深空探测学报(中英文)
Journal of Deep Space Exploration

“嫦娥六号”立方星轨道确定及演化分析

孔　静，汪赛进，刘少然，马心宇，段成林

Orbit Determination of Chang’E-6 ICUBE-Q CubeSat and Orbit Evolution Analysis

KONG Jing, WANG Saijin, LIU Shaoran, MA Xinyu, and DUAN Chenglin

在线阅读 View online: https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2025.20240054

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

稀疏观测模式的“嫦娥四号”中继星轨道确定

Determination of the Orbit of Chang’E-4 Relay Satellite Under Sparse Observation

深空探测学报(中英文）. 2022, 9(1): 14-20

空间引力波探测器轨道确定及仿真分析

Simulation and Analysis of Orbit Determination of Space Gravitational Wave Detector

深空探测学报(中英文）. 2021, 8(2): 182-189

“嫦娥四号”中继星再生伪码测距数据定轨精度分析

Regenerative Pseudo-Random Code Ranging Orbit Determination Accuracy Analysis for Chang’E-4 Relay Satellite

深空探测学报(中英文）. 2022, 9(1): 21-28

服务轨道维持“鹊桥”计算精度的评估

Orbit Determination and Accuracy Evaluation of Queqiao Relay Satellite for Orbit Maintenance

深空探测学报(中英文）. 2023, 10(6): 652-658

木星不规则卫星区域内的尘埃轨道动力学演化特性

Orbital Dynamics of Dust Particles in the Region of the Jovian Irregular Moons

深空探测学报(中英文）. 2024, 11(1): 90-99

近地小行星天地基协同监测和轨道确定试验

Experiments on Space-Ground Cooperative Monitoring and Precise Orbit Determination of Near-Earth Asteroids

深空探测学报(中英文）. 2024, 11(2): 177-183

关注微信公众号，获得更多资讯信息

“嫦娥六号”立方星轨道确定及演化分析

孔 静，汪赛进，刘少然，马心宇，段成林
（北京航天飞行控制中心，北京 100094）

摘 要：以“嫦娥六号”任务搭载的巴基斯坦立方星为研究对象，系统分析了其轨道特性、力学环境及测量手段，重点探讨了影响轨道变化的主要摄动因素。在缺乏测距和甚长基线干涉测量（Very Long Baseline Interferometry，VLBI）支持的条件下，提出了一种基于三向测速的轨道确定方法，建立了三向测速模型，并对测速误差进行分析；同时，设计了适用于稀疏观测模式的定轨策略，并完成了误差评估。此外，对立方星轨道的长期演化进行了深入分析。研究结果表明：三向多普勒测速残差的均方根误差为2 mm/s，轨道确定的位置精度优于1 km；立方星轨道主要受月球非球形引力摄动和地球质点引力摄动的影响，三体引力在其轨道演化中起到了重要作用。轨道演化预测显示，立方星的近月距离预计于2025年4月缩小至小于月球半径。研究为深空探测任务中的微小卫星轨道确定与演化分析提供了参考。

关键词：嫦娥六号；立方星；轨道确定；轨道摄动；轨道演化
中图分类号：V412.4+1 **文献标识码：**A **文章编号：**2096-9287(2025)01-0015-08
DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2025.20240054
引用格式：孔静，汪赛进，刘少然，等. “嫦娥六号”立方星轨道确定及演化分析[J]. 深空探测学报（中英文），2025，12（1）：15-22.
Reference format: KONG J，WANG S J，LIU S R，et al. Orbit determination of Chang’E-6 ICUBE-Q cubesat and orbit evolution analysis[J]. Journal of Deep Space Exploration，2025，12（1）：15-22.

引 言

近年来，微纳卫星由于其质量轻、体积小、研制周期短和发射灵活等特点不仅在近地空间得到广泛应用，在深空领域也越来越受到世界各国的重视。立方星由于其生产和供应的标准化、模块化，更是得到很多研究机构和大学的青睐。2018年，“火星立方星一号”（Mars Cube One，MarCO）A和B与“洞察号”（Insight）同行，作为配套观测平台，将“洞察号”进入火星大气时的数据发回地球[1]；同年，“嫦娥四号”中继星任务搭载的“龙江二号”完成地月转移、近月制动及环月飞行[2]。2022年“阿尔忒弥斯1号”（Artemis 1）任务发射，顺带部署10颗立方星，沿途研究月球或前往其它深空目的地[3]。

“嫦娥六号”任务搭载的国际载荷之一巴基斯坦立方星是由巴基斯坦空间技术研究所和上海交通大学联合研制，2024年按计划完成卫星的总装、测试和发射场准备，5月3日随“嫦娥六号”卫星发射升空[4]。2024年5月8日16时14分，该立方星与轨道器在环月大椭圆轨道远月点附近分离，立方星部署后位于近月点200 km，偏心率0.68，倾角为148°，周期为12 h的大椭圆轨道。

在任务执行期间，深空测控站主要承担“嫦娥六号”探测器的测控任务。针对立方星的测控需求，采用青岛或喀什站的18 m口径天线作为上行链路主站。然而，受限于立方星星载转发器的功率容量，其下行信号强度无法满足18 m天线的接收灵敏度要求。为此，任务团队设计了优化的天地测控系统配置，选用喀什站的一组35 m口径天线作为下行链路接收副站，以确保下行信号的可靠接收。由于测控资源分配受限、星载设备性能约束等因素，立方星无法获得常规的测距支持和甚长基线干涉测量（Very Long Baseline Interferometry，VLBI）测轨数据。在此情况下，任务团队采用三向多普勒测量技术进行轨道确定，且受测控弧段稀疏的限制，轨道测量数据较为有限。

三向测量模式主要用于利用其观测几何实现深空远距离测量[5]，动力下降段轨道的实时监视[6]以及提高定轨精度等。“嫦娥三号”任务中三向测量模式在中国深空探测任务中得到首次应用[7]，并利用获取的三向测距测速数据实现了探测器的定轨和定位。针对“嫦娥六号”立方星任务面临的特殊挑战，本文在弱观测几何约

收稿日期：2024-07-25 修回日期：2025-02-05
基金项目：民用航天预研项目（kjsp2023020104）

束条件下通过建立三向测速模型确定立方星轨道并对测速误差进行分析，设计了稀疏观测模式下定轨策略并完成精度评估。

不同于近地轨道环境，月球缺乏大气层的特性使得环月轨道探测器不会受到大气阻力导致的轨道衰减效应影响。“嫦娥六号”任务搭载的立方星由于未配置推进系统，其轨道演化主要受保守摄动力的支配。考虑到月球引力场的特殊性——其非球形引力位系数J_2项量级显著大于地球，且不同轨道高度所受摄动力量级存在显著差异，建立高精度的轨道力学环境模型显得尤为重要。通过构建高精度动力学模型，可以准确分析立方星的轨道演化特性，预测其长期轨道演化，为任务末期轨道处置策略的制定提供可靠的理论依据和技术支撑。

环月轨道探测器的寿命末期处置主要通过受控撞月方式完成，欧洲首个月球探测器SMART-1完成科学探测任务后，在5 h周期轨道上利用其电推进系统完成离轨控制，最终于2006年9月3日撞击月球西南部被称为“卓越湖”（Lacus Excellentiae）的火山岩平原[8]；日本探月卫星“月女神”（SELenological and ENgineering Explorer，SELENE，绰号KAGUYA）于2007年9月成功发射，该卫星同时携带了两颗子卫星同赴月球，经过19个月的科学探测，2009年6月11日主探测器受控降落于月球正面的“吉尔”（Gill）撞击坑附近东北方向。两颗子卫星均无推进单元[9]，其中，中继子探测器（R星）位于100 × 2 400 km，倾角90°的椭圆轨道上，利用轨道演化于2009年2月12日撞击月面；另一个VLBI射电源子探测器（V星）位于127 × 795 km，倾角90°的椭圆轨道上，2009年6月29日失去遥测信号，最终撞击在月球表面。此外，中国的“嫦娥一号”探测器[10]、美国月球轨道任务“重力回溯及内部结构实验室”（Gravity Recovery and Interior Laboratory，GRAIL）的两个探测器[11]、美国“月球轨道尘埃环境”（Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer，LADEE）任务均成功撞月[12]，在获取科学成果的同时也避免了失效航天器滞留月球轨道影响后续任务的风险。

本文从环月轨道变化特点出发，通过建立高精度力学环境，分析影响“嫦娥六号”立方星轨道的主要摄动源，并对立方星轨道的长期演化情况进行分析。

1 轨道变化特点

1.1 影响月球卫星轨道变化的主要摄动源

卫星的动力学模型一般建立在对应中心天体天球参考系下，月球卫星受到的力模型可表示为

$$\boldsymbol{a}(\boldsymbol{r},\dot{\boldsymbol{r}},p,t)=\ddot{\boldsymbol{r}}_0+R\nabla U+\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{sun}}+\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{earth}}+\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{planet}}+\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{T}}+\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{E}}+\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{L}}+\ddot{\mathrm{r}}_S \tag{1}$$

其中：在t时刻，$\boldsymbol{r}$为位置向量；$\dot{\boldsymbol{r}}$为速度向量；p为与力模型相关待解算的参数；$\ddot{\boldsymbol{r}}_0$为月球的质点引力，除中心天体的质点引力外，其它均为摄动力；R为固联系到惯性系的转换矩阵；∇U为在固联系下计算的非球形引力；$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{sun}}$、$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{earth}}$、$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{planet}}$表示太阳、地球和其它大行星的引力作用，一般采用点质量方法计算；$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{T}}$表示潮汐力，是由于中心天体受太阳和其它临近行星引力摄动影响，发生弹性形变导致引力场产生的附加位；对于月球卫星，有必要考虑地球扁率摄动项$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{E}}$，这一项主要是包括地球扁率对卫星的直接摄动，以及地球扁率对月球扁率的影响从而对卫星产生间接摄动；考虑广义相对论效应，即大质量物体对周围空间的弯曲效应而产生的加速度$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{L}}$，$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{S}}$为太阳光压摄动加速度。为了吸收未建模或者建模不精确的非保守力，如热辐射力、推进泄漏和动量轮卸载等，可添加经验力加速度，一般作为待估参数，由于“嫦娥六号”立方星未配置推进系统，不考虑该项摄动，式（1）中没有给出。

作为环绕月球的航天器，“嫦娥六号”立方星的轨道可以看成是一个受摄二体问题，受月球质点引力和主要摄动力的量级如图1所示。

在环月轨道动力学环境中，立方星除受到月球中心引力作用外，还受到多种摄动力的影响。通过定量分析表明，月球非球形引力摄动和地球第三体引力摄动构成了最主要的摄动源，二者产生的摄动加速度均达到10^{-4} m/s²量级，对轨道演化具有决定性影响。次要摄动源包括太阳第三体引力摄动、太阳光压效应以及固体潮汐摄动，其摄动加速度量级约为10^{-7} m/s²。相比之下，地球扁率摄动（J_2项）及其它大天体（如木星、金星）产生的摄动效应更为微弱，其量级通常低于10^{-9}m/s²，在轨道演化分析中可予以忽略。

1.2 月球卫星轨道演化

由于月球属于慢自转天体，其非球形引力位较接近球形引力位，即月球的扁率项系数（J_2）项与其它谐系数的差别不明显[13]。对于低轨月球卫星，在月球非球形引力和地球引力两种主要摄动影响下，消除短周期变化后，e的长周期变化Δe_{L}的表达式为[14]

$$\Delta e_L=e_L(t)-e_L(t_0)=\sin i\left\{\sum_{l(2)\geqslant 3}(-1)^{(l-1)/2}\frac{(l-1)}{3p_0^l}\left(\frac{J_l}{J_2}\right)F^*(i)\right\}\cdot$$
$$[\sin\bar{\omega}(t)-\sin\bar{\omega}(t_0)]\Big/\left(2-\frac{5}{2}\sin^2 i\right) \tag{2}$$

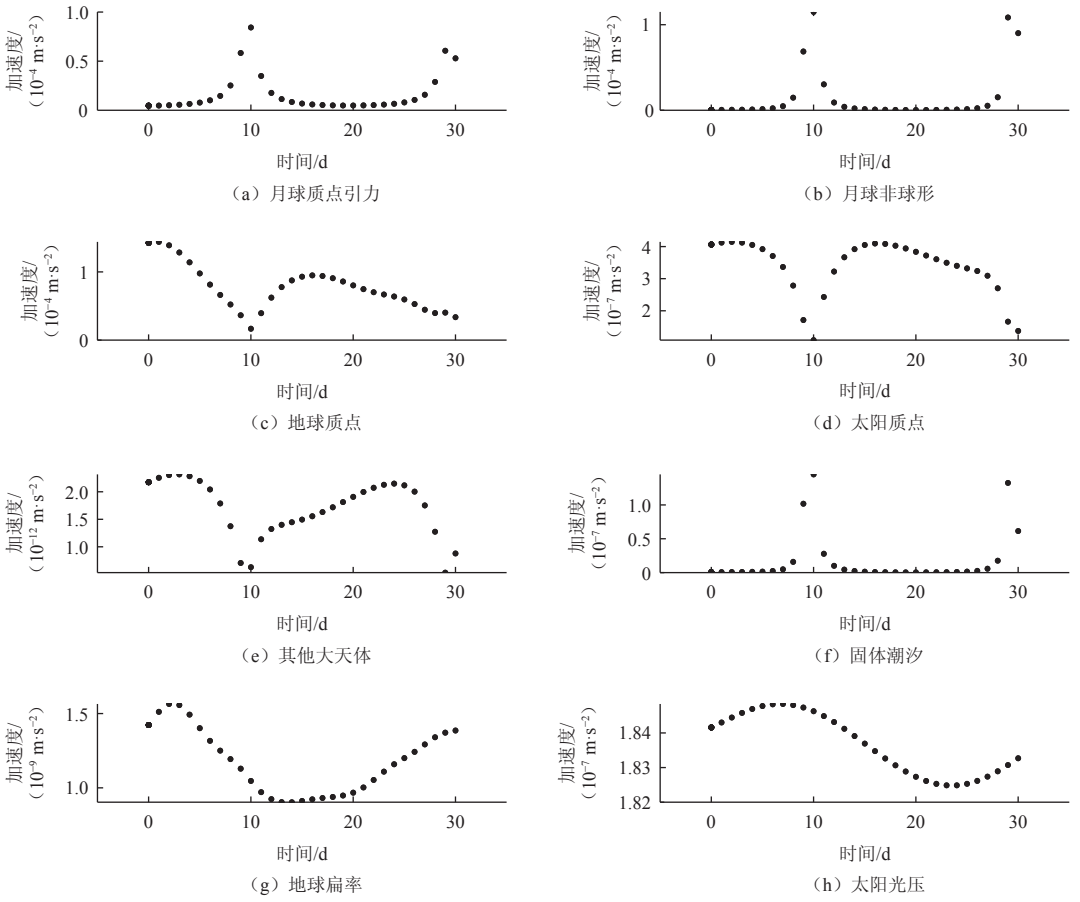


图 1　“嫦娥六号”立方星受力分析

Fig. 1　Force analysis of ICUBE-Q

其中：$l(2)$表示取值步长为2，取奇次项系数，$l=3,5,7\cdots$，$p=a(1-e^2)$；a、e、i、ω分别表示开普勒轨道根数的半长轴、偏心率、轨道倾角和近地点幅角；$F^*(i)$是$\sin i$的函数，如式（3）所示

$$\begin{cases} F^*(i)=\sum_{q=0}^{(l-2)/2}(-1)^q\left(\frac{1}{2}\right)^{(l+2q)}C_{lpq}^*\left(\sin^2 i\right)^q \\ C_{lpq}^*=\begin{pmatrix} l \\ (l-1)/2-q \end{pmatrix}\begin{pmatrix} l+2q+1 \\ l \end{pmatrix}\left(\frac{2q+1}{q}\right) \end{cases} \tag{3}$$

由式（2）和式（3）可以得出，对于低轨月球卫星来说，Δe_{L}的变化主要取决于动力学扁率的奇次项与J_2的比值，相比地球而言，月球的这一项比值较大。通过数值计算可知，某些倾角轨道可能出现轨道偏心率变化导致低轨环月运行卫星自然陨落，同样也存在“稳定区”倾角的轨道，使得低轨卫星的寿命很长。

对于大偏心率月球轨道而言，在绕月运行过程中在近月点附近运行的时间仅占轨道周期的极小部分，主要处于高轨状态。文献[11]通过理论推导获得了大椭圆轨道偏心率长周期项变化的解析表达式，该研究表明在月球非球形引力摄动和三体引力摄动的共同作用下，轨道半长轴仅产生10^{-4}～10^{-3}量级的周期性波动，而偏心率的长周期变化则主导了轨道演化过程。本文主要利用数值积分的方式，分析“嫦娥六号”立方星轨道根数的演化，结果如图2所示。

基于摄动力量级分析结果，本研究对比了全摄动力模型与简化模型（仅考虑月球非球形引力和地球第三体引力）下的轨道演化差异。仿真结果表明，两种模型在轨道根数演化方面的差异主要体现在平近点角的变化上，而对其它轨道根数的影响相对较小。这一现象可以从图2中得到直观验证：无论采用何种摄动模型，半长轴均呈现微小周期波动；而偏心率、轨道倾角、升交点赤经和近地点幅角则表现出显著的长期变化趋势。

事实上，这里由于轨道外推的时间较短，轨道根数的周期项没有体现。此外，仅考虑月球非球形摄动时，偏心率不存在长期变化，也说明了三体引力在大偏心率月球轨道卫星轨道演化中发挥的重要作用。

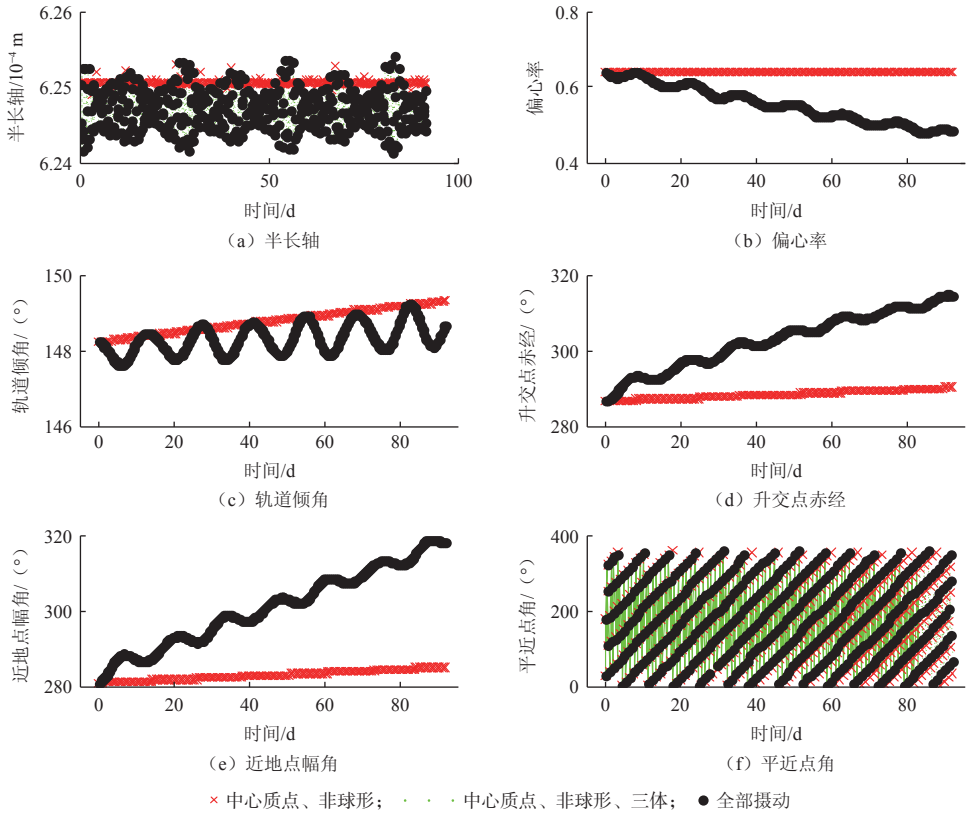


图 2 “嫦娥六号”立方星轨道根数演化

Fig. 2 Evolution of the orbital elements of ICUBE-Q

2 三向多普勒测速确定立方星轨道

2.1 三向多普勒测量建模

三向测量作为一种深空测量技术，其基本原理如图3所示。由主站发射上行信号，经星载应答机相干转发后，由地理上分离的副站接收下行信号进行测量。该技术包含两种基本测量模式：三向测距和三向测速。其中，三向测距通过测量信号传输时延获得距离和ρ，而三向测速则利用多普勒效应测量距离变化率$\dot{\rho}$。三向测量分为地面站同频率源（简称同源）三向测量和非同源三向测量[15]。在同源三向测量中，上行主站与下行副站之间距离较近，通过微波链路或光纤链路实现站间频率同步。当主站与副站距离较远，无法保证地面收发频率的相干性时，称为非同源三向测量。两种模式的主要区别在于，在距离和测量中，非同源三向测量需要考虑站间钟差的修正，而同源模式则不存在该问题；对于多普勒测速来说，由于上行主站发射固定频率载波，下行站利用接收信号完成测量值的计算，不需要考虑钟差同步问题，这是三向测速的优势，但由于不同站频率源的准确度不同，非同源三向测速会引入测速噪声。

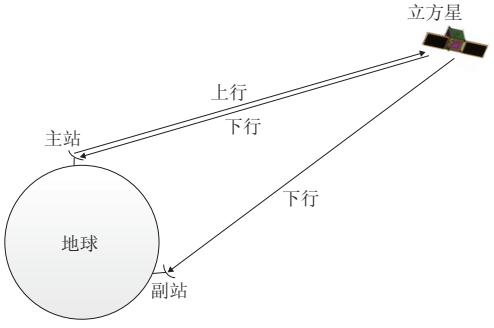


图 3 三向测速原理

Fig. 3 Three-way speed measurement principle

三向多普勒的观测量是下行地面接收站接收信号频率相对于上行站发射频率的偏移量f_D，通过一个积分周期内的周计数得到，即

$$f_D = f_R - f_0 = \frac{N_c}{\Delta T} + \sigma \tag{4}$$

其中：f_R为测站接收频率；N_c为一个积分周期内的周计数；ΔT为积分周期；σ为观测误差，包括随机误差和系统误差。

根据Moyer给出的三向多普勒计算公式[16]

$$\dot{\rho} = \left(1 - \frac{f_R}{M f_s}\right) c \tag{5}$$

$$\frac{f_R}{Mf_s}=1-\frac{[\rho_U(t_R)+\rho_D(t_R)]-[\rho_U(t_R-\Delta T)+\rho_D(t_R-\Delta T)]}{2\Delta T} \tag{6}$$

其中：$\dot{\rho}$为多普勒测速值；f_s为测站发射频率；c为光速；M为转发比；对于三向多普勒来说，一般将多普勒的时标设为接收端，ΔT为接收端的积分周期，接收时刻测站到卫星的下行和上行距离分别为$\rho_U(t_R)$、$\rho_D(t_R)$；把卫星的状态矢量积分至$t_R-\Delta T$，该时刻测站到卫星的下行和上行距离为$\rho_U(t_R-\Delta T)$、$\rho_D(t_R-\Delta T)$，这里要对观测量进行大气修正。

2.2　三向多普勒测量误差分析

不考虑太阳活动影响，三向多普勒测速的误差主要由接收机处的热噪声、频率源的相位噪声以及频率源的不准确度引起。双向多普勒测量的误差方差σ^2可以建模为

$$\sigma^2=\sigma_{VN}^2+\sigma_{VF}^2+\sigma_{VS}^2 \tag{7}$$

其中：σ_{VN}^2、σ_{VF}^2和σ_{VS}^2分别表示接收机处的热噪声、频率源的相位噪声造成的随机误差以及来自频率源的不稳定度造成的系统误差。

1）接收机热噪声

接收机热噪声可以表示为

$$\sigma_{VN}^2=\sigma_{VNU}^2+\sigma_{VND}^2 \tag{8}$$

σ_{VNU}和σ_{VND}分别表示上行和下行的热噪声[17]

$$\sigma_{VNU}^2\cong\begin{cases}\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{c}{2\pi f_R\Delta T}\right)^2\dfrac{M^2}{\rho_{TR}}\dfrac{B_L}{B_{TR}}, & B_L<B_{TR}\\[2ex] \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{c}{2\pi f_R\Delta T}\right)^2\dfrac{M^2}{\rho_{TR}}, & B_L\geqslant B_{TR}\end{cases} \tag{9}$$

其中：ρ_{TR}为应答机载波环路中的信噪比；B_{TR}为应答器载波环路的噪声等效带宽；B_L为单边环路带宽。

$$\sigma_{VND}^2=\frac{1}{2}\left(\frac{c}{2\pi f_R\Delta T}\right)^2\frac{1}{\rho_L} \tag{10}$$

$$\rho_L=\frac{P_C}{N_0}\cdot\frac{1}{B_L} \tag{11}$$

其中：P_C/N_0为下行信号功率谱密度比。根据估算，三向多普勒的热噪声在±1.5 mm/s。

2）频率源相位噪声

$$\sigma_{VF}\approx c\frac{\sigma_y(T)}{\sqrt{2}} \tag{12}$$

$\sigma_y(T)$表示地面站时钟的稳定度，用阿伦方差表示，由于测站使用的高稳定度的原子钟作为时钟基准，σ_{VF}对多普勒测速噪声的影响较小，通常可以忽略。

3）频率源准确度误差

由式（5）可知

$$\dot{\rho}=\frac{f_d}{Mf_s}c \tag{13}$$

两端对f_d求导可得

$$\Delta\dot{\rho}=\frac{\Delta f_d}{Mf_s}c \tag{14}$$

定义Δf_d为站间频率不准确度，假设站间频率不准确度为10^{-12}，由此引入的系统噪声为0.3 mm/s。

2.3　立方星轨道确定及精度评估

2.3.1　利用三向多普勒确定立方星轨道

针对“嫦娥六号”立方星的测控需求，上行链路使用青岛站18 m口径天线（QD18）或喀什站18 m口径天线（KS18）作为上行主站，下行链路则采用喀什站35 m口径天线阵（KS35）中的一组天线作为接收站，构建高灵敏度的三向测量系统。

基于表1所列的高精度动力学模型参数，对立方星轨道进行精密解算。图4展示了入轨初期和稳定运行期的轨道解算残差分布情况。

表 1　定轨计算相关参数

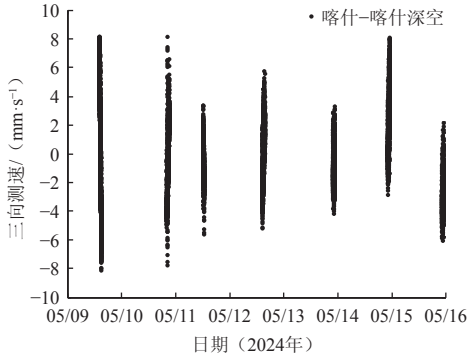
Table 1　Parameters related to orbit determination

参数名称	参数值
定轨数据	三向多普勒
定轨弧段	约7 d
月球重力场	GRGM660PRIM
三体摄动	地球、大天体
太阳辐射压模型	球模型，固定面质比0.034，光压系数Cr初值1.2
行星历表	JPL DE436
相对论影响	考虑
解算参数	位置速度 光压系数

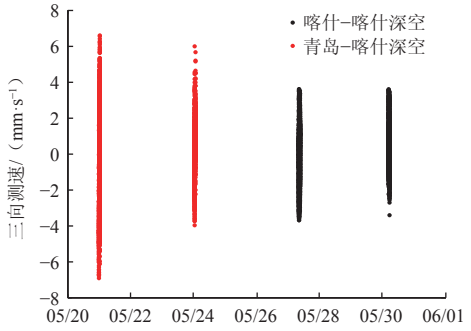
入轨初期立方星使用KS18和KS35进行测量，跟踪时长约1 h/d，测速噪声的RMS（Root Mean Square）约为2 mm/s。稳定运行跟踪弧段进一步减少，约每3天测量一次。采用3种策略进行分析，如表2所示。

分析3种策略的测量协方差，如图5所示。

3种策略均使用7 d数据定轨，策略1为连续跟踪，建立比对基准；策略2使用相邻的KS18和KS35间隔2 d跟踪；策略3使用QD18和KS35间隔2 d跟踪。由于轨道确定误差主要集中体现在迹向（T）和法向（N）两个分量上，从协方差分析的结果看，虽然策略3采用了更为稀疏的跟踪模式（间隔2 d），但由于QD18和KS35之间优越的观测几何构型，显著增强了对航天器轨道的空间约束能力，使其定轨精度与连续跟踪的策略1相当。相比之下，策略2由于站间基线较短，几何约束能力有限，导致定轨精度相对较低。



（a）残差1（入轨初期）



（b）残差2（稳定运行）

图 4　定轨残差

Fig. 4　Residuals of orbit determination

表 2　定轨策略

Table 2　Orbit determination strategy

策略	使用测站	定轨弧长/d	跟踪频率
策略1	KS18和KS35	7	1 h/d
策略2	KS18和KS35	7	第1、4、7 d
策略3	QD18和KS35	7	第1、4、7 d

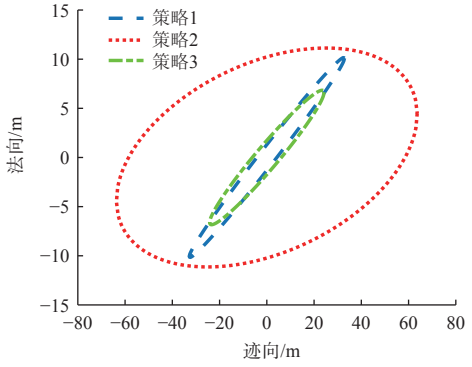


图 5　定轨误差椭圆

Fig. 5　Error ellipse of orbit determination

2.3.2　立方星轨道精度评估

定轨精度的准确评定是非常困难的，因为不但轨道根数的真值是不可能得到的，而且作为标准的更高精度的定轨结果也是难以得到的，因此定轨精度的评定只能是近似的。任务中定轨弧长为4 d，弧段1采用第1～4 d的观测数据进行轨道确定，弧段2采用第4～7 d的观测数据进行轨道确定。通过引入重叠弧段轨道互差的RMS及最大值来评价两条轨道重叠部分在三维位置上的差异，可以反映定轨结果的精度和稳定性。

利用重叠弧段内符合的方法评估立方星的轨道精度，结果如表3所示。从重叠弧段的精度看，立方星利用三向测速进行轨道确定的位置精度优于1 km，速度精度优于0.2 m/s。

由于增加QD8-KS35的测量基线，即使采用更为稀疏的间隔2 d测量模式，轨道精度与每天连续跟踪条件下的精度相当。

表 3　重叠弧段精度

Table 3　Overlapping arcs accuracy

定轨弧段	开始—结束时间（北京时间）	测站	跟踪时长	重叠弧长/h	RMS		MAX	
					位置/m	速度/(m·s⁻¹)	位置/m	速度/(m·s⁻¹)
1	2024-05-09T14:02—2024-05-12T15:30	KS18、KS35	1 h/d	1	594.216	0.081	721.80	0.090
2	2024-05-12T14:30—2024-05-15T23:00							
3	2024-05-14T22:12—2024-05-21T00:25	KS18、QD18、KS35	间隔2 d	1	629.04	0.175	720.51	0.198
4	2024-05-20T23:30—2024-05-27T09:00							
5	2024-06-09T19:00—2024-06-17T22:00	KS18、QD18、KS35	间隔2 d	1	780.43	0.111	783.35	0.114
6	2024-06-17T21:00—2024-06-22T00:00							

3　立方星轨道长期演化分析

月球上没有大气，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[18]。月球轨道卫星的寿命主要取决于另一种动力学机制，对于低轨月球卫星，主要受到月球非球形摄动影响。对于高轨和大偏心率月球卫星来说，除了月球的非球形之外还受到地球第三体引力摄动。这些动力学影响会使卫星轨道偏心率出现长周期项的变化，可能导致其近月距小于月球半径撞到月球上从而结束其轨道寿命。

“嫦娥六号”立方星释放后，在环月大椭圆轨道上主要采用对日巡航姿态飞行，轨道相对稳定，其偏心率的长期演化趋势如图6所示。

分析各摄动力的影响，如图7所示。首先考虑全部摄动，使用不同光压系数进行轨道预报，卫星光压采

用球模型等效作用面积的方法，不同光压系数对近月点高度演化影响很小；其次，仅考虑地月质点和非球形的影响，结果与考虑全部摄动的结果基本一致；最后，仅考虑月球质点和非球形影响，该情况卫星轨道的近月点高度几乎不变。

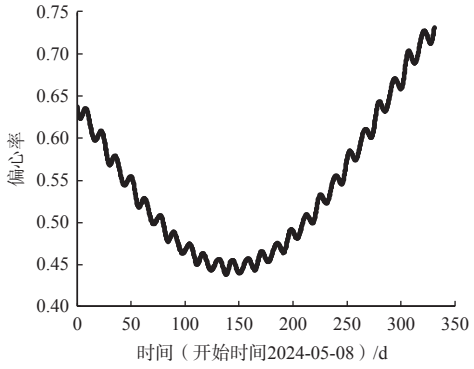


图 6　立方星偏心率长期演化

Fig. 6　Long-term evolution of eccentricity

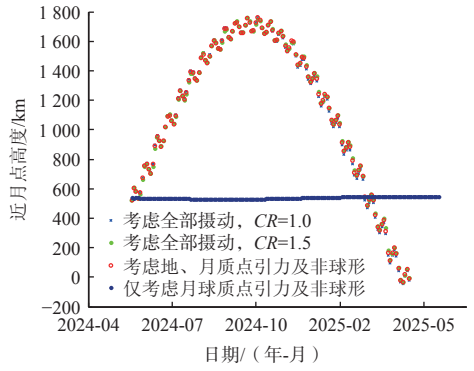


图 7　不同摄动对近月点高度演化影响

Fig. 7　Influence of different perturbation force on pericenter height

由上述分析可知，由于长期的累积效应，对于前两种情况，不同力模型会使卫星的位置速度具有较大的差异，但是对轨道形状及卫星轨道寿命的影响较小。影响轨道演化的主要是地球的三体引力作用。根据轨道长期演化分析，“嫦娥六号”立方星轨道近月距离在2025年4月将小于月球半径。

4　结　论

立方星在深空探测任务中正发挥着越来越重要的作用。然而，受测控资源和设备性能等因素的限制，“嫦娥六号”任务搭载的立方星在缺乏测距和VLBI数据支持的条件下，仅能依赖三向多普勒测量进行轨道确定，且观测弧段较为稀疏。本文针对该立方星的轨道特性、力学环境及测量手段，系统分析了影响其轨道变化的主要摄动因素，基于三向测速数据实现了轨道确定，并深入研究了其轨道的长期演化规律。主要结论如下：

1）通过建立三向多普勒测速模型，成功实现了对“嫦娥六号”立方星的轨道确定，测速残差的均方根误差为2 mm/s，轨道位置精度优于1 km；

2）对于大偏心率的月球轨道卫星，三体引力摄动在轨道演化过程中占据主导地位。“嫦娥六号”立方星的偏心率受三体摄动影响呈现显著的长周期变化。轨道演化预测表明，该立方星的近月距离预计于2025年4月缩小至小于月球半径。

参　考　文　献

[1] CHAHAT N，DECROSSAS E，KOBAYASHI M M. “Mars Cube One” in CubeSat antenna design[M]. New York：John Wiley & Sons，2020：35-89.

[2] 韦明川，胡超然，阎敬业，等. 首颗自主地月转移微卫星“龙江二号”[J]. 宇航学报，2020，41(6)：790-799.
WEI M C，HU C R，YAN J Y，et al. Longjiang - 2：the first independent Earth -Moon-transfer microsatellite[J]. Journal of Astronautics，2020，41(6)：790-799.

[3] 吴伟仁，王赤，刘洋，等. 深空探测之前沿科学问题探析[J]. 科学通报，2023，68(6)：606-627.
WU W R，WANG C，LIU Y，et al. Frontier scientific questions in deep space exploration[J]. Chinese Science Bulletin，2023，68(6)：606-627.

[4] 中国网. 中国向巴基斯坦交接嫦娥六号任务巴基斯坦立方星数据[EB/OL]. (2024-05-10)[2024-07-25]. https://baijiahao. baidu.com/s?id=1798652511839726586&wfr=spider&for=pc.

[5] 黄磊，王宏，樊敏. 三向测量技术在深空探测中的应用研究[J]. 飞行器测控学报，2012，31(3)：6-10.
HUANG L，WANG H，FAN M. Application of three-way measurement in deep space exploration[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology，2012，31(3)：6-10.

[6] SMITH E S，MORINELLI P J. Analysis of three-way doppler tracking data from the lunar reconnaissance orbiter mission[C]// Proceedings of SpaceOps 2010 Conference. Huntsville，Alabama: [s. n.]，2010：1-18.

[7] 张宇，李翠兰，段建锋，等. 三向测量模式在嫦娥三号探测器中的应用[J]. 飞行器测控学报，2015，34(3)：260-266.
ZHANG Y，LI C L，DUAN J F，et al. Application of three-way measurement mode in Chang’E 3 probe[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology，2015，34(3)：260-266.

[8] FOING B H，KOSCHNY D，FREW D，et al. SMART-1 Moon impact in August 2006：predictions and observation campaign[J]. Geophysical Research Abstracts，2007，9：10608.

[9] 郑永春，邹永廖，付晓辉. 月亮女神探月计划及对我国月球与深空探测的思考[J]. 航天器工程，2011，20(2)：57-65.
ZHENG Y C，ZOU Y L，FU X H. Review of SELENE lunar mission and suggestion for China’s lunar and planetary exploration[J]. Spacecraft Engineering，2011，20(2)：57-65.

[10] 李金岭，郭丽，钱志瀚，等. 嫦娥一号卫星受控撞月轨迹测量与落月点坐标分析[J]. 科学通报，2010，55(9)：752-757.
LI J L，GUO L，QIAN Z H，et al. Determination of the controlled landing trajectory of Chang’E-1 satellite and the coordinate analysis of the landing point on the Moon[J]. Chinese Science Bulletin，2010，

55(9)：752-757.

[11] ZUBER M T，SMITH D E，WATKINS M M，et al. Gravity field of the Moon from the Gravity Recovery and Interior Laboratory（GRAIL）mission[J]. Science，2012，339(6120)：668-671.

[12] ELPHIC R C，DELORY G T，BUTLER P H，et al. The Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer mission[J]. Space Science Review，2014，185：3-25.

[13] 刘林，胡松杰，王歆. 航天动力学引论[M]. 南京 ：南京出版社大学，2006.

[14] 刘林，侯锡云. 深空探测轨道理论与应用[M]. 北京：电子工业出版社，2015.

[15] 曹建峰，李勰，鞠冰，等. 太阳系多星精密定轨软件[J]. 深空探测学报（中英文），2022，9(5)：532-541.
CAO J F，LI X，JU B，et al. Multi-satellite precision orbit determination and data analysis software in solar system[J]. Journal of Deep Space Exploration，2022，9(5)：532-541.

[16] MOYER T D. Formulation for observed and computed values of deep space network data types for navigation[M]. California：Jet Propulsion Laboratory，2000.

[17] BORDER J S，LANYI G E，DONG K S. Radiometric tracking for deep space navigation[J]. Advances in the Astronautical Ences，2008，131：15-20.

[18] 刘林，王歆. 月球卫星轨道力学综述[J]. 天文学进展，2003(4)：281-288.
LIU L，WANG X. On the orbit dynamics of lunar satellite[J]. Progress in Astronomy，2003(4)：281-288.

作者简介：
孔静(1982－)，女，高级工程师，主要研究方向：航天器精密定轨及其科学应用研究。
通信地址：北京5130信箱(100094)
E-mail：13581877617@163.com

Orbit Determination of Chang'E-6 ICUBE-Q CubeSat and Orbit Evolution Analysis

KONG Jing，WANG Saijin，LIU Shaoran，MA Xinyu，DUAN Chenglin
（Beijing Aerospace Control Center，Beijing 100094，China）

Abstract： This study focuses on the Pakistan ICUBE-Q CubeSat carried by the Chang'E-6 mission，systematically analyzing its orbital characteristics，dynamic environment，and measurement methods，with particular emphasis on the primary perturbative factors affecting its orbital variations. In the absence of range and Very Long Baseline Interferometry (VLBI) support，a three-way Doppler velocity measurement model was proposed for orbit determination，and the velocity measurement errors were thoroughly analyzed. Additionally，an orbit determination strategy suitable for sparse observation modes was designed，and error assessment was conducted. Furthermore，a detailed analysis of the long-term orbital evolution of the CubeSat was performed. The results indicate that the Root Mean Square (RMS) of the three-way Doppler velocity residuals was 2 mm/s，and the orbit determination accuracy achieved a position precision better than 1 km. The CubeSat's orbit was primarily influenced by lunar non-spherical gravitational perturbations and Earth's point-mass gravity，with three-body gravitational effects playing a significant role in its orbital evolution. Orbital evolution predictions reveal that the CubeSat's perilune distance is expected to decrease to less than the lunar radius by April 2025. This study provides valuable insights into orbit determination and evolution analysis for microsatellites in deep space exploration missions.

Keywords： Chang'E-6；ICUBE-Q；orbit determination；orbit perturbation；orbit evolution

Highlights：

- The Pakistan ICUBE-Q CubeSat carried by the Chang'E-6 mission was successfully deployed and images of the Moon were acquired.
- Three-way Doppler measurement model was used to determine the orbit of the CubeSat, the residual of three-way Doppler was 2 mm/s, and the position accuracy of orbit determination is 1 km.
- The pericenter height of the CubeSat's orbit is expected to be smaller than the radius of the Moon in April 2025.

[责任编辑：宋宏，英文审校：宋利辉]