

月球卫星轨道力学综述

刘 林 王 歆

(南京大学天文系 南京 210093)

摘 要

月球探测器的运动通常可分为 3 个阶段,这 3 个阶段分别对应 3 种不同类型的轨道:近地停泊轨道、向月飞行的过渡轨道与环月飞行的月球卫星轨道。近地停泊轨道实为一种地球卫星轨道;过渡轨道则涉及不同的过渡方式(大推力或小推力等);环月飞行的月球卫星轨道则与地球卫星轨道有很多不同之处,它决不是地球卫星轨道的简单克隆。针对这一点,全面阐述月球卫星的轨道力学问题,特别是环月飞行中的一些热点问题,如轨道摄动解的构造、近月点高度的下降及其涉及的卫星轨道寿命、各种特殊卫星(如太阳同步卫星和冻结轨道卫星等)的轨道特征、月球卫星定轨等。

关键词 天体力学 — 月球卫星轨道力学 — 综述 — 轨道寿命 — 冻结轨道

分类号 P139

1 引 言

月球是一个慢自转天体,其质量不大,只有地球质量的 $1/80$,故月球卫星运动所处的力学“环境”与地球卫星有很多不同之处,主要差别在于:

(1) 由于月球自转慢,它的自转周期和其绕地球运动的公转周期相等,约为 27.3 d,这就导致月球引力位中各阶次谐系数的差别不像地球引力位那样,地球的扁率项系数 $J_2 = O(10^{-3})$,其它谐系数基本上相当于 $O(J_2^2)$ 的量级;而月球的扁率项系数 J_2 只有 10^{-4} 的量级,其它谐系数与 J_2 的差别不明显。

(2) 即使对于低轨月球卫星,地球引力摄动也几乎与月球非球形引力摄动相当,而不像低轨地球卫星那样,日、月引力摄动远小于地球非球形引力摄动(确切地说应是扁率项摄动)。

(3) 月球表面不存在稠密的大气层,月球卫星的运动无能量耗散问题。

上述几个差别导致月球卫星的环月运动特征在很多方面不同于地球卫星,这给我国将要进行探月工程的月卫轨道设计提出了一些新问题。为了让读者看清月球引力位的特点,这里分别列出两种模型,即地球引力场模型(JGM-3)和一种月球引力场模型(LP165)的部分谐系

国家自然科学基金项目(10173006)资助课题

特约稿 2003-01-26 收到 2003-06-16 收到修定稿

数 (见表 1、表 2)。

表 1 地球引力场模型 (JGM-3) 的部分谐系数

l	\bar{C}_{l0}	l	\bar{C}_{l0}
1	$0.00000000000000 \times 10^0$	2	$-0.48416954845647 \times 10^{-3}$
3	$0.95717059088800 \times 10^{-6}$	4	$0.53977706835730 \times 10^{-6}$
5	$0.68658987986543 \times 10^{-7}$	6	$-0.14967156178604 \times 10^{-6}$
7	$0.90722941643232 \times 10^{-7}$	8	$0.49118003174734 \times 10^{-7}$
9	$0.27385060950085 \times 10^{-7}$	10	$0.54130445738812 \times 10^{-7}$
11	$-0.50161314595688 \times 10^{-7}$	12	$0.36382340623690 \times 10^{-7}$
13	$0.39946428731683 \times 10^{-7}$	14	$-0.21803861547203 \times 10^{-7}$
15	$0.31659510926189 \times 10^{-8}$	16	$-0.54302320884432 \times 10^{-8}$
17	$0.18108375059805 \times 10^{-7}$	18	$0.72691846007246 \times 10^{-8}$
19	$-0.35185503098098 \times 10^{-8}$	20	$0.18789986549777 \times 10^{-7}$

表 2 月球引力场模型 (LP165) 的部分谐系数

l	\bar{C}_{l0}	l	\bar{C}_{l0}
1	$0.00000000000000 \times 10^0$	2	$-0.0890180750600000 \times 10^{-4}$
3	$-0.3203591400300000 \times 10^{-5}$	4	$0.3197309571720000 \times 10^{-5}$
5	$-0.2157038206820000 \times 10^{-6}$	6	$0.3765780618660000 \times 10^{-5}$
7	$0.5622211787280000 \times 10^{-5}$	8	$0.2346499680120000 \times 10^{-5}$
9	$-0.3555033829560000 \times 10^{-5}$	10	$-0.9311407332660000 \times 10^{-6}$
11	$-0.9753318167379999 \times 10^{-6}$	12	$-0.1937398344200000 \times 10^{-5}$
13	$0.2721141561420000 \times 10^{-6}$	14	$0.3240726700950000 \times 10^{-6}$
15	$-0.5300068616220000 \times 10^{-7}$	16	$0.4091171538200000 \times 10^{-6}$
17	$-0.1054609176910000 \times 10^{-5}$	18	$-0.3845560724660000 \times 10^{-6}$
19	$-0.1966435801860000 \times 10^{-7}$	20	$0.5287156625770000 \times 10^{-6}$

针对探月工程的需要, 本文将阐述如下一些热点问题:

(1) 影响月球卫星轨道变化的主要摄动源及其力学模型的合理选择;

(2) 月球卫星轨道摄动解的构造;

(3) 由于月球无大气, 月球卫星环月飞行过程中无能量耗散, 不会像低轨地球卫星那样轨道不断变小变圆, 而最终落入地球稠密大气层被烧毁, 结束其轨道寿命。那么月球卫星是否会因其它原因落到月球上结束其轨道寿命?

(4) 月球卫星环月飞行是否存在太阳同步轨道和月球同步轨道?

(5) 月球卫星冻结轨道存在的状况以及它是否能保持;

(6) 月球卫星的精密定轨。

2 月球卫星运动的主要摄动源及力模型的合理选择

以低轨 (平均高度 $h = 100 \sim 300$ km) 月球卫星为例, 对各摄动源的摄动量级进行分析显然

具有实际意义。为了便于分析, 与地球卫星情况类似, 分别采用如下长度、质量和时间单位:

$$\begin{cases} [L] = R_e = 1738.000 \text{ km} & \text{月球赤道半径,} \\ [M] = M_0 & \text{月球质量, 对应月心引力常数 } GM_0, \\ [T] = (R_e^3/GM_0)^{1/2} \approx 17.2465 \text{ min}(1034.7906 \text{ s}). \end{cases} \quad (1)$$

相应地, 有 $G = 1$, $\mu = GM_0 = 1$ 。

在历元 (J2000.0) 月心天球坐标系 (即月心平赤道坐标系, 见图 1) 中, 卫星运动方程如下:

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}_0(\mathbf{r}) + \mathbf{F}_\varepsilon(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t; \varepsilon), \\ t_0 : \mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}(t_0) = \dot{\mathbf{r}}_0. \end{cases} \quad (2)$$

或用椭圆根数来表示, 即

$$\begin{cases} \dot{\sigma} = f(\sigma, t; \varepsilon), \\ t_0 : \sigma(t_0) = \sigma_0. \end{cases} \quad (3)$$

其中 \mathbf{r} 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 和 $\ddot{\mathbf{r}}$ 分别为卫星的月心位置矢量、速度矢量和加速度矢量, 而 $\sigma = (a, e, i, \Omega, \omega, M)^T$ 是 6 个开普勒轨道根数。

方程 (3) 中的右函数 $f(\sigma, t; \varepsilon)$ 由方程 (2) 中的摄动加速度 \mathbf{F}_ε 形成。 \mathbf{F}_0 和 \mathbf{F}_ε 分别为

$$\mathbf{F}_0 = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} = -\frac{1}{r^3} \mathbf{r}, \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_\varepsilon = \sum_{j=1}^N \mathbf{F}_j(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t; \varepsilon_j). \quad (5)$$

摄动加速度 \mathbf{F}_ε 求和中 $j = 1, 2, \dots, N$ 即对应各种摄动源。摄动源包含下列 10 类:

- (1) 月球非球形引力摄动 (J_2 ; $C_{2,2}$, $S_{2,2}$; C_{lm} , S_{lm} , $l \geq 3$) \mathbf{F}_1 ;
- (2) 地球引力摄动 (m'_1) $\mathbf{F}_2(m'_1)$;
- (3) 太阳引力摄动 (m'_2) $\mathbf{F}_3(m'_2)$;
- (4) 月球固体潮摄动 ($k_2 J_2$) $\mathbf{F}_4(k_2 J_2)$;
- (5) 月球物理天平动 (σ, ρ, τ) $\mathbf{F}_5(\sigma, \rho, \tau)$;
- (6) 太阳光压摄动 $\mathbf{F}_6(\rho_s)$;
- (7) 月球扁率间接摄动 $\mathbf{F}_7(m'_1 J_2)$;
- (8) 地球扁率摄动 $\mathbf{F}_8(J'_2 m'_1)$;
- (9) 大行星 (金星、木星) 引力摄动 $\mathbf{F}_9(m'_3)$;
- (10) 月球引力后牛顿效应 $\mathbf{F}_{10}(\nu^2/c^2)$ 。

对于低轨月球卫星, 上述各摄动源对应的摄动量级 $\varepsilon_j (j = 1, \dots, 10)$ 分别为

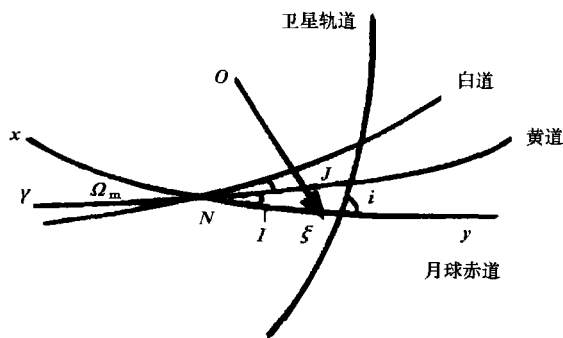


图 1 月心天球坐标系

- (1) $\varepsilon_1(J_2) = O(10^{-4})$, $\varepsilon_1(J_{22}) = O(10^{-5})$, $\varepsilon_1(C_{lm}, S_{lm}, l \geq 3) = O(10^{-6} \sim 10^{-5})$;
- (2) $\varepsilon_2 = O(10^{-5})$;
- (3) $\varepsilon_3 = O(10^{-7})$;
- (4) $\varepsilon_4 = O(10^{-7})$;
- (5) $\varepsilon_5 = O(10^{-8})$;
- (6) $\varepsilon_6 = O(10^{-9})$, 对应一般面质比 $(S/m) = 10^8$ 的卫星 $((S/m) = 1 \text{ m}^2/\text{kg} = 2.4327 \times 10^{10} \Rightarrow (S/m) = (4 \text{ m}^2/1000 \text{ kg}) = 10^8$, 对地球 $(S/m) = 1 \text{ m}^2/\text{kg} = 1.4686 \times 10^{11} \Rightarrow (S/m) = (7 \text{ m}^2/1000 \text{ kg}) = 10^9)$;
- (7) $\varepsilon_7 = O(10^{-11})$;
- (8) $\varepsilon_8 = O(10^{-12})$;
- (9) $\varepsilon_9 = O(10^{-12})$;
- (10) $\varepsilon_{10} = O(10^{-11})$ 。

根据以上量级分析, 对于不同的需求即可选择出合理的力模型, 如:

- (1) 对于一般的轨道分析, 只要考虑月球非球形引力和地球引力摄动即可;
- (2) 对于外推 1 d 甚至 2 d (低轨卫星运动弧段 $S \approx 10^2$)、位置精度要求优于 1 km 的轨道, 也只需考虑上述两种摄动因素;
- (3) 对于高精度 (位置精度 $\Delta\rho$ 优于 10 m, 方位精度 $\Delta\theta$ 优于 $0''.005$) 定轨, 1~3 d 的弧段, 至少应考虑前 4 种摄动源, 而月球天平动处于考虑的边缘状态。

实际计算同样可证实上述摄动量大小的分析是正确的。例如 1~3 d 的太阳引力摄动的结果是, 沿迹量变化的差别 (与不考虑该摄动源的结果比较) 仅达 10~40 m。

3 月球卫星轨道摄动解的构造

根据上述分析, 在月心天球坐标系中, 卫星运动的摄动运动方程为

$$\dot{\sigma} = f_0(a) + f_\varepsilon(\sigma, t; \varepsilon), \quad (6)$$

其中

$$\begin{cases} f_0(a) = \delta n, \\ \delta = (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1)^T, \quad n = a^{-3/2}. \end{cases} \quad (7)$$

而摄动项 f_ε 则包含多种摄动因素。

原则上, 用于求解人造地球卫星运动方程的各种方法基本上都可用于求解月球卫星运动方程。但根据月球引力场的特点和地球引力摄动量级之大小, 构造月球卫星轨道摄动解的方法无法完全搬用人造地球卫星中的相应方法, 主要原因为:

- (1) 月球卫星相应摄动源的摄动量级相近, 特别是月球扁率项 (J_2) 不像地球扁率项那样突出, 完整意义下的长周期项降阶现象严重;
- (2) 月球自转慢, 田谐项摄动中的月球自转项对应慢变量, 因而不同于地球卫星相应摄动中的地球自转项。

由于第一个原因, 除摄动小参数不采用 $\varepsilon = O(J_2)$ 而采用 $\varepsilon = 10^{-2}$ 外, 无法采用完整的平均根数法或变换方法。在早期工作中, 几乎都采用了以 Von-Zeipel 变换为基础的半分析方法^[1~3]。文 [4] 则采用了拟平均根数法^[5], 并考虑到上述第二个原因, 在构造田谐项摄动时, 没有采用展成平近点角 M 的三角级数形式, 故相应摄动解是对偏心率 e 封闭的, 即适用于 $0 \leq e < 1$ 范围。这一轨道解不仅可达到较高的精度, 而且便于作各种轨道问题的分析。我们也利用这一轨道解建立了月球卫星上轨道外推软件 (注意, 星上是不宜采用数值外推计算的), 用于地面控制中心进行轨道和姿态控制。

用上述方法构造的月球轨道摄动解, 由于无耗散因素, a 、 e 、 i 3 个根数的变化均无长期项。而轨道变化主要取决于月球非球形引力摄动 (特别是 J_2 项和 $C_{2,2}, S_{2,2}$ 项) 和地球引力摄动, 对一些特殊问题, 奇次带谐项 (J_3 、 J_5 、 J_7 、 J_9) 亦很重要。完整的摄动解公式见文 [4]。

4 月球卫星的轨道寿命问题

尽管月球无大气, 月球卫星不会像低轨地球卫星那样, 由于大气耗散作用, 轨道不断变小变圆, 最终落入地球稠密大气层被烧毁而结束其轨道寿命, 但它同样存在轨道寿命问题, 即由于另一种动力学机制, 使其轨道偏心率 e 增大, 导致其近月距 $r_p = a(1 - e) \leq R_e$ (月球赤道半径) 而撞到月球上结束其轨道寿命。

这种动力学机制有两种类型, 各对应高轨和低轨月球卫星。

(1) 高轨月球卫星情况

对于高轨月球卫星, 地球引力摄动影响增大, 相应的月球扁率摄动减小, 使得近月点幅角的变率 $\dot{\omega} \approx 0$, 从而引起轨道偏心率 e 的长周期变化出现小分母, 相应的变幅增大, 而轨道半长径的变化仍为变幅小的周期变化, 这就导致月球卫星的近月距 $r_p = a(1 - e)$ 减小。文 [6] 和 [7] 用不同方法给出了一个类似的判别式, 其中文 [7] 的结果是

$$a_c = \left[2 \left(\frac{\mu}{\mu'} \right) \left(\frac{a'}{R_e} \right) J_2 \right]^{1/5} R_e. \quad (8)$$

上式中 μ 和 μ' 各为月心和地心引力常数, a' 是地球轨道半长径 (即月球绕地球运动的轨道半长径), J_2 是月球扁率系数, R_e 即月球赤道半径, a_c 是月球卫星轨道半长径的临界值。该式表明, 当月球轨道初始半长径 a_0 接近或大于 a_c 时, 其偏心率的变幅即可达到使其近月距 $r_p \leq R_e$ 。该临界值 $a_c = 2.2R_e$ 。例如一个 $a_0 = 4.0R_e$ 的高轨月球卫星, 初始轨道偏心率 $e_0 = 0.2$, 倾角 $i_0 = 85^\circ.0$, 则绕月运行 162 d 即要撞到月面上结束其轨道寿命。

(2) 低轨月球卫星情况

对于低轨月球卫星, 虽无大气耗散因素的影响, 但在主要摄动力——月球非球形引力摄动下, 轨道偏心率 e 亦有较大变幅的长周期项存在。而对于低轨地球卫星, e 的长周期项变幅 Δe 有如下量级:

$$\Delta e = O(J_2, J_3/J_2, J_5/J_2, \dots), \quad (9)$$

充其量是 10^{-3} 量级。可由于月球具有慢自转天体非球形引力位的特点, 奇次带谐项系数 J_{2l+1} ($l = 1, 2, \dots$) 的量级与扁率系数 J_2 相差不像地球那么大。这里 $J_l = -\sqrt{2l+1} \overline{C}_{l,0}$ (见表 1), 月

球的 $\overline{C}_{3,0}$ 、 $\overline{C}_{5,0}$ 、 $\overline{C}_{7,0}$ 、 $\overline{C}_{9,0}$ 都较大, 则有

$$\Delta e = O(J_2, J_{2l+1}/J_2) = O(10^{-1}). \quad (10)$$

对于低轨月球卫星, 高度分别为 100 km 和 200 km 的近圆轨道, Δe 只要分别达到 0.055 和 0.10, 即可使卫星轨道近月距 $r_p = a(1-e) = R_e$, 而由 (10) 式可以看出这一条件是能满足的, 特别对 100 km 高的低轨卫星。文 [8] 针对 Apollo 探月计划中的低轨 (离月面 100 km) 月球卫星轨道寿命作了探讨, 但在计算时采用了仅考虑 J_2 、 J_3 、 J_5 和 $C_{2,2}$ 、 $C_{3,1}$ 项的简化模型, 因此不够完善, 它只能反映一定的规律。月球引力位中的 J_7 和 J_9 等项对低轨卫星也很重要, 为此针对这一点文 [9] 作了全面的理论分析, 并在考虑完整的摄动力模型下计算了低轨月球卫星的轨道寿命。月球引力场模型 (JPL 的 LP75G) 取全部的 75 阶次的计算结果列于表 3。

表 3 低轨月球卫星的轨道寿命

h/km	e_0	$i_0/(^{\circ})$	$\omega_0/(^{\circ})$	e_{\max}	t_c/d	H_p/km
100	0.001	90.0	45.0	0.0559	164.6	0.0
		45.0		0.0550	61.7	0.0
200	0.001	90.0	45.0	0.0350	418.7	115.2
		45.0		0.0790	219.4	32.3

表中 H_p 是近月高度达到的极小值, t_c 是相应的时间段。由上述结果可以看出, 对于 100 km 高的低轨卫星, 其轨道寿命是很短的; 而对于 200 km 高的低轨卫星, 虽然不至于撞到月球上, 但其近月点高度也可降得较低。这给探月器的轨道设计和环月飞行过程中的轨道控制提供了极有价值的轨道信息。

5 月球卫星的特殊轨道

(1) 关于太阳同步轨道

根据 $\dot{\Omega} = n_s$ (其中 n_s 相对月球而言, 是太阳“公转”平运动速度), 可导出如下结果:

$$\bar{h} = 100 \text{ km}, \quad e \approx 0, \quad i = 145^{\circ};$$

$$\bar{h} = 200 \text{ km}, \quad e \approx 0, \quad i = 170^{\circ}.7;$$

$$\bar{h} = 300 \text{ km}, \quad e \approx 0, \quad \times.$$

“ \times ”表示 $\dot{\Omega}$ 太小, 卫星轨道面的进动无法跟上太阳的运动, 这显然与地球太阳同步轨道卫星的情况不同, 主要原因是月球扁率太小, $J_2 = O(10^{-4})$ 。故对低轨月球卫星, 其太阳同步轨道也几乎是逆行状况, 而不会接近极轨状态。

(2) 关于形成月球同步轨道的可能性

根据月球自转周期 $T_s = 27.3 \text{ d}$, 要使月球卫星形成月球同步轨道, 则它的轨道必须是一个轨道半长径非常大的近圆轨道, 相应的半长径

$$a^* = 50.89 R_e = 88452.2 \text{ km}.$$

这已经超出地月系中月球的 Hill 范围^[10] (接近 60000 km), 因此这种情况不可能存在。

(3) 关于冻结轨道

所谓冻结轨道, 即轨道拱线的指向几乎不变的轨道, 相应的 $\dot{\omega} = 0$ 。这在地球卫星中是容易实现的。除临界倾角 $i = i_c = 63^\circ 26'$ 或 $116^\circ 34'$ 对应的 $\omega = 90^\circ$ 的特殊冻结轨道 (对应轨道共振问题), 对于平均系统 (即消除所有短周期项后的平均动力系统), 可以找到 $\dot{\omega} = 0$ 的一个特解 $\omega \equiv \omega_0 = 90^\circ$ 。它主要是由于地球扁率 J_2 项与奇次带谐项 J_3 的影响而达到平衡, 其条件是 $e = O(10^{-3})$, 即只有满足近圆条件才有可能使平均系统中的 $\dot{\omega} = 0$ 。详细的证明见文 [11] 的第七章。

而对于月球卫星, 情况稍有不同, 原因同样是由于月球非球形引力场特征引起的差别, 由于平均系统中的 $\dot{\omega}$ 有如下形式:

$$\frac{d\omega}{dt} = f(J_2, \frac{1}{e} J_{2l+1} F_{2l+1}(i) \sin \omega), \quad (11)$$

其中 $F_{2l+1}(i)$ 是倾角 i 的函数, 对不同的 J_3 、 J_5 、 \dots 有不同的形式, 其冻结轨道特解为

$$\omega = 90^\circ \text{ 或 } 270^\circ. \quad (12)$$

又由于月球的 J_3 、 J_5 、 J_7 、 J_9 均较大, 因此月球卫星的冻结轨道不能像地球情况那样完全由 J_3 项确定。以月球引力场模型 LP165 为例, 在取项不同的情况下, 冻结轨道解列于表 4。

表 4 月球卫星的冻结轨道解

$J_2 - J_3$		$J_2 - J_5$		$J_2 - J_7$		$J_2 - J_9$	
$\omega/(^\circ)$	e	$\omega/(^\circ)$	e	$\omega/(^\circ)$	e	$\omega/(^\circ)$	e
270.0	0.1870	270.0	0.2029	90.0	0.0222	270.0	0.0033

由表中结果看出, 月球卫星的冻结轨道解确实与地球卫星情况不同, 而且相应的轨道偏心率并不需要很小。但由于月球引力位中各阶次谐系数相差不大, 而且地球引力摄动亦较大, 在考虑完整力模型的情况下, 其稳定性较差, 拱线事实上很难保持在小范围内摆动 (计算结果不再列出), 这给探测器的轨道设计提供了一个重要信息, 在设计月球卫星冻结轨道时不能盲目仿照或照搬地球卫星冻结轨道的结论。

6 月球卫星的精密定轨问题

要使环月飞行的月球卫星真正达到探月目的, 就要在掌握月球卫星轨道变化规律的基础上解决精密定轨问题, 以便为不同的需求提供达到一定精度要求的卫星轨道。

就定轨原理而言, 月球卫星精密定轨与地球卫星无实质性差别, 相应的测量方程为

$$\rho = r - R, \quad (13)$$

$$R = r_1 + R_e. \quad (14)$$

其中 ρ 是测站 A 对月球卫星 S 的测量矢量, R 是测站的月心位置矢量, r_1 是地心的月心位置矢量, R_e 是测站的地心位置矢量, 它们的空间几何关系见图 2。从测量方程 (13) 和 (14)

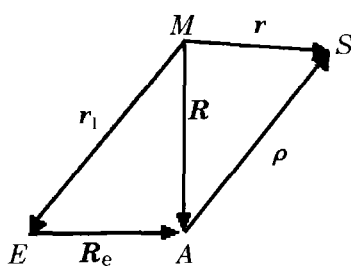


图 2 月心、地心、测站与月卫的几何关系

可知,与地球卫星相应几何关系的唯一差别是这里的 R 替代了地球卫星定轨中的 R_e 。至于地球的月心位置矢量 r_1 是容易得到的,在月球卫星精密定轨中显然是一已知量。因此月球卫星精密定轨方法原则上没有什么新内容,只是如何提供观测量 ρ 以及如何建立测控网(涉及测站 A ,可以是地面站,也可是空间站,包括测量卫星等)问题。

我们给出了一种有别于通常采用的数值法定轨的

月球卫星精密定轨方案,其仿真计算符合理论分析,并在地球卫星和土卫八的精密定轨中经过实测资料的考验。该方法在法国 Toulouse 举行的第 52 届国际宇航大会上报告过(见 IAF-01-A.6.08, 2001.10),并由大会推荐在 Acta Astronautica 上发表,见文 [12]。

参 考 文 献

- 1 Oesterwinter C. Celest. Mech., 1970, 1(3): 368
- 2 Giacaglia G E O. Celest. Mech., 1971, 3(1): 3
- 3 Brumberg V A, Evdokimova L S, Kochina N G. Celest. Mech., 1971, 3(2): 197
- 4 Liu Lin, Wang Jiansong. Chin. Astron. Astrophys., 1998, 22(3): 328
- 5 Liu Lin. Chin. Astron. Astrophys., 1977, 1(1): 63
- 6 Marchal C L. 52th International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, 2001
- 7 Wang Xin, Liu Lin. Chin. Astron. Astrophys., 2002, 26(4): 489
- 8 Meyer K W, Buglia J J, Desai P N. Lifetime of Lunar Satellite Orbits, NASA Technical Paper 3394, 1994
- 9 Wang Xin, Liu Lin. Chin. Astron. Astrophys., 2003, 27(1): 107
- 10 Szebehely V. Theory of Orbits, New York and London: Academic Press, 1967: 159~200
- 11 刘林. 航天器轨道理论, 北京: 国防工业出版社, 2000: 203~211
- 12 Liu Lin, Liu Yingchun. Acta Astronautica, 2002, 51(1-9): 501

On the Orbit Dynamics of Lunar Satellite

Liu Lin Wang Xin

(Department of Astronomy, Nanjing University, Nanjing 210093)

Abstract

The motion of lunar probe consists of three stages including three different type of orbits: parking orbit near the Earth, transfer orbit forward to the Moon and the final orbit around the Moon. The parking orbit is a certain kind of orbit of the Earth satellite. The transfer orbit differs from the others in transfer method (such as impulse and low thrust). The final orbit around the Moon is not the clone of the Earth satellites' orbit though they are similar in some aspects. In this paper, we talk about the orbit mechanics of lunar satellites widely and focus on some hotspots, for instance, the construction of the perturbation solution, orbital lifetime, special satellites as sun-synchronous and frozen orbits and the precise orbit determination.

Key words celestial mechanics—orbital dynamics of lunar satellite—review—orbital lifetime—frozen orbit