

文章编号: 1001-2486 (2001) 02-0001-05

GPS 用于月球探测器轨道近地段导航*

王 威, 文援兰, 曾国强, 郝晓宁

(国防科技大学机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 月球探测器轨道近地段飞行要求有精确的位置和速度信息。利用 GPS 的动力法解算能够提供必要的精度。文章给出了探测器近地段的 GPS 可见星条件及数目、动力法导航解算、不同采样周期和不同力模型对导航精度的影响。结果表明, 采用简化力模型和 5s 采样周期的动力法导航能够满足月球探测器近地段导航精度要求。

关键词: 星载 GPS; 月球探测器轨道; 导航; Kalman 滤波

中图分类号: V448.12 **文献标识码:** A

GPS Navigation of the Lunar Probe in the Close Earth Orbit Phase

WANG Wei, WEN Yuan-lan, ZENG Guo-qiang, XI Xiao-ning

(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The lunar probe requires accurate information on position and velocity when it runs on its close phase of orbit. Dynamical estimation with GPS can provide the accuracy needed. This paper presents a description of the conditions about choosing the GPS satellites and the numbers of the available GPS satellites on close phase of orbit, the solutions of dynamical method with GPS, and the influences with different sampling intervals and force models. The results show that the dynamical method with GPS can meet the precision requirement with reduced force models and 5s sampling interval.

Key words: onboard GPS; lunar probe orbit; navigation; Kalman filter

GPS 可实现全球、全天候、高精度、实时的定位、定速和定时。对于航天器载 GPS, 利用伪距和伪距率观测值可根据几何法进行实时导航^{[1][2][3]}, 还可根据动力学模型和 Kalman 滤波进行动力学导航, 提高导航精度。航天器载 GPS 的应用已有大量、详细、深入的研究, 但 GPS 用于月球探测器轨道近地段导航的具体研究尚不多见, 与此相类似的有日本的大椭圆轨道卫星 VSOP^[4], 其 60 分钟 GPS 导航误差为: 位置 33 m、速度 0.1 m/s。

月球探测器从地面发射后, 在地球停泊轨道 (高度约 200 km) 滑行一段后, 沿速度方向加速进入地月转移轨道飞向月球。其地月转移轨道对加速前、后轨道段 (称该轨道段为月球探测器轨道的近地段) 状态非常敏感, 为尽快接近月球, 探测器在地月转移轨道初速将加至 10.9 km/s 以上^{[5][6]}, 因此要求在近地段飞行过程具有高精度的导航 (实时定位、定速) 功能。

本文主要就探测器载 GPS 用于地月转移轨道近地段导航的几个问题进行分析。首先给出了可观测星的判别条件并计算了可见 GPS 卫星的数目; 结合具体的月球探测器轨道近地段, 分析了两个 GPS 导航段的动力学导航精度和不同采样周期、不同力模型对导航精度的影响。研究结果可为实际工程中确定探测器载 GPS 导航能力提供依据。

1 选星条件

月球探测器轨道近地段时空关系变化快, 选星情况较地面复杂, 约束条件增加, 必须满足^[7]:

- (1) GPS 卫星发射天线覆盖。即月球探测器必须在 GPS 卫星发射天线 (主波束) 的覆盖范围内;
- (2) 探测器接收机天线覆盖。即 GPS 卫星必须在月球探测器接收机天线 (主波束) 的覆盖范围内。

* 收稿日期: 2000-12-15
基金项目: 国家 863 高技术资助项目 (863-2-5-3-11a)
作者简介: 王威 (1963-), 男, 高级工程师, 博士生。

1.1 GPS 卫星发射天线覆盖条件

图 1 中, O_E 为地心, R_E 为地球半径; P 为探测器, R_P 为其地心距; σ 为某 GPS 卫星, R_σ 为其地心距 (约为 26 609 km), $R_{P\sigma}$ 为 P 、 σ 之间的距离。当 GPS 卫星定向天线向地面及其上 3000 km 的空间发射信号^[4], 发射天线的覆盖角 $\alpha_0 = 20.6^\circ$, 对地面最大的覆盖角 $\gamma_0 = 76.1^\circ$ 。

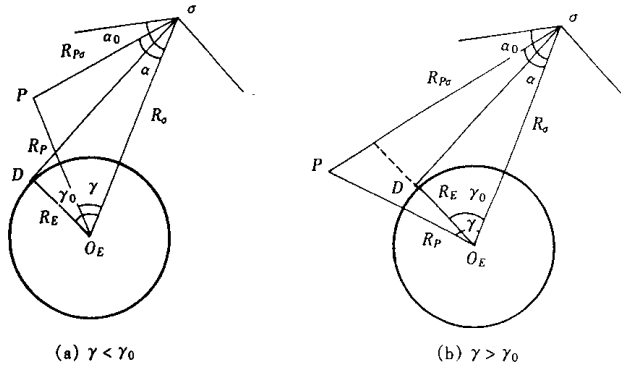


图 1 地球、探测器和 GPS 卫星的位置关系

Fig.1 Location relationship of the earth, probe and GPS sat.

探测器 P 被 GPS 卫星 σ 发射天线覆盖的条件具体为: 当 $\gamma < \gamma_0$ 时 (图 1a), 则 $\alpha < \alpha_0$; 当 $\gamma > \gamma_0$ 时 (图 1b), 则 $(90^\circ - \gamma_0) < \alpha < \alpha_0$ 。

1.2 探测器接收机天线的覆盖条件

探测器接收机天线的覆盖与天线的方向有关。设 n^0 为探测器接收机天线的方向, $R_{P\sigma}^0$ 为探测器 P 到 GPS 卫星 σ 的方向, 设 $\beta = \arccos[n^0 \cdot R_{P\sigma}^0]$, 则当 β_0 为 GPS 接收机天线的覆盖角时, 探测器接收机天线的覆盖条件为 $\beta < \beta_0$ 。一般情况下, 接收机天线覆盖范围最大接近半球并安装在航天器表面, 当有两个天线且反向安装时, 便能覆盖整个球面。例如, 日本的 VSOP 卫星上的 GPS 接收机由 3 个 GPS 天线和一套 GPS 接收机设备组成, GPS 天线安装在箱型体上, 且每一个都是全方位天线, 能够接收半球范围内任何方位的 GPS 信号^[4]。

2 可观测卫星的数目

月球探测器在近地段飞行过程中一般采取对地定向。因此, 如果知道可观测星的数目和分布, 就便于确定天线安装的方向。

2.1 月球探测器的二个 GPS 导航段

取一典型的月球探测器轨道进行研究。其地球停泊轨道为圆形, 有关参数为: 高度 200 km, 倾角 43° , 入轨点的地心坐标为 $L = 121.75^\circ$, $B = 33.33^\circ$, 停泊轨道的入轨时间为 1997 年 2 月 10 日 17:26:17。探测器的飞程序如图 2。由于探测器起旋后的角速度达到 60 rpm, 难以利用 GPS 导航, 所以第一个 GPS 导航段为探测器入轨后至起旋之前的 660.3 s。第二个 GPS 导航段为消旋后, 到观测不到 GPS 卫星时为止^[8]。

2.2 GPS 卫星发射天线覆盖条件下的可观测卫星数

计算结果表明: 在 GPS 卫星发射天线覆盖条件下, 第一 GPS 导航段可观测星数目为 8~10 颗; 在第二 GPS 导航段, 当高度约 2000~3000 km 时, 可见星数达到最多, 约为 18 颗, 这是因为当探测器进入转移轨道时, 轨道高度增加, 地球遮挡影响减小; 由于 GPS 卫星发射天线的覆盖角是固定的, 当探测器轨道高度进一步增加时, 其被 GPS 卫星天线覆盖的概率逐步减少。故可见星数随之减少; 当高度约 4000 km 时, 可见星为 7 颗; 当高度约 5000 km 时, 可见星为 4 颗。在高度约 6000 km 以后的飞

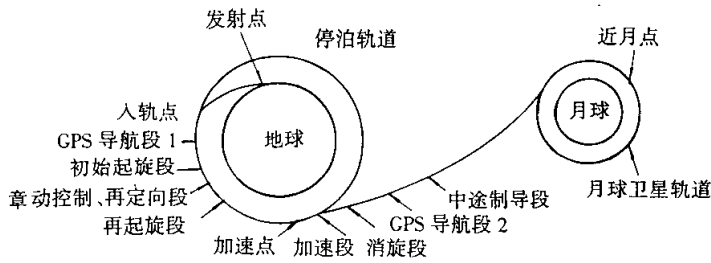


图2 探测器的飞行过程

Fig.2 Flying process of the probe

行过程中，可见星数小于 3 颗。

应该指出，可观测卫星数还与接收天线安装指向有关。图 3 给出了第二 GPS 导航段的天线安装指向天顶时可观测卫星数随高度（时间）变化的情况。

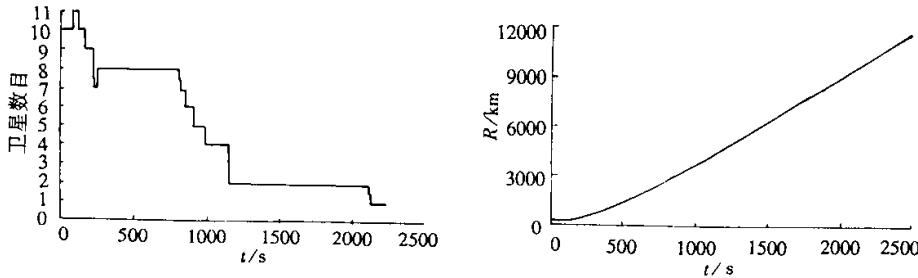


图3 探测器高度与可观测星数目（第二 GPS 导航段）

Fig.3 The probe's altitude and num. of available sat. (No.2 segment)

3 导航精度估计

3.1 导航的精度要求

探测器在飞行过程中，对导航的精度要求为：当探测器的高度小于 6000 km 时，位置和速度的精度要分别好于 20 m 和 0.1 m/s；当探测器的高度大于 6000 km 时，位置和速度的精度要分别好于 100 m 和 0.1 m/s^[9]。

3.2 动力法导航及其精度

利用模拟的方法产生了 C/A 码伪距及伪距变率观测值，精度分别为： $\sigma_\rho = 13.9$ m, $\sigma_{\dot{\rho}} = 0.015$ m/s。该观测值的几何法导航解算结果不能满足探测器导航精度要求。

动力法导航采用卡尔曼滤波方法进行解算，滤波器状态为：位置、速度、接收机钟差、钟差变率和大气阻力系数，即： $X = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, d\tau, d\dot{\tau}, C_d]^T$ ，采样率分别取 1 s、5 s 和 10 s。因为在近地段飞行时间较短，探测器的受力只考虑 4 阶地球引力场摄动、大气阻力摄动和月球引力摄动，在此称为简化力模型。滤波计算的轨道初始位置和速度偏差取 2950 m 和 30.2 m/s。

3.2.1 第一个 GPS 导航段的动力法导航解算

第一个 GPS 导航段探测器在 200 km 高的停泊轨道飞行，动力法导航解算结果（位置、速度）与探测器轨道真值比较，采样率为 5 s 时便满足了位置和速度分别优于 20 m 和 0.1 m/s 的要求，而采样率为 10 s 的动力法不满足此要求。图 4 为采样率为 5 s 的动力法导航解算的位置、速度偏差。

3.2.2 第二个 GPS 导航段的动力法导航解算

第二个 GPS 导航段导航解算结果表明，采样率分别为 1 s、5 s 和 10 s 的导航解算均满足精度要

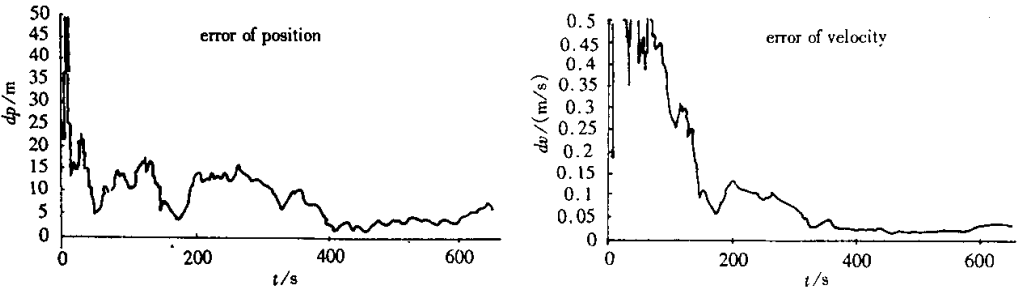


图 4 第一段动力法导航偏差 (采样率 5s)

Fig.4 Navigation errors of dynamical mehtod on No.1 segment (interval 5s)

求,但当轨道高度达 6000 km 时,采样率为 10 s 的动力法导航解算精度接近要求精度。图 5、图 6 分别为采样率分别为 5 s 和 10 s 动力法导航解算的位置、速度的偏差。从图中可以看出,探测器从 6000 km 的高度再往上飞行,由于可观测的卫星只有 1~2 颗,精度在逐步降低;2235 s 后探测器的高度达到 10 300 km 以上,此时不能见到 GPS 卫星,图中最后一段较光滑曲线为该时刻后的纯外推轨道偏差。

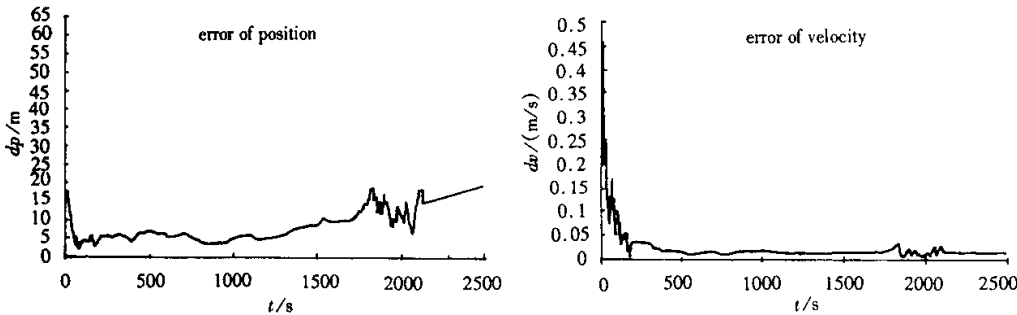


图 5 第二段动力法导航偏差 (采样率 5s)

Fig.5 Navigation errors of dynamical mehtod on No. 2 segment (interval 5s)

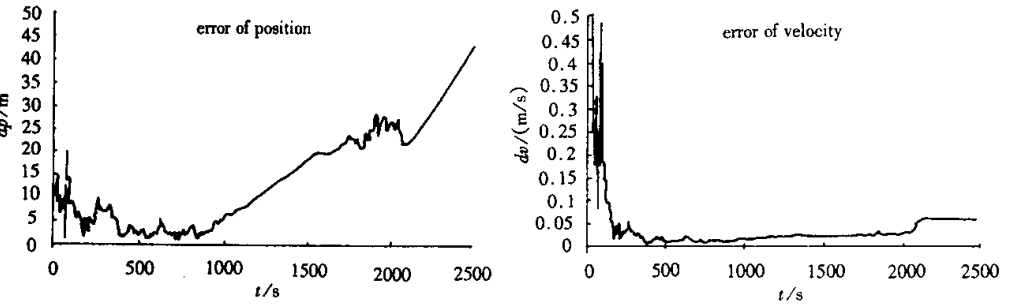


图 6 第二段动力法导航偏差 (采样率 10s)

Fig.6 Navigation errors of dynamical mehtod on No. 1 segment (interval 10s)

3.2.3 精确力模型动力法导航精度

采样率为 5 s 的精确力模型^[9]动力法导航解算的位置、速度的偏差见图 7。同图 5 比较,精确力

模型导航解算精度有所提高,但幅度不大。这是由于月球探测器轨道近地段 GPS 导航时间较短,简化力模型之外的摄动力对导航精度的影响较小。

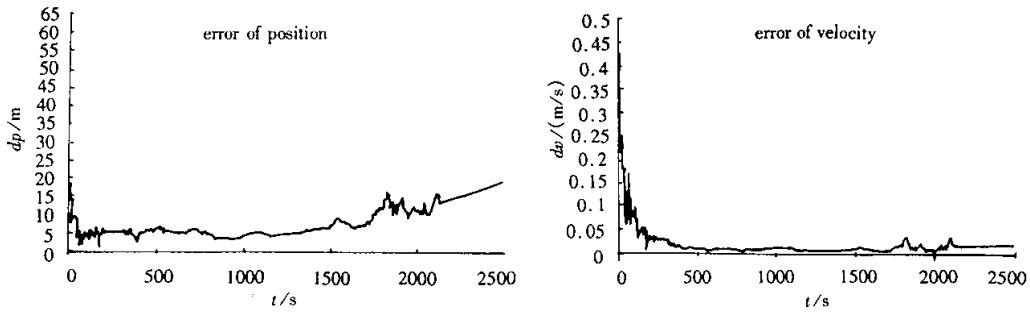


图7 第二段动力法导航的定位、定速的偏差(采样率 5s, 精确力模型)

Fig.7 Navigation errors of dynamical method on No.2 segment (interval 5s, precision force model)

4 结束语

本文以一条具体的月球探测器轨道近地段,分析了 GPS 用于月球探测器近地段导航的几个问题。可以得到如下结论:

- (1) 月球探测器轨道近地段可观测 GPS 卫星数目较多,当天线方向指向天顶时,最多的卫星数目可达 11 颗。如果需要,还可采用安装不同指向接收天线的办法来增加观测卫星数目。
- (2) 采样率为 5 s 的动力法导航可以满足月球探测器轨道近地段导航精度要求;当可观测 GPS 卫星少于 4 颗时,动力法仍能继续导航解算,只是在可观测卫星数目为 1~2 颗时,精度有所下降。
- (3) 在月球探测器轨道的近地段,简化力模型和 5 s 采样率的动力法导航能够满足导航精度要求。实际工程中,简化力模型的使用既能保证解算精度,又能减小机上计算机计算负担。

需要说明的是,本文未考虑 SA 的影响,这是因为目前美国已宣布解除 SA;另外, GPS 接收机也可附加 AS/SA 解码器,以克服 AS/SA 的影响,如 JPL 研制了一种编码数字型接收机 GPSR “Rouge”,这种编码(交叉相关)接收机可避免选择可用性(SA)和反欺骗(AS)的影响^[4]。

参考文献:

- [1] Hofman-Wellenhof B. Lichtenegger H and Collins J [M]. Global Positioning System Theory and Practice, Springer-Verlag Wien New York, 1992.
- [2] 许其凤. GPS 卫星导航与精密定位 [M]. 北京:解放军出版社, 1989.
- [3] 张守信. GPS 卫星测量定位理论与应用 [M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1996.
- [4] 李延兴. GPS 技术新进展 [M]. 天津:天津科学技术出版社, 1995.
- [5] 郝晓宁等. 多约束条件下探测器击中月球轨道设计 [J]. 中国空间科学技术, 1997, 17 (2): 1-7.
- [6] 郝晓宁等. 探测器垂直击中月球的轨道设计 [J]. 空间科学学报, 1998, 18 (2): 161-167.
- [7] 刘斌. 低轨飞行器利用 GPS 定轨的算法研究 [J]. 中国空间科学技术, 1995, 15 (4): 22-31.
- [8] 郝晓宁等. 从地面发射月球探测器的窗口问题 [J]. 天文学报, 2000, 41 (4): 361-372.
- [9] 曾国强. 月球探测器轨道动力学和制导方法研究 [D]. 长沙:国防科技大学, 2000.

