

文章编号: 1000-8349(2005)02-0180-10



关于空间探测器定位在太阳系中 特殊点上的有关问题

刘 林^{1,2}, 侯锡云^{1,2}, 王建峰^{1,2}, 王海红^{1,2}

(1. 南京大学 天文学系, 南京 210093; 2. 南京大学 空间环境与航天动力学研究所, 南京 210093)

摘要: WSO/UV (世界空间紫外天文台) 以及监测太阳活动的特殊探测器 (Solar Sentinel) 都需要在日-地(月)系的平动点附近运行, 且相对日-地(月)系要求其几何位置几乎保持不变, 因此有必要阐明平动点的动力学特征及其附近的运动状况。基于这一点, 对限制性三体模型下, 日-地(月)系中平动点附近扰动运动的稳定性作了详尽的分析, 尤其讨论了共线平动点具有不稳定动力学特征时, 如何使 WSO/UV 这类空间探测器保持在其附近的情况; 同时阐明了轨道保持不变的条件和相应的轨控措施。

关键词: 天体力学; 航天器轨道力学; 空间探测器; 共线平动点; 轨道控制

中图分类号: P139; V412.4⁺1 **文献标识码:** A

1 引 言

继国际紫外探测者 (IUE) 于 1996 年结束其使命之后, 国际天文界就没有发射专门用于紫外观测的空间探测器, 而紫外是一个十分重要的观测波段。于是, 1996 年, ESA 的 IUE 项目科学家 Wamsteker 博士发起、筹备和设计了 21 世纪“世界空间天文台 / 紫外卫星 (WSO/UV)”项目, 并成立了国际联络小组, 希望全世界感兴趣的国家和组织共同参与开展紫外天文学的研究。WSO/UV 是一个工作在紫外波段 (1100~3500 Å) 的通用空间天文观测设备, 它包括 1.7 m 的主镜、紫外高分辨图像仪、紫外高低色散光谱仪、紫外偏振仪等光学装置, 在紫外波段的观测能力将比现有的美国哈勃空间望远镜 (HST) 提高 10 倍。初步确定的发射时间为 2008

收稿日期: 2004-08-09; **修回日期:** 2004-10-27; **特约稿**

基金项目: 国家自然科学基金重大国际合作资助项目 (10073009)

年, 寿命 5 yr, 可以延长 5 yr。WSO/UV 将定点在地球的另一侧 (沿地球到太阳方向), 且相对地球和太阳保持几何位置不变, 这一方面可以减少太阳活动对它的影响, 同时又有利于探测资料的获得。因此, 要求 WSO/UV 随地球一起绕太阳转动, 即在日地旋转坐标系中, WSO/UV 要稳定在日地连线上某点附近。日-地(月)系限制性三体系统中这样的位置是存在的, 即通常所说的共线平动点 (L_1)。

有一类特殊的太阳探测器与 WSO/UV 相似, 它们为了从不同方位 (包括太阳背面) 监测太阳活动, 也需要定位在上述平动点 (包括共线和三角平动点) 处, 以便稳定地监测太阳活动。

为什么可以将探测器定点在平动点附近? 这涉及到平动点的稳定性问题。事实上, 共线平动点是不稳定的, 只有在满足一定的条件下, WSO/UV 这类探测器才能“停留”在该点附近, 其相应的条件就是轨控的依据。三角平动点虽然是稳定的, 但它有一定的稳定范围, 对于日-地(月)系而言, 这一稳定范围较小, 探测器也需要不同程度的轨控。

2 限制性三体问题的平动点

因探测器质量很小, 它不会影响日、地(月)的运动规律, 因此 WSO/UV 这类探测器在日、地(月)引力作用下的运动实为一个限制性三体问题, 探测器即相当于一个质量可以忽略的小天体, 这里将地球和月球作为一个整体, 地(月)即指地-月系质心。而要使探测器定点在相对日-地(月)系的特定位置上, 且相对几何构型不变, 则应采用日-地(月)系质心旋转坐标系 (亦称会合坐标系) $C-xyz$ 来讨论问题, xy 平面即日、地(月)相互绕转的轨道平面, 日、地(月)固定在 x 轴上, 见图 1。

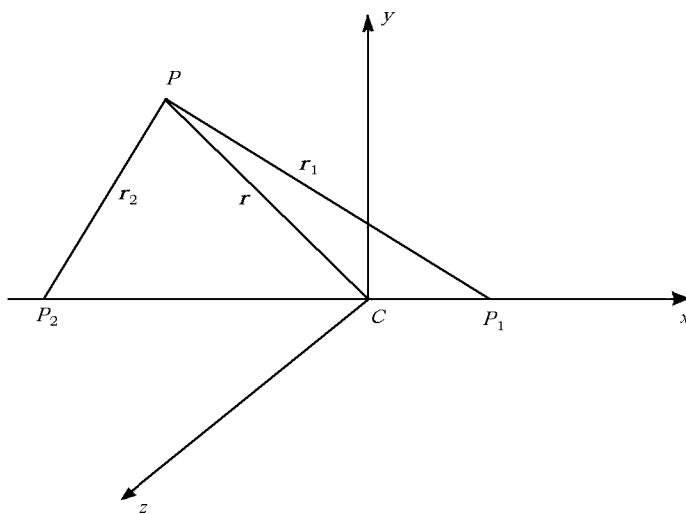


图 1 会合坐标系 $C-xyz$

图 1 中, P_1 和 P_2 分别为日、地(月), P 是小天体。在此坐标系中, 小天体的运动方程为^[1]

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = \partial\Omega/\partial x, \quad \ddot{y} + 2\dot{x} = \partial\Omega/\partial y, \quad \ddot{z} = \partial\Omega/\partial z, \quad (1)$$

$$\Omega = \frac{1}{2} [(x^2 + y^2) + \mu(1 - \mu)] + \frac{1 - \mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}. \quad (2)$$

这里采用了归一化单位, 即质量、长度和时间单位 $[M]$ 、 $[L]$ 和 $[T]$ 分别为

$$\begin{cases} [M] = M_1 + M_2 \\ [L] = AU \text{ (地月系质心到日心的平均距离, 约为 } 1.5 \times 10^8 \text{ km)} \\ [T] = [AU^3/G(M_1 + M_2)]^{1/2} = 58.132352 \text{ d} \end{cases}, \quad (3)$$

其中, M_1 和 M_2 分别为太阳与地(月)的质量, 而 $1 - \mu$ 和 μ 分别为太阳和地(月)的无量纲质量, r_1 和 r_2 分别为小天体到日和地(月)的距离。太阳的坐标为 $x = \mu$, 地(月)的坐标为 $x = -(1 - \mu)$ 。由方程 (1) 可给出一个积分:

$$C = 2\Omega - \nu^2, \quad (4)$$

此积分称为 Jacobi 积分, 其中 C 为 Jacobi 常数。

方程 (1) 有 3 个共线平动解 ($y = 0, z = 0$) 和 2 个三角平动解 ($y \neq 0, z = 0$)。对日-地(月)系而言, $\mu = 3.0404 \times 10^{-6}$, 相应的共线平动点的位置分别为(归一化单位): $x_1 = -1.0100752006$, $x_2 = -0.9899859817$, $x_3 = 1.0000012668$ 。这 3 个平动点分别处于地(月)外侧(约 1.5×10^6 km 处)、地(月)-日之间和太阳外侧。三角平动点的位置很特殊, 该点在 xy 平面上 ($z = 0$), 与日-地(月)构成等边三角形。从质心惯性系来看, 当探测器定位在这些点上时, 它们将随地(月)“同步”绕太阳转动。需要说明一点, 本文中的共线平动点 L_1 、 L_2 和 L_3 按照天文领域的习惯排列, 当今也有人将 L_1 和 L_2 位置互换, 请读者注意。

上述讨论均针对地(月)绕日作圆运动情况, 但对椭圆运动情况亦有类似结论: 在变尺度质心旋转坐标系中 5 个平动点的位置与圆运动情况相同。本文采用圆运动作为基本模型将不会影响要阐明的问题。

3 平动点附近的轨道特征

由于 WSO/UV 需要定位在 L_1 点附近, 因此 3 个共线平动点 L_i ($i = 1, 2, 3$) 附近小扰动运动的稳定性就尤为重要。记初始扰动为 $\Delta x = \xi$, $\Delta y = \eta$, $\Delta z = \zeta$, 则由运动方程 (1) 及平动解的条件可以得到小扰动方程:

$$\begin{cases} \ddot{\xi} - 2\dot{\eta} = \Omega_{xx}^0 \xi + \Omega_{xy}^0 \eta + O(2) \\ \ddot{\eta} + 2\dot{\xi} = \Omega_{yy}^0 \eta + \Omega_{yx}^0 \xi + O(2) \\ \ddot{\zeta} = \Omega_{zz}^0 \zeta + O(2) \end{cases}, \quad (5)$$

其中 Ω_{xx}^0 等是 Ω 对位置的二阶偏导数在平动点处的取值, $O(2)$ 表示二阶扰动小量。

暂且考虑线性化模型, 由此得到的结果可以作为进一步讨论的依据。对共线平动点而言, $\Omega_{xy}^0 = \Omega_{yx}^0 = 0$, 上述方程的线性形式(也称变分方程)为

$$\ddot{\xi} - 2\dot{\eta} = \Omega_{xx}^0 \xi, \quad \ddot{\eta} + 2\dot{\xi} = \Omega_{yy}^0 \eta, \quad \ddot{\zeta} = \Omega_{zz}^0 \zeta, \quad (6)$$

其中

$$\begin{cases} \Omega_{xx}^0 = 1 + 2C_0, & \Omega_{yy}^0 = 1 - C_0, & \Omega_{zz}^0 = -C_0 \\ C_0 = \frac{1-\mu}{r_1^3} + \frac{\mu}{r_2^3} \end{cases}, \quad (7)$$

这里, r_1, r_2 分别为 3 个平动点到日、地(月)的距离, 即 $r_1 = |x_i - \mu|$, $r_2 = |x_i + 1 - \mu|$ 。方程 (6) 的解为^[1~3]

$$\begin{cases} \xi = C_1 e^{d_1 t} + C_2 e^{-d_1 t} + C_3 \cos d_2 t + C_4 \sin d_2 t \\ \eta = \alpha_1 C_1 e^{d_1 t} - \alpha_1 C_2 e^{-d_1 t} - \alpha_2 C_3 \cos d_2 t + \alpha_2 C_4 \sin d_2 t \\ \zeta = \zeta_0 \cos d_3 t + (\dot{\zeta}_0/d_3) \sin d_3 t \end{cases}, \quad (8)$$

其中

$$\alpha_1 = \frac{1}{2} (d_1 - \Omega_{xx}^0/d_1), \quad \alpha_2 = \frac{1}{2} (d_2 + \Omega_{xx}^0/d_2). \quad (9)$$

对于日-地(月)系, 与 L_1 、 L_2 和 L_3 相应的 d_1 、 d_2 和 d_3 的值分别为

$$L_1 \text{ 处: } d_1 = 2.4843167188, \quad d_2 = 2.0570141899, \quad d_3 = 1.9850748554; \quad (10)$$

$$L_2 \text{ 处: } d_1 = 2.5326591755, \quad d_2 = 2.0864535651, \quad d_3 = 2.0152106639; \quad (11)$$

$$L_3 \text{ 处: } d_1 = 0.0028250833, \quad d_2 = 1.0000026604, \quad d_3 = 1.0000013302. \quad (12)$$

C_1 、 C_2 、 C_3 、 C_4 、 ζ_0 、 $\dot{\zeta}_0$ 为积分常数。从解 (8) 可以看出, 小天体在 L_i ($i = 1, 2, 3$) 附近的运动是不稳定的。在小扰动下, 小天体很快远离共线平动点, 但是若适当选取初值使 C_1 和 C_2 为 0, 则 (8) 式表达的运动又可以是稳定的。因此小天体在 L_i ($i = 1, 2, 3$) 附近的运动可以是条件稳定的, 相应的条件如下:

$$\dot{\xi}_0 = \left(\frac{d_2^2}{\alpha_2 d_2} \right) \eta_0, \quad \dot{\eta}_0 = -(\alpha_2 d_2) \xi_0. \quad (13)$$

此时 (8) 式变为

$$\begin{cases} \xi = \xi_0 \cos d_2 t + (\eta_0/\alpha_2) \sin d_2 t \\ \eta = -\alpha_2 \xi_0 \sin d_2 t + \eta_0 \cos d_2 t \\ \zeta = \zeta_0 \cos d_3 t + (\dot{\zeta}_0/d_3) \sin d_3 t \end{cases}. \quad (14)$$

显然 (14) 式所表达的运动是有一定空间范围的, 小天体将在平动点附近运动。由于 ξ 、 η 两方向周期运动的频率一致, $\xi - \eta$ 平面上的运动将成一椭圆。又由于 d_2 与 d_3 一般不通约(见 (10)~(12) 式), 因而空间运动对应一拟周期轨道。(13) 式就是保持 WSO/UV 这类探测器在 L_1 (或 L_2, L_3) 附近运动而不远离的轨控条件。如果采用非线性化模型, 则轨控条件将更复杂。

对于三角平动点, 有

$$\begin{cases} \Omega_{xx}^0 = 3/4, & \Omega_{yy}^0 = 9/4 \\ \Omega_{xy}^0(L_4) = 3\sqrt{3}(2\mu - 1)/4, & \Omega_{xy}^0(L_5) = -3\sqrt{3}(2\mu - 1)/4 \end{cases}. \quad (15)$$

当
$$0 \leq \mu \leq \mu_0, \quad \mu_0 = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{\sqrt{69}}{9} \right) \approx 0.0385 \quad (16)$$

时, 三角平动点是稳定的。太阳和各大行星组成的限制性三体问题均满足条件 (16)。故特殊的太阳探测器定位在这种平动点附近是可能的。但是, 对于日-地(月)系而言, 由于与日-木系 (μ 值较大) 不同, 其 μ 值较小, 相应的稳定范围也就很小。因此, 为了使探测器能保持在特殊轨道上, 仍需考虑轨控问题。

4 会合坐标系中平动点附近小天体的运动图像

(1) L_1 点情况 (对应 WSO/UV 定点状态)

1) 只按条件 (13) 进行初始轨控。

初始条件为 $\xi_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\eta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\zeta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\dot{\zeta}_0 = 1 \times 10^{-4}$, 计算弧段为 126 d, 计算结果如图 2 和图 3 所示。图 2、图 3 表明, 只进行初始轨控还不能使 WSO/UV 长期维持在 L_1 点附近。

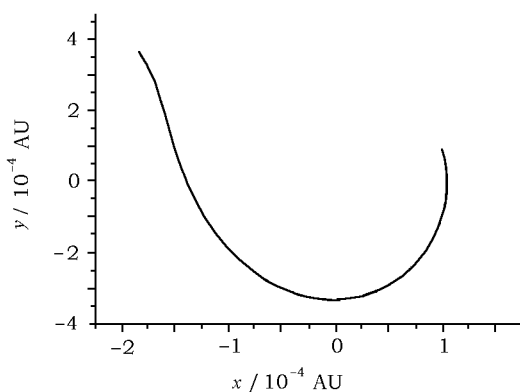


图 2 xy 平面上的轨道图像

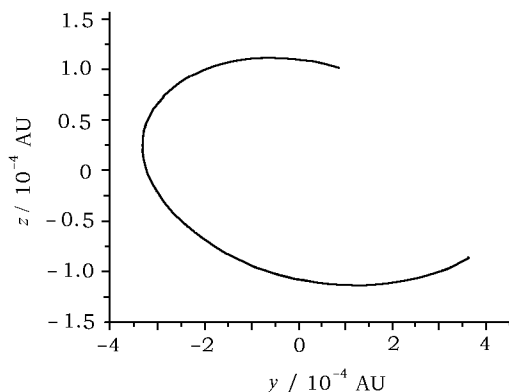


图 3 yz 平面上的轨道图像

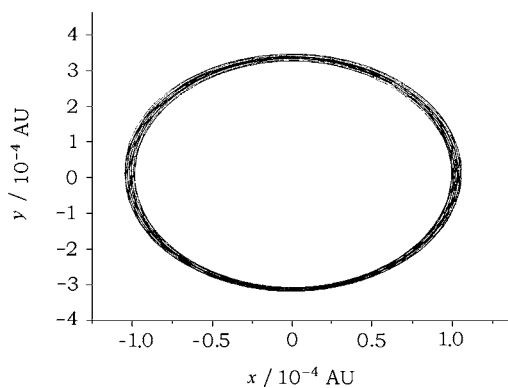


图 4 xy 平面上的轨道图像

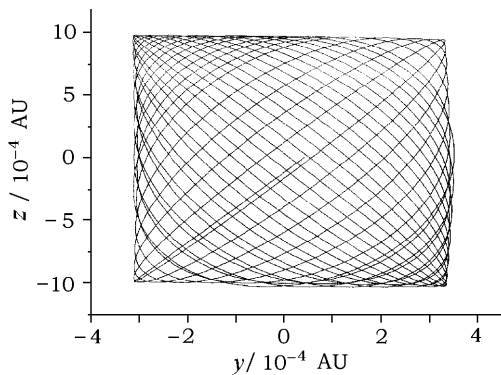


图 5 yz 平面上的轨道图像

2) 按条件 (13) 进行初始轨控的同时, 亦在运行过程中加以控制。

按 (13) 式要求, 初始条件取为 $\xi_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\eta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\zeta_0 = 1 \times 10^{-3}$, $\dot{\zeta}_0 = 0$ 。如果只要 WSO/UV 稳定在 L_1 点附近 10 yr, 则轨控的时间间隔可以长一些。但为了使变轨速度维持在 1 m/s 量级, 轨控的时间间隔就必须小一些, 取 4 d, 轨控次数为 912 次, 每次变轨时的速度变化均小于 1 m/s。如果变轨速度允许达到 2 m/s, 则轨控时间间隔可明显增长, 轨控次数也将明显减少。图 4 和图 5 即是相应的结果。

(2) L_3 点情况 (对应定位在太阳背面的探测器的定点状态)

只进行初始轨控, 初始条件为 $\xi_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\eta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\zeta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\dot{\zeta}_0 = 1 \times 10^{-4}$, 计算弧段为 10000 d, 计算结果如图 6、图 7 所示。图 6 和图 7 表明, L_3 处的稳定性要比 L_1 和 L_2 处好得多, 只需进行一次初始控轨, 就能使探测器“长期”保持在该点附近, 因而无需在运行过程中再进行控制。

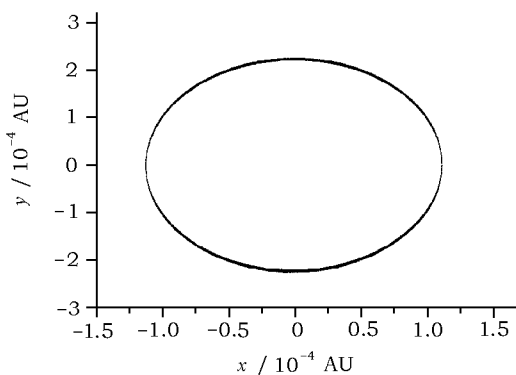


图 6 xy 平面上的轨道图像

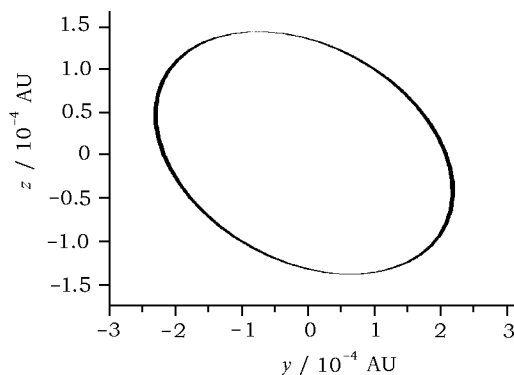


图 7 yz 平面上的轨道图像

(3) L_1 、 L_2 与 L_3 处小扰动的稳定性差别

数值结果表明, 在相同量级的扰动下, L_3 处的条件稳定运动持续的时间比 L_1 和 L_2 处长得多 (L_2 处的运动状况与 L_1 类似)。因为当小天体在 L_3 点附近时, 它与太阳将被视为一限制性二体系统, 地 (月) 是一摄动源, 小天体受到的摄动量级很小, 约为 7.5×10^{-7} , 因此它能稳定在 L_3 点附近; 而当小天体在 L_1 或 L_2 点时, 由于距地 (月) 较近, 地球对小天体的引力与太阳对小天体的引力之比将达到 3.0×10^{-2} 量级, 此时已不能将地球的影响看作是小摄动了, 小天体将在地 (月) 影响下迅速脱离稳定区域。还可直接用上述限制性三体问题的基本数据来解释此现象。 L_3 点处的 d_1 值为 0.00282508, 而 L_1 和 L_2 点处的 d_1 值分别为 2.48431672 和 2.53265918, 由解 (8) 可以看出, 前者相对后两者而言, 其不稳定性明显地弱, 因而小天体不易远离。

这里附带说明一点, 对于地 - 月系, 若要在月球背面共线平动点 L_1 处定位一个月球探测器, 作为反映月球背面重力场性质的空间测控站亦有与上类似的结果。

(4) 三角平动点 L_4 (L_5) 情况

三角平动点附近的运动状态涉及 1/1 轨道共振问题 (参阅文献 [4]), 其在理论上已有详尽的讨论, 文献 [5~7] 则从不同角度讨论了太阳系中大行星 (特别是木星) 与太阳、小行星构成的限

制性三体问题中三角平动点对应的 1/1 轨道共振演化问题。本文不再详细介绍上述有关内容。

对于日-地(月)系, 由于 μ 值较小, L_4 (或 L_5) 点的稳定范围也较小; 而对于地-月系, 由于 μ 值较大 ($\mu = 0.123$), 相应的 L_4 (或 L_5) 的稳定性也较强, 定位在 L_4 点附近的探测器, 就像日-木系统中三角平动点附近的 Trojan 小行星群一样, 可以“长期”保持在其周围而不远离。

图 8 给出一算例。初始条件取为 $\xi_0 = 0.026$, $\eta_0 = 0.026$, $\zeta_0 = 0.00026$, 且有相应的速度扰动, 运行 1000 yr 后, 探测器仍保持在 L_4 点附近 (这里长度单位是地月平均距离, 即 3.84747×10^5 km)。若考虑太阳引力摄动的话, 这一结果将有明显变化, 这时必须在运行过程中进行轨控。

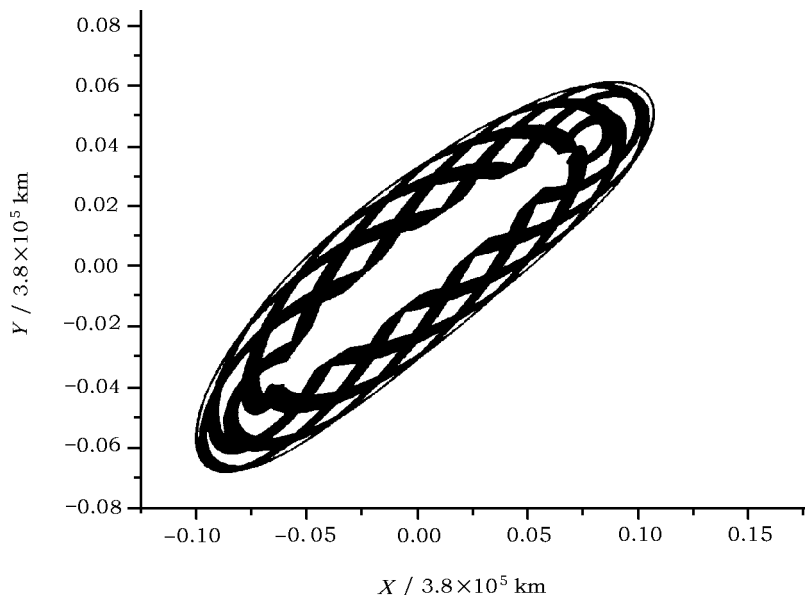
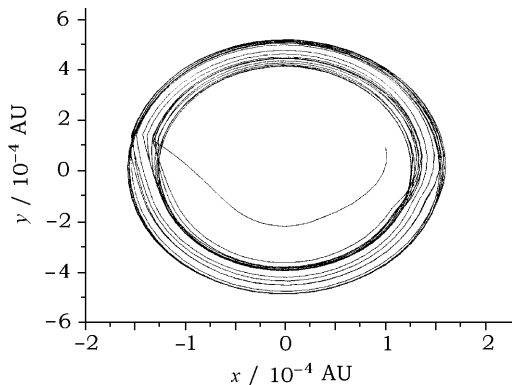
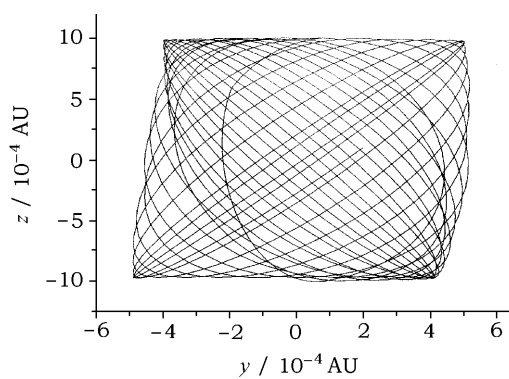


图 8 地-月系中三角平动点附近的扰动运动

5 WSO/UV 的轨道保持策略

根据条件 (13) 进行轨控可以有两种方式: 一是每隔一段固定时间调控一次, 二是当位置变化超过一定范围时调控一次。下面主要介绍后一种情况。

若变轨在 xy 平面上进行, 其轨控的初始条件就同前 (即第 4 节 (1) 中第 2) 种情况)。只要 x 、 y 方向上的变化维持在一定范围内, 则只需选择 $r = \sqrt{\xi^2 + \eta^2}$ 作为控制量。当控制该量小于 1.732×10^{-4} 时, 轨控次数为 860 次, 且每次变轨的速度变化不超过 1 m/s。运行 10 yr 的轨道图如图 9 和图 10 所示。

图 9 xy 平面上的轨道图像图 10 yz 平面上的轨道图像

6 实际力模型下探测器的轨道保持问题

对于 WSO/UV 的运动, 实际力模型与上述理论模型的差别主要有两个方面: 一是地-月系质心绕太阳的运动并非圆轨道, 而是一变化的椭圆, 偏心率约为 0.017; 二是探测器轨道实际上还受太阳系内其他大行星的影响。由于这两类力学因素的影响都较小, 理论模型给出的探测器运动尽管在定量上有些变化, 但其动力学特征仍旧保持不变, 在轨控中作相应的改正就可以使其保持在平动点附近, 完成定点探测任务。

下面对共线平动点情况作一分析, 并给出计算实例。尽管地-月系质心绕日运动并非圆轨道, 但相应的椭圆型限制性三体问题同样存在 3 个共线平动点, 而且在变尺度(地-月系质心到日心的距离)条件下, 其位置与圆型问题相同^[1,2]。但讨论 L_i ($i = 1, 2, 3$) 附近小扰动运动变分方程与圆型问题的形式(见(6)式)有所差别, 在右函数中将出现地-月系绕日运动量 f (真近点角), 此方程组对应一非自治系统。如果采用平均化模型, 即相当于在方程(6)的右端添加一个量级为 $O(e^2)$ 的附加项, 可以将这一附加项看作高阶扰动量, 只要在轨控中调节该量即可使 WSO/UV 的轨道保持不变。其他大行星的影响则更小, 最大摄动量级也小于 10^{-4} , 因此同样可视为高阶扰动量来处理。

鉴于上述分析, 我们以 WSO/UV 的运动为例, 将其处理成一个瞬时的受摄圆型限制性三体问题, 仍按照条件(13)进行轨控, 使其保持在 L_1 点附近, 只是每次的轨控量需要调整而已。下面以仿真计算结果加以证实。

(1) 计算 WSO/UV 运动的参考系选择与相应的运动方程

显然, 采用 J2000 日心天球坐标系, 即历元 2000 年 1 月 1 日 12 h ($JD = 2451545.0$) 时对应的日心平黄道坐标系为宜, 因为包括地-月系质心在内的大行星轨道及相应的历表均是在此坐标系中给出的。另计算时采用文献[8]给出的平均轨道。

若记 WSO/UV、地-月系质心和各大行星的位置矢量分别为 \mathbf{R} 、 \mathbf{R}_E 和 \mathbf{R}_P , 则在该坐标系中, WSO/UV 绕日运动方程的无量纲形式如下:

$$\ddot{\mathbf{R}} = -(1 - \mu) \frac{\mathbf{R}}{R^3} - \mu \left(\frac{\Delta_E}{\Delta_E^3} + \frac{\mathbf{R}_E}{R_E^3} \right) - \mu_P \left(\frac{\Delta_P}{\Delta_P^3} + \frac{\mathbf{R}_P}{R_P^3} \right), \quad (17)$$

其中, μ_P 为有关大行星的无量纲质量, Δ_E 和 Δ_P 分别为 WSO/UV 相对地-月系质心和相应大行星的位置矢量。有

$$\Delta_E = \mathbf{R} - \mathbf{R}_E, \quad \Delta_P = \mathbf{R} - \mathbf{R}_P. \quad (18)$$

归一化单位与 (3) 式中的差别仅在于: 将 AU 改为地-月系质心到日心的距离, 且每轨控一次就要改变一次 $[L]$ 与 $[T]$ 。计算中涉及到 J2000 日心天球坐标系与会合坐标系之间的转化, 这里从略。

(2) 实际力模型下 WSO/UV 轨道保持的仿真计算

同理论模型中的控制方式一样, 实际力模型下的控轨方式有两种: 一是按时间控制, 二是按位置控制。这两种控制方式都可行, 下面给出第一种控制方式的仿真计算。

取初始历元为 $MJD = 52544.5$, 计算弧段为 3650 d (10 yr)。初始条件按 (13) 式取为 $\xi_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\eta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\zeta_0 = 1 \times 10^{-4}$, $\dot{\zeta}_0 = 1 \times 10^{-4}$ 。如果只使 WSO/UV 稳定在 L_1 点附近, 轨控的时间间隔可以取长一些, 但为了将变轨速度维持在 1 m/s 量级, 则轨控的时间间隔取为 4 d, 相应的控轨次数为 912 次。具体结果如图 11 和图 12 所示。

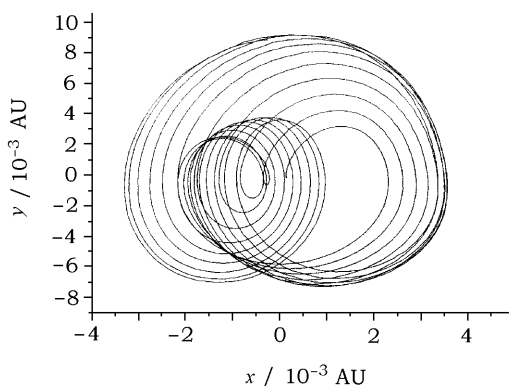


图 11 xy 平面上的轨道图像

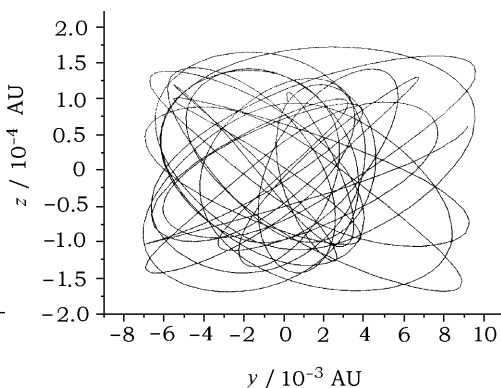


图 12 yz 平面上的轨道图像

7 结 束 语

上述分析表明, 为了达到各种天文探测目的, 将空间探测器定位在日-地(月)系中不稳定的共线平动点附近是可能的, 只要按条件 (13) 进行轨控即可, 即使这一条件是在理想力模型 (对应圆型限制性三体问题) 下给出的亦无妨。

参考文献:

- [1] Szebehely V. Theory of Orbits, New York and London: Academic Press, 1967: 231~308
- [2] 刘林. 轨道力学 (研究生教材), 南京大学: 南京大学天文学系, 2003: 68~75
- [3] 王歆, 刘林. 紫金山天文台台刊, 2001, 21: 13
- [4] Siegel C L, Moser J K. Lecture on Celestial Mechanics (Chapter 3), Berlin, Heidelberg, New York: Sprint-Verlag, 1971: 250~257
- [5] 刘林, 廖新浩. 天文学报, 1990, 31(3): 201
- [6] Zhao Z Y, Liu L. Icarus, 1992, 100: 136
- [7] 赵长印, 刘林. 天文学报, 1994, 35(1): 76
- [8] Murray C D, Dermott S F. Solar System Dynamics (Appendix A), Cambridge: Cambridge University Press, 1999: 529~530

On Problems Concerning the Location of Space Detectors on Special Points of the Solar System

LIU Lin^{1,2}, HOU Xi-yun^{1,2}, WANG Jian-feng^{1,2}, WANG Hai-hong^{1,2}

(1. Astronomy Department, Nanjing University, Nanjing 210093, China; 2. Institute of Space Environment and Astronautics, Nanjing University, Nanjing 210093, China)

Abstract: WSO/UV (World Space Observatory of UltraViolet) and other special detectors (Solar Sentinel) observing the Sun should all be ejected to the vicinity of Lagrangian Equilibrium Points of the Sun-Earth (Moon) system, keeping its configuration with the Sun and the Earth (Moon). Therefore it is necessary to expound the dynamic characteristics of Lagrangian Equilibrium Points and the stability of the motion in the vicinity of these points. Based on this concern, we make detailed analysis on the motion of small deviation from the Lagrangian Equilibrium Points of the Sun-Earth (Moon) restricted 3-body problem in this paper, especially on the collinear points with instability, and discuss the problem how to keep these detectors near these equilibrium points. We give out the conditions of the keeping and adjustment of the orbit of the space detectors in this paper.

Key words: celestial mechanics; spacecraft orbital dynamics; space probe; collinear libration points; orbit control