

人造卫星轨道改进和高精度 激光测距数据的预处理

崔 春 芳

摘要

本文提出了一个适合于高精度人造卫星激光测距数据的四参数轨道改进模型并将其轨道改进引入测距数据的预处理，以消除轨道计算的系统误差。制定了一个二步算法，以改善法方程解的稳定性。发展了高精度激光测距数据预处理的两套程序。

一、引言

第三代人造卫星激光测距系统的使用，把卫星大地测量推入了一个新的阶段。新的系统具有两个特点：

——精度高。第三代激光系统的精度为厘米级。观测误差既小于轨道计算的系统误差，也远低于外界噪声。

——数据多。每次卫星通过通常可获得几百个测距数据，在良好的情况下则可达几千个。

这两个特点决定了激光卫星测距数据预处理的任务：

——检验数据，发现并剔除粗差。这种粗差是由外界强噪声引起的，它在白天观测及气象条件不好的情况下大量出现。

——压缩数据，以节省数据传递和计算的时间和介质。压缩后的数据即所谓正常点或快读数据，由每1~3分钟一个观测数据加上适当的改正形成。

文献〔1〕和〔2〕可以代表至今的预处理工作。其中心思想是对观测数据〔1〕或由一定轨道模型计算的观测差，即O—C〔2〕进行多项式逼近。逼近后的残差不应超过一定的标准（如 3σ 标准）。超过时，相应的观测即认为带有粗差，加以剔除。

按不同的轨道模型计算的观测差是有差别的，并且它们的数值相当大。这说明轨道计算中的系统误差起着很大的作用。本文将轨道改进引入激光数据的预处理，以提高处理的精度。经轨道改进后，观测差中不再含有系统误差，因此无需再用多项式逼近。

在轨道改进中计算并使用了观测量对各改进参数的偏导数，即误差方程的系数。对应于正常点的这些系数被记入磁盘文件保存起来，在以后的平差中不必重新计算。因此这里又提出并完成了预处理的第三个任务：

——为激光数据的进一步利用准备误差方程系数。

二、模型、误差方程

观测量是测站到卫星的距离

$$\rho = |\vec{\rho}| = |\vec{r} - \vec{r}_s| \quad (2-1)$$

式中 \vec{r} 和 \vec{r}_s 是在某一时刻 t ，卫星和测站在赤道惯性参考系中的位置向量， $\vec{\rho}$ 为测距向量（见图 1）。式 (2-1) 就是观测方程，它可写成下面的形式

$$\rho^2 = \vec{\rho} \cdot \vec{\rho} = (\vec{r} - \vec{r}_s) \cdot (\vec{r} - \vec{r}_s)$$

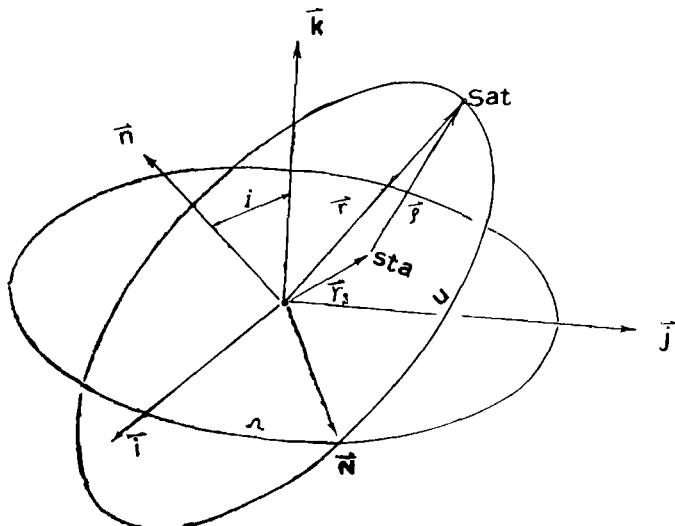


图 1

由此可直接导出误差方程

$$\begin{aligned} \rho_o - \rho_c &= \Delta \rho = \Delta \vec{\rho} \cdot \vec{\rho} / \rho + \delta \rho \\ &= \Delta \vec{r} \cdot \vec{\rho} / \rho - \Delta \vec{r}_s \cdot \vec{\rho} / \rho + \delta \rho \end{aligned} \quad (2-2)$$

其中 ρ_o 为观测值。 ρ_c 为由一定轨道模型计算的（近似）值。 $\delta \rho$ 为激光系统的标定误差，它对每台仪器为常数。差值 $\rho_o - \rho_c$ 称为观测差 (O-C)。

卫星在任意时刻的位置和速度可以通过希尔 (H, u) 变量来描述。此处利用希尔变量而不用刻普勒轨道根数的原因在于

1、刻普勒根数对于具有小偏心率的卫星轨道不适用。而我们这里的主要对象—LAGEOS 卫星正是沿这样的轨道运行；

2、对于测距数据，利用希尔变量时，独立变量的数目可减少到四个，如下面将要论证的。

希尔变量定义如下^[3]：

r —卫星向径；

u —卫星至升交点的角距；

Ω ——卫星轨道升交点赤经;

\dot{r} ——向径的变化率;

$G = r^2 \dot{u}$ ——卫星角动量, 其中 \dot{u} 为角距的变化率;

$H = G \cos i$ ——角动量在极轴方向的分量, 其中 i 为卫星轨道倾角。

不对理论作任何原则的修改, 可以用 $H/G = \cos i$, 或者干脆, i 代替 H 而作为第六个独立变量。这样, 卫星的位置向量可以通过四个变量 r , u , Ω 和 i 来表达。而 \dot{r} 和 G 只反映卫星位置的变化趋势, 它们在计算中将不直接出现。于是有

$$\vec{r} = \vec{r} (r, u, \Omega, i) \quad (2-3)$$

由此

$$\Delta \vec{r} = \frac{\partial \vec{r}}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial \vec{r}}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial \vec{r}}{\partial \Omega} \Delta \Omega + \frac{\partial \vec{r}}{\partial i} \Delta i \quad (2-4)$$

为改进卫星轨道, 对计算的 r , u , Ω , 和 i 都需加上相应的改正数 Δr , Δu , $\Delta \Omega$ 和 Δi 。这些改正数对每次卫星通过为常数。此外, 还可看到, 四个变量中只有 u 随时间有线性的(长期的)变化 (Ω 的长期变化很小, 在一次卫星通过中显现不出来)。因此有 $\Delta u = \frac{du}{dt} \Delta t$ 。而改正数 Δt 包含有两部分: Δt_0 ——起始值改正和 Δt_u ——测站时钟改正。由此, 方程 (2-4) 中 Δu 为 Δt_0 和 Δt_u 所取代

$$\vec{\Delta r} = \frac{\partial \vec{r}}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial \vec{r}}{\partial t} \Delta t_0 + \frac{\partial \vec{r}}{\partial \Omega} \Delta \Omega + \frac{\partial \vec{r}}{\partial i} \Delta i + \frac{\partial \vec{r}}{\partial t} \Delta t_u \quad (2-5)$$

对于测站在惯性系中的位置向量, 有

$$\vec{r}_s = \vec{r}_s (x, y, z; t, s) \quad (2-6)$$

其中 X , Y , Z 为地固系中的测站直角坐标; t 为时间; s 代表联系地固系和惯性系的其它参数, 如地球自转角速度、极移等。在数据预处理以及定位计算中, 不考虑参数 s 的改正, 其影响将为其它参数所吸收。由此得

$$\vec{\Delta r}_s = \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial t} \Delta t_u \quad (2-7)$$

此处时间改正只包含测站的钟差 Δt_u 。

将方程 (2-2), (2-5) 和 (2-7) 结合起来, 即得下面要处理的误差方程

$$\begin{aligned} \rho_o - \rho_c &= \frac{\partial \vec{r}}{\partial r} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta r + \frac{\partial \vec{r}}{\partial t} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta t_0 + \frac{\partial \vec{r}}{\partial \Omega} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta \Omega \\ &+ \frac{\partial \vec{r}}{\partial i} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta i - \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial x} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta x - \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial y} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta y \\ &- \frac{\partial \vec{r}_s}{\partial z} \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta z + \frac{\partial}{\partial t} (\vec{r} - \vec{r}_s) \cdot \frac{\rho}{\rho} \Delta t_u + \delta \rho \end{aligned} \quad (2-8)$$

方程 (2-8) 中含有 9 个未知数。在单站单次通过的数据预处理中不可能计算所有这些未知数。为确定哪些参数可以足够精确地表达一次卫星通过, 进行了多种模型的比较。结

果表明, r , t_0 , Ω 与 i 是最好的组合。相应的误差方程为

$$\begin{aligned} \rho_0 - \rho_e &= \frac{\partial \vec{r}}{\partial \vec{r}} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \Delta \vec{r} + \frac{\partial \vec{r}}{\partial t} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \Delta t_0 + \frac{\partial \vec{r}}{\partial \Omega} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \Delta \Omega \\ &+ \frac{\partial \vec{r}}{\partial i} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \Delta i \end{aligned} \quad (2-9)$$

为导出计算上述方程中各未知数的系数, 即相应的偏导数的公式, 仍从图 1 出发。图中 \vec{i} , \vec{j} , \vec{k} 为惯性系中的坐标单位向量; \vec{n} 为卫星角动量方向 (即轨道面正法向) 单位向量; \vec{N} 为升交点方向单位向量。

$$\vec{n} = \vec{r} \times \vec{U} / |\vec{r} \times \vec{U}| \quad (2-10)$$

$$\vec{N} = \vec{k} \times \vec{n} / |\vec{k} \times \vec{n}| \quad (2-11)$$

显然有 $\frac{\partial \vec{r}}{\partial t} = \vec{U}$, $\frac{\partial \vec{r}_s}{\partial t} = \vec{U}_s$ 。此处 \vec{U} 和 \vec{U}_s 分别表示卫星和测站在惯性系中的速度向量。由此有

$$\frac{\partial \rho}{\partial t_0} = \frac{\partial \vec{r}}{\partial t} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} = \vec{U} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \quad (2-12)$$

及

$$\frac{\partial \rho}{\partial t_0} = (\vec{U} - \vec{U}_s) \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \quad (2-13)$$

当向径 r 改变 Δr 时, 卫星位置向量的改变为

$$\Delta \vec{r} = \Delta r \frac{\vec{r}}{r}$$

由此

$$\frac{\partial \rho}{\partial r} = \frac{\vec{r}}{r} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \quad (2-14)$$

升交点赤经的改变相当于轨道面绕 \vec{k} 的旋转。卫星的相应位移为

$$\Delta \vec{r} = \vec{k} \times \vec{r} \Delta \Omega$$

由此

$$\frac{\partial \vec{r}}{\partial \Omega} = \vec{k} \times \vec{r}$$

及

$$\frac{\partial \vec{\rho}}{\partial \Omega} = \vec{k} \times \vec{r} \cdot \frac{\vec{\rho}}{\rho} \quad (2-15)$$

轨道倾角的改变相当于轨道面绕 \vec{N} 的旋转。由此得

$$\frac{\partial \vec{r}}{\partial i} = \vec{N} \times \vec{r}$$

及

$$\frac{\partial \rho}{\partial i} = \vec{N} \times \vec{r} \cdot \vec{\rho} / \rho \quad (2-16)$$

上述各偏导数可以由卫星的位置和速度向量通过一些向量运算（数量积和向量积）求得。这些运算的结果与坐标系的选取无关，但作数值计算时需要选择一定的坐标系。它可以是地固系，也可以惯性系。只是在计算对于测站坐标的偏导数时，采用地固系较为方便。所以计算中都采用地固系。

在地固系中，测站的位置向量可表示为

$$\vec{r}_s = x \vec{i}_1 + y \vec{j}_1 + z \vec{k}_1$$

此处 \vec{i}_1 、 \vec{j}_1 和 \vec{k}_1 为地固系坐标单位向量。

因此

$$\frac{\partial \vec{r}_s}{\partial x} = \vec{i}_1$$

并且

$$\frac{\partial \rho}{\partial x} = - \vec{i}_1 \cdot \vec{\rho} / \rho \quad (2-17)$$

相应地

$$\frac{\partial \rho}{\partial y} = - \vec{j}_1 \cdot \vec{\rho} / \rho \quad (2-18)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial z} = - \vec{k}_1 \cdot \vec{\rho} / \rho \quad (2-19)$$

至此，所有误差方程系数的计算公式已导出。

三、参数估計

误差方程 (2-8) 或 (2-9) 可以写成矩阵形式如下：

$$Ax = B - v \quad (3-1)$$

此处 A 为 $n \times u$ 阶系数矩阵； n 和 u 分别代表观测数目和未知数个数。对于轨道改进，采用方程 (2-9)， $u = 4$ ；对于短弧法定位，利用方程 (2-8)， $u = 9$ 。在这两种情形，矩阵 A 的引向量分别为

$$\text{zeil}(A) = \left(\frac{\partial \rho}{\partial r}, \frac{\partial \rho}{\partial t_0}, \frac{\partial \rho}{\partial \Omega}, \frac{\partial \rho}{\partial i} \right)$$

或

$$\text{zeil}(A) = \left(\frac{\partial \rho}{\partial r}, \frac{\partial \rho}{\partial t_0}, \frac{\partial \rho}{\partial \Omega}, \frac{\partial \rho}{\partial i}, \frac{\partial \rho}{\partial x}, \frac{\partial \rho}{\partial y}, \frac{\partial \rho}{\partial z}, \frac{\partial \rho}{\partial t_u}, 1 \right)$$

x 为 $u \times 1$ 阶未知数矩阵，有

$$x^T = (\Delta r, \Delta t_0, \Delta \Omega, \Delta i)$$

或

$$\mathbf{x}^T = (\Delta r, \Delta t_o, \Delta \Omega, \Delta i, \Delta x, \Delta y \\ \Delta z, \Delta t_u, \delta \rho)$$

而 B 和 v 分别为 $n \times 1$ 阶观测差矩阵 ($\Delta \rho$) 和残差矩阵。由方程 (3—1) 有

$$v = B - Ax$$

由此, 残差 v 可以解释为改进后的 $\Delta \rho$ 。

设观测差 B 的方差——协方差矩阵为

$$C(B) = \sigma^2 \rho^{-1} \quad (3-2)$$

其中 σ 为观测中误差; ρ 为权矩阵。

为求未知数的无偏估计和最佳期望值, 应满足条件

$$E(v) = 0 \quad (3-3)$$

$$v^T P v = (\text{最小})$$

此处 $E(v)$ 为残差 v 的期望值。由此有法方程

$$A^T P A x = A^T P B \quad (3-4)$$

未知数的估计值即为法方程 (3—4) 之解:

$$x = (A^T P A)^{-1} A^T P B \quad (3-5)$$

其方差——协方差矩阵为

$$C(x) = \sigma^2 (A^T P A)^{-1} \quad (3-6)$$

未知数估计值的中误差为

$$\sigma_i = \sqrt{C_{ii}} \quad (i = 1, 2, \dots, u) \quad (3-7)$$

估计值 x_i 与 x_j 之间的相关系数为

$$l_{ij} = c_{ij} / \sqrt{c_{ii} c_{jj}} \quad (i = 1, 2, \dots, u; j = 1, 2, \dots, u) \quad (3-8)$$

此处 c_{ij} 为矩阵 $C(x)$ 的元素。

观测中误差 σ 由下式估计

$$\sigma = \sqrt{v^T P v / (n - u)} \quad (3-9)$$

对于以后的平差, σ^2 可以作为该次通过的权倒数。

法方程的解可以用高斯消去法求得, 求解的同时即算得 $v^T P v$ 之值。

残差超过三倍中误差 (3σ) 的观测应该剔除。剩下的观测用来重新计算改正值 x , 直到不再存在超过 3σ 标准的观测。

观测中误差的估值应与激光系统的先验精度相适应。例如对于 wettzell 的激光系统, 先验精度为 $\pm 5 \sim 9$ 厘米。

试算结果表明, 未知量 Δu 与 $\Delta \Omega$ 及 Δi 之间存在相关性。这种相关依赖于卫星轨道与测站之间的相互位置。在某些情况下, 相关系数很大, 使得未知量及其中误差的估计值都很大, 虽然法方程总能求解。

为得到法方程的稳定的解, 采用了下述的两步算法。首先单独确定未知数 Δu 及其中误差, 然后将算得的 Δu 作为附加观测引入平差, 求解四个未知数。这样做的结果, 上述的不稳定性只在观测数目非常少 (几个观测) 的情况下才出现。

四、正常点計算

轨道改进后，即计算正常点。正常点计算的理论和方法已由〔2〕详细说明，这里的改变只是一些技术细节。

一次卫星通过的时间范围，划分成若干区间。区间长度为1分钟；区间中点落于整数分钟的时刻。按这样的划分，第一和最后一个区间可能小于1分钟。每一区间中最接近于区间中点的那个观测，加上相应的改正，即作为正常点。所作的改正时用该区间内的残差的平均值代替作为正常点的观测的残差。于是，对于第*i*个区间就有相应的第*i*个正常点：

$$\rho_N(i) = \rho_o(i) + \text{corr}(i) \quad (4-1)$$

$$\text{corr}(i) = \sum_j v(j)/k - v(i) \quad (4-2)$$

其中 $\rho_N(i)$ 和 $\rho_o(i)$ 分别表示第*i*个正常点值和相应的观测值。 $v(j)$ 为残差值，求和 \sum_j 在第*i*个区间内进行。 k 为该区间内的有效观测数目。 $v(i)$ 为与 $\rho_o(i)$ 对应的残差。

可以期望，通过这样的改正，观测值中所包含的高频噪声将大部分消除，并且各正常点之间的相关性减小。

改正数的平均值

$$d = \sum_i \text{corr}(i)/m \quad (4-3)$$

及其平方平均值

$$dd = \sum_i (\text{corr}(i))^2/m \quad (4-4)$$

可用来估计正常点计算的精度和观测中高频噪声的大小。此处 m 为该次通过中正常点的数目，求和 \sum_i 对整个卫星通过计算。

五、残差列的时间分析，改正模型的检验

激光卫星测距是动态观测，我们要处理的是依赖于时间的观测列 $\{t_i, \rho_i\}$ ，处理后得到的残差也是与时间有关的系列 $\{t_i, v_i\}$ 。对于与时间有关的观测列，为检验参数估计模型，除了观测中误差的估计值外，残差的时间分析（动态分析）起着重要作用。时间分析的任务在于确定残差是否与时间系统地相关。正确的模型应给出对时间随机分布的残差。如果残差与时间之间存在系统的依赖关系，则参数估计模型应当加以改善。

为检验第二节所述的参数估计模型，将所计算的残差列用时间的0～5次勒让德多项式逼近。为此卫星通过的时间段应通过线性变换

$$tt = 2(t - t(1)) / (t(n) - t(1)) - 1 \quad (5-1)$$

变换到区间 $[-1, 1]$ 。此处 $t(1)$ 与 $t(n)$ 为第一个和最后一个观测所对应的时刻。于是

$$v(t) \approx a_0 L_0(tt) + a_1 L_1(tt) + \dots + a_5 L_5(tt) \quad (5-2)$$

其中 $L_k(tt)$ 为自变量 tt 的 k 次勒让德多项式， $k = 0, 1, \dots, 5$ 。

利用勒让德多项式逼近的理由在于

——几乎所有在闭区间上的连续函数都可以用勒让德多项式很好地逼近；

——勒让德多项式本身构成正交系。

所有试算表明，如果用 Δr , $\Delta t_0(\Delta u)$, $\Delta \Omega$ 和 Δi 作为改正参数，则系数 a_0, a_1, \dots, a_5 都很小，而它们的中误差远大于其本身的值。这就意味着，残差是随机分布的，与时间没有系统的依赖关系。

六、程序概述

为计算误差方程系数和观测差 (O—C) 可以利用在应用测量研究所使用的、由得克萨斯大学提供的两个程序系统。在此基础上发展了两个相应的预处理程序。

程序系统 RESNPG 是在卫星预报程序 IRVINT 的基础上发展而成的。这个程序系统可以用来检验 LAGEOS 卫星的激光数据，并计算正常点。程序打印出残差分布，可供目验。每次卫星通过的轨道改进值及关于该次通过的一般信息，被记入一个综合文件，以供进一步分析。正常点值及相应的误差方程系数记入误差方程文件，可作为定位计算的输入数据。此程序系统的逻辑框图见图 2。

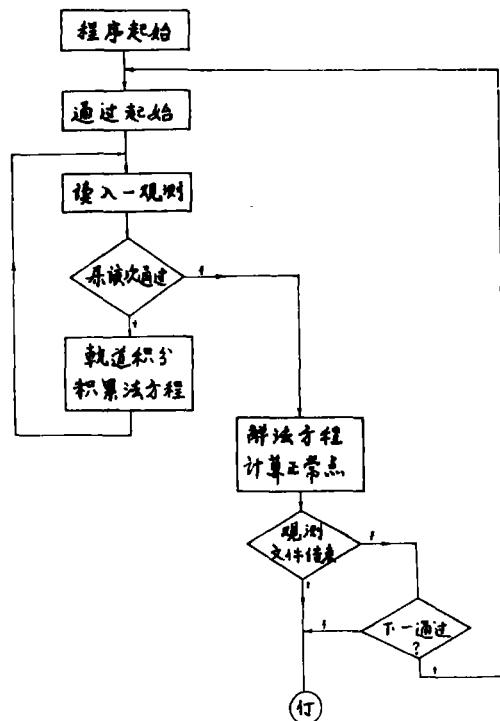


图 2

第二个程序系统 UTPCOR 将由得克萨斯大学轨道计算程序 UTOPIA 计算的观测差的系统部分转换为 Δr , Δu , $\Delta\Omega$ 和 Δi , 并给出图示。这个程序系统用于

- 分析由 UTOPIA 计算的长弧的残差;
- 为利用似同步观测的短弧法定位准备输入数据。这个定位方案将用来确定坐标差和分析量测误差中的系统部分 (包括钟差, 激光仪的标定差)。

七、結果綜述

图 3 给出了程序 RESNPG 一次试算中两次卫星通过的主要结果。除了轨道改正数外, 图中还可看到它们的方差——协方差矩阵和相关系数矩阵。由于这两个矩阵都是对称的, 我们将它们压缩到一个矩阵中了。其上三角阵代表方差——协方差矩阵, 其余部分则给出相关系数。图中所示两次通过是该次试算中最好和最坏的通过。观测数据事先经过初步检验, 带有大误差的观测已经剔除^[1]。图 4 给出了残差分布的典型例子。

```

KOVARIANZMATRIX (OBEN) UND KORRELATIONSKoeffIZIENTEN (UNTEN):
 27.764685   -51.745922   12.036274   2.867717
 -0.999951    96.449923   -22.434540   -5.343265
 0.999953   -1.000000    5.218343   1.242866
 0.999647   -0.999338    0.999343   0.296406

KORREKTURWERTE: 1. ITERATION, 185 VON 185 MESSUNGEN GENUTZT
RADIUS-BIAS =  30.636 METER   +/-  5.269
TIME-BIAS = -128.017 MILLI-S.  +/-  9.821
OMEGA-BIAS = 12.322 ARC-SEC.  +/-  2.284
INCLN-BIAS =  2.142 ARC-SEC.  +/-  0.544
VPV = 0.912 METER**2
SIGMA = 0.071 METER

KOVARIANZMATRIX (OBEN) UND KORRELATIONSKoeffIZIENTEN (UNTEN):
 0.056680   0.002299   0.002738   -0.009873
 0.447145   0.000466   -0.000047   -0.000280
 0.813931   -0.152840   0.000200   -0.000529
 -0.988695   -0.308884   -0.891695   0.001759

KORREKTURWERTE: 2. ITERATION, 1015 VON 1016 MESSUNGEN GENUTZT
RADIUS-BIAS = -1.585 METER   +/-  0.238
TIME-BIAS = -77.353 MILLI-S.  +/-  0.022
OMEGA-BIAS = 0.517 ARC-SEC.  +/-  0.014
INCLN-BIAS = 0.119 ARC-SEC.  +/-  0.042
VPV = 6.192 METER**2
SIGMA = 0.078 METER

```

图 3

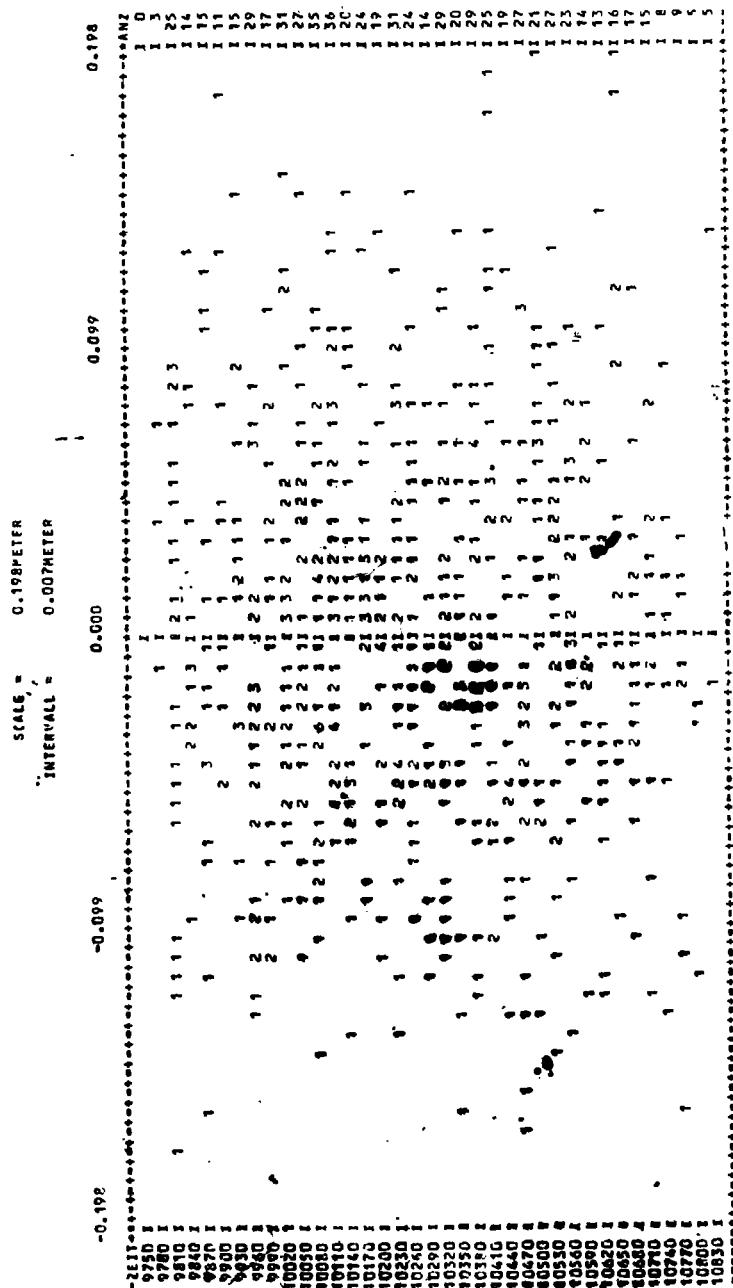


图4

试算结果可以归纳如下：

- 1) 观测中误差的估计值在5 cm至10cm之间，远与Wettzell的激光系统的观测精度相适应。
- 2) 轨道改进后的残差经多项式逼近，多项式系数很小，而其中误差却很大。残差平方和在逼近后并未明显减小。这说明，轨道改进后的残差与时间无关。
- 3) 轨道改正量的估计值处于合理的范围。其中 $\Delta t_0(\Delta u)$ 比较显著，并显示出系统性。其它改正量则在零附近摆动。这说明所采用的轨道计算模型包含有系统的时间偏差。

4) 对于大多数卫星通过, 改正量的中误差都很小。例如对于卫星向径改正, 少于1米; 对于时间改正, 小于0.5毫秒, 相当沿轨3米; 对于升交点赤经及倾角改正, 小于0.05弧秒, 相当于1~3米。但有一部分卫星通过, 由于未知量 Δu 与 $\Delta\Omega$ 及 Δi 强相关, 改正值及其中误差都超出合理范围。利用第3节所述的两步算法, 解决了这一问题。在日常的数据检验和正常点计算中不采用两步法。因为两种算法给出的正常点数据无明显差异。

5) 利用计算所得正常点作为观测数据进行轨道改正, 其结果与由原始的观测数据所得结果无明显差别。唯观测中误差和改正值中误差显著减小。这说明, 所计算的正常点数据有效地保持了原观测数据所包含的基本信息, 而显著地排除了噪声。

在探索过程中，还试验过三种改正模型：

- a) 向径——时间改正模型: 以 $\Delta\gamma$ 和 Δt_0 (Δu) 为改正参数;
 - b) 刻普勒根数模型: 以六个刻普勒根数为改正参数;
 - c) 时间——站坐标模型: 以 Δt_0 (Δu) 和三个测站坐标为改正数参数。

所有这三个模型都未给出满意的结果。第一模型给出过大的观测中误差和依赖于时间的残差分布。残差分布的典型例子见图 5。这说明改正不足，参数太少。两个数不足以代表全部系统误差。刻普勒根数模型给出过少的观测中误差和超出合理范围的改正值及其中误差值。这说明改正是过度的，参数太多。六个参数在任何情况下必然强相关。第三个模型虽然是四个参数，但结果也不好，说明参数选取不适当。

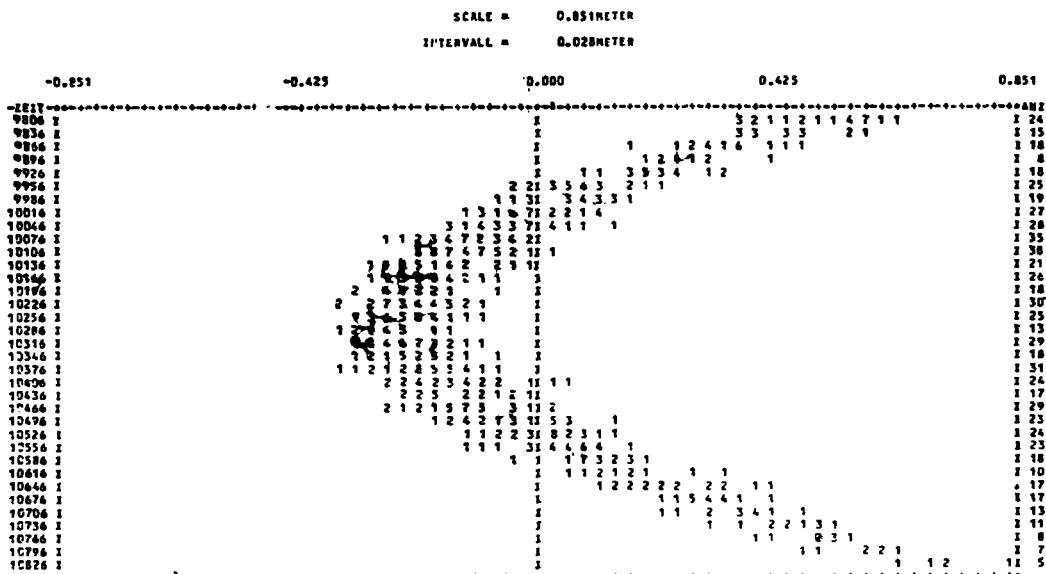


图 5

八、附記

这个工作是作者按两国政府协议在西德应用测量研究所 (Institut für Angewandte Geodäsie) 进修期间作为慕尼黑技术大学卫星测地特别研究计划78 (SFB 78) 的一部分完成的。

在工作中得到了雷耳格曼博士(Dr.D.Lelgemann)的热情帮助和指导,对此表示衷心的感谢。作者还感谢该所所长萨琴格博士(Dr.W.Satginger)和大地测量研究室主任莱因哈特教授(Prof Dr.E.Reinhart),他们在作者的两年修进期间,给予了特别的关心。豪克博士(Dr.H.Hauck)和赫尔茨贝尔格工程师(K.Herzberger)理所当然地应当分享作者的感谢和尊重,他们和作者进行了多次讨论,提供了有益的建议。

参 考 文 献

- [1] Walter, H, Zur Überprüfung von Entfernungsmessungen nach Satelliten, Veröff.d. Bayer. Kommiss.f.d. Internat Erdmessung d.Bayer Akad.d.Wiss., Astr.—Geod. Arbeiten, Nr.38, S.38—44, 1978.
- [2] Hauck, H., Lelgemann, D., Die Bildung der Datenmittelwerte (normal points) aus Laserentfernungsmessungen, Veröff. wie oben, Nr.42, S.137—141, 1982
- [3] Lelgemann, D., Differential Equations for the Motion of Artificial Satellites With Special Regard to Interpolation Series of Harmonic Kernel Functions, Manuscripta Geodaetica Vol. 4, 1979

Die Bahnverbesserung und die Pre-Processing der Satelliten- Laserentfernungsdaten mit höher Genauigkeit

Cui Chunfang

Zusammenfassung

Bahnverbesserung ist in die Pre-processing der Satelliten-Laserentfernungsdaten eingeführt. Ein 4-Parameter-Modell der Bahn-verbesserung ist ausgearbeitet und geprüft, um den systematischen Anteil der Residien der Bahnberechnung zu reduzieren. Einzweischrittiges Verfahren ist aufgestellt um die Lösung der Normalgleichungen zu stabilisieren. Zwei Programmsysteme sind entwickelt, um die LAGEOS-Daten zu prüfen, die Normalpunkte zu berechnen und die Eingangsdaten für die short-Arc-Punktbestimmung zu vordereiten.

Diese Arbeit ist unter der Instruktion und Hilfe von Dr. D. Lelgemann beim Institut für Angewandte Geodäsie, Frankfurt am Main, im Rahmen des Sonderforschungsbereiches 78 Satellitengeodäsie der TU München ausgeführt.