星分配方法:

1) 无任何辅助信息的方法,即接收机遍历搜索 32 颗 GPS 卫星,直到实现首次定位,这是多数接收机采用的冷启动方法;

2) 已知有效 GPS 卫星的方法;

3) 本文所述的方法.

可见,按照本文的方法,冷启动时间可减少 25% ~30%.

表 1　冷启动时间

卫星分配方法		冷启动时间/s		
		最大值	最小值	平均值
方法 1	(2003.1.1)	1 074	152	423
	(2004.1.1)	939	77	405
方法 2	(2003.1.1)	1 074	122	377
	(2004.1.1)	1 069	77	376
方法 3	(2003.1.1)	649	69	272
	(2004.1.1)	774	74	300

5　结　论

本文介绍航天 GPS 接收机的信号搜索和捕获策略,讨论了频率搜索方法、伪码相位搜索方法、捕获检测器,分析了 Mitel 检测器的捕获阈值和失锁阈值的选择对搜索性能的影响. 研究航天 GPS 接收机减少冷启动时间的方法:①选择合适的捕获检测器参数;②根据轨道参数调整航天 GPS 接收机多普勒频率搜索范围;③选择合适的卫星分配方法. 采用以上方法时,可以将冷启动时间减少 25% ~40% (75% ×85% =63.75%).

参考文献 (**References**)

[1] Bauer F H, Hartman K, Lightsey E G. Spaceborne GPS current status and future visions[A]. Proceedings of the 11th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation[C]. Nashville, Tennessee: ION GPS, 1998.1493 ~1508

[2] Balbach O, Eissfeller B, Hein G W, *et al*. Tracking GPS above GPS satellite altitude: first results of the GPS experiment on the HEO mission equator-S[A]. Proceedings of the 11th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation [C]. Nashville,Tennessee:ION GPS, 1998.1555 ~1564

[3] Moreau M C. GPS receiver architecture for autonomous navigation in high earth orbits [D]. Boulder, Colorao: Department of Aerospace Engineering Sciences, University of Colorado, 2001

[4] Kaplan E. Understanding GPS: principles and application [M]. Boston:Artech House,1996

[5] Kent K, Premal M, Chad C, *et al*. A complete IF software GPS receiver: a tutorial about the detalils [EB/OL]. http://www.datafusion. com/gps/baselinereceiver. pdf, 1998-08-07/2004-09-09

[6] Samuli P, Jari S. Improved method for satellite acquisition [A]. ION GPS 2000 [C]. UT: Salit Lake City,2000.1957 ~1961