



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 99 за 1990 г.



Тучин А.Г., Горохова А.А.

Локальная обработка  
измерений дальности для  
околоземных орбит  
космических аппаратов

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Тучин А.Г., Горохова А.А. Локальная обработка измерений дальности для околоземных орбит космических аппаратов // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 1990. № 99. 18 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=1990-99>



Ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Академии наук СССР

А.Г. Тучин, А.А. Горохова

ЛОКАЛЬНАЯ ОБРАБОТКА ИЗМЕРЕНИЙ  
ДАЛЬНОСТИ ДЛЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Препринт № 99 за 1990 г.

Москва

Ордена Ленина Институт прикладной математики  
им. М. В. Келдыша АН СССР

А. Г. Тучин, А. А. Горохова

Локальная обработка измерений дальности  
для околоземных орбит космических аппаратов.

Москва 1990

## Аннотация.

Разработана методика локальной обработки измерений дальности для околоземных орбит космических аппаратов. Измеряемые параметры аппроксимируются аналитическими выражениями, полученными для измеряемого параметра при использовании модели невозмущенного движения. Измерения, содержащие аномальные ошибки, удаляются из дальнейшей обработки до аппроксимации. Метод позволил создать программный комплекс более устойчивый к сбоям в измерительной информации по отношению к существующему.

Ключевые слова: Локальная обработка, аппроксимация, отбраковка измерений, содержащих аномальные ошибки.

## Оглавление.

Введение.....	3
1. Постановка задачи.....	4
2. Основные соотношения.....	5
3. Предварительный анализ массива измерений по критерию временного сдвига.....	11
4. Описание алгоритма.....	14
5. Область применимости алгоритма и результаты испытаний.....	14
Литература.....	18

## Введение

При определении орбит космических аппаратов существенную роль играет этап локальной обработки измерений. На этом этапе обрабатываются измерения одного пункта, полученные на интервале одного прохождения. В задачи локальной обработки входит выявление и удаление из дальнейшей обработки измерений, содержащих аномальные ошибки и сжатие информации, т.е. замена массива измерений одним или совокупностью нормальных мест [1]. Локальная обработка позволяет значительно сократить объем вычислений на этапе определения орбиты за счет сжатия измерительной информации и уменьшения числа отбраковок измерений (в большинстве случаев до нуля).

Для локальной обработки широко распространены методы получения нормальных мест путем линейной аппроксимации рассогласований измеренных и расчетных значений измеряемых функций [1]. Однако, для низких искусственных спутников Земли невозможно с необходимой точностью приблизить линейными функциями рассогласования измеренных и расчетных значений измеряемой функции. В работе [2] предложен алгоритм, позволяющий производить более сложную аппроксимацию измеренных и расчетных значений дальности космического аппарата относительно данного измерительного пункта аппроксимируются аналитическими выражениями, полученными для круговой орбиты спутника с фиксированным наклоном к плоскости экватора Земли. На основе предложенного алгоритма был реализован программный комплекс. Опыт его эксплуатации показал, что в случае плохого исходного приближения уточняемых параметров (временной сдвиг вдоль траектории более 30 сек) не гарантируется получение результата, если есть измерения, содержащие аномальные ошибки, или внутри массива измерений имеются пропуски длительностью более минуты.

В настоящей работе приводится алгоритм, позволяющий проводить локальную обработку и в указанных выше случаях. Основным отличием данного алгоритма, предложенного в работе [2] является то, что аппроксимируются сами измерения, а не рассогласования измеренных и расчетных значений. Для аппроксимации используются аналитические выражения, полученные для измеряемого параметра при использовании модели невозмущенного движения. При аппроксимации производится

уточнение временного сдвига, большой полуоси и долготы восходящего узла по данным измерений дальности, полученным от одного пункта при одном прохождении. Используется модель невозмущенного движения. Для удаления измерений, содержащих аномальные ошибки, производится предварительный анализ по критерию временного сдвига.

### 1. Постановка задачи.

По исходному массиву измерений  $\{t_i, \psi_i\}$  необходимо построить аппроксимирующую функцию  $f(t, P_1, P_2, \dots, P_n)$  так, чтобы:

$$\frac{1}{N-n} \sum_{i=1}^N (\psi_i - f(t_i, P_1, P_2, \dots, P_n))^2 \leq \sigma_{\text{изм.}}^2 \quad (1.1)$$

где  $N$  - количество измерений;

$P_1, P_2, \dots, P_n$  - параметры аппроксимации;

$\sigma_{\text{изм.}}$  - априорно известная флуктуационная ошибка измерений.

Иными словами, требуется так подобрать аппроксимирующую функцию, чтобы измерения лежали вокруг нее в пределах коридора, определяемого априорно известной флуктуационной ошибкой измерений.

При построении аппроксимирующей функции следует учитывать, что исходный массив измерений может содержать аномальные измерения, т.е. такие, которые не лежат в пределах коридора флуктуационной ошибки относительно истинной траектории. Такие измерения не должны учитываться при построении аппроксимирующей функции.

Аппроксимирующая функция должна быть использована для построения сглаженного массива измерений, который затем будет использован при определении параметров движения.

Массив сглаженных измерений строится следующим образом:

$$\hat{\psi}_j = f(\hat{t}_j, P_1^*, P_2^*, \dots, P_n^*) \quad (1.2)$$

$$\hat{t}_j = \frac{t_N - t_1}{\hat{N}} (j - 1) + t_1$$

$$j = 1, \dots, \hat{N}$$

$$\hat{N} = \left[ \frac{N \cdot q}{100} \right]_{\text{ent}},$$

где  $\hat{N}$  - число сглаженных измерений, получаемое как заданный процент  $q$  от общего числа точек  $N$ ;

$P_1^*, P_2^*, \dots, P_n^*$  - параметры аппроксимации;

$t_1, t_N$  - интервал исходных измерений;

$\hat{t}_j$  - время привязки  $j$ -го сглаженного измерения.

Времена привязки сглаженных измерений распределяются равномерно по всему интервалу исходных измерений.

В качестве измеряемых параметров будут рассматриваться измерения дальности:

$$D(t) = \sqrt{(x_{\text{ка}}(t) - x_{\text{ап}}(t))^2 + (y_{\text{ка}}(t) - y_{\text{ап}}(t))^2 + (z_{\text{ка}}(t) - z_{\text{ап}}(t))^2} \quad (1.3)$$

В модели измерения время распространения учитываться не будет.

### 2. Основные соотношения.

#### 2.1. Вид аппроксимирующей функции.

В качестве аппроксимирующей функции  $D(t)$  предлагается использовать зависимость (1.3) для модели невозмущенного движения. Рассмотрения будем проводить в гринвичской системе координат. Тогда:

$$D(t) = \sqrt{(x(t) - x_{\text{ап}})^2 + (y(t) - y_{\text{ап}})^2 + (z(t) - z_{\text{ап}})^2} \quad (2.1.1)$$

$$x(t) = [P_x \cos \Omega_s (t - t_0) + P_y \sin \Omega_s (t - t_0)] \xi + [Q_x \cos \Omega_s (t - t_0) + Q_y \sin \Omega_s (t - t_0)] \eta$$

$$y(t) = -[P_x \sin \Omega_s (t - t_0) + P_y \cos \Omega_s (t - t_0)] \xi + [-Q_x \sin \Omega_s (t - t_0) + Q_y \cos \Omega_s (t - t_0)] \eta$$

$$z(t) = P_z \xi + Q_z \eta$$

$$\xi = a (\cos E - e)$$

$$\eta = a \sqrt{1 - e^2} \sin E$$

$$\frac{y_H}{\sqrt{a^3}} (t - t_0) + M_0 = E - e \sin E$$

$$M_0 = \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} (t_0 - \tau)$$

$$P_x = \cos w \cos \Omega - \sin w \sin \Omega \cos i$$

$$P_y = \cos w \sin \Omega + \sin w \cos \Omega \cos i$$

$$P_z = \sin w \sin i$$

$$Q_x = -\sin w \cos \Omega - \cos w \sin \Omega \cos i$$

$$Q_y = -\sin w \sin \Omega + \cos w \cos \Omega \cos i$$

$$Q_z = \cos w \sin i$$

В формулах (2.1.1.):

$x_{\text{нп}}, y_{\text{нп}}, z_{\text{нп}}$  - координаты измерительного пункта;

$\mu$  - гравитационная постоянная Земли  $398600.37 \text{ км}^2/\text{сек}^2$ ;

$\Omega$  - угловая скорость вращения Земли;

$t_0$  - начало отсчета. Условный момент времени. В дальнейшем время, на которое заданы начальные условия;

$P_x, P_y, P_z, Q_x, Q_y, Q_z$  - направляющие косинусы единичных векторов, определяющих положение плоскости орбиты в пространстве и угловое положение перицентра в ней;

$\xi, \eta$  - координаты, определяющие положение КА в плоскости орбиты;

$M_0$  - средняя аномалия;

$E$  - эксцентрисическая аномалия;

$\Omega$  - долгота восходящего узла;

$w$  - аргумент перицентра;

$i$  - наклонение орбиты;

$\tau$  - момент прохождения через перицентр;

$a$  - большая полуось орбиты;

$e$  - эксцентриситет орбиты.

При определении эксцентрисической аномалии  $E$  из уравнения Кеплера:

$$\frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} (t - t_0) + M_0 = E - e \sin E \quad (2.1.2)$$

используется разложение вида:

$$E = M + (e - \frac{e^2}{8}) \sin M + \frac{1}{2} e^2 \sin 2M + \frac{3}{8} e^3 \sin 3M, \quad (2.1.3)$$

где

$$M = \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} (t - \tau)$$

В качестве уточняемых параметров при аппроксимации выбраны: временной сдвиг  $u$ , большая полуось орбиты  $a$  и долгота восходящего узла  $\Omega$ . Выбор этих параметров обусловлен тем, что эти параметры являются глобально наблюдаемыми [3]. Таким образом, аппроксимирующая функция имеет вид:

$$D(t, u, a, \Omega) = \sqrt{(x(t+u) - x_{\text{нп}})^2 + (y(t+u) - y_{\text{нп}})^2 + (z(t+u) - z_{\text{нп}})^2} \quad (2.1.4)$$

$$x(t+u) = [P_x \cos \Omega_a (t+u-t_0) + P_y \sin \Omega_a (t+u-t_0)] \xi + [Q_x \cos \Omega_a (t+u-t_0) + Q_y \sin \Omega_a (t+u-t_0)] \eta$$

$$y(t+u) = -[P_x \sin \Omega_a (t+u-t_0) + P_y \cos \Omega_a (t+u-t_0)] \xi + [-Q_x \sin \Omega_a (t+u-t_0) + Q_y \cos \Omega_a (t+u-t_0)] \eta$$

$$z(t+u) = P_z \xi + Q_z \eta$$

$$\xi = a (\cos E - e)$$

$$\eta = a \sqrt{1 - e^2} \sin E$$

$$E = M + (e - \frac{e^2}{8}) \sin M + \frac{1}{2} e^2 \sin 2M + \frac{3}{8} e^3 \sin 3M$$

$$M = \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} (t+u-\tau)$$

$P_x, P_y, P_z$  и  $Q_x, Q_y, Q_z$  - определяются по соотношениям, указанным в (2.1.1).

## 2.2 Определение уточняемых параметров.

Определение уточняемых параметров  $u$ ,  $a$  и  $\Omega$  определяется при минимизации функционала.

$$F_1 = \sum_{i=1}^N (\psi_i - D(t_i + u, a, \Omega))^2 \quad (2.2.1)$$

Поиск минимума производится итерационно. На каждом шаге итерации находятся  $\delta u$ ,  $\delta a$ ,  $\delta \Omega$ , составляющие минимум функции:

$$Q = \sum_{i=1}^N (\psi_i - D(t_i + u^{j-1}, a^{j-1}, \Omega^{j-1})) - \frac{\partial D}{\partial u} \delta u - \frac{\partial D}{\partial a} \delta a - \frac{\partial D}{\partial \Omega} \delta \Omega)^2, \quad (2.2.2)$$

где  $u^{j-1}$ ,  $a^{j-1}$ ,  $\Omega^{j-1}$  - значения временного сдвига, полуоси и долготы восходящего узла, полученные на  $j-1$  шаге итерации. Переход к  $j$ -ому шагу итерации осуществляется следующим образом:

$$\begin{aligned} u^j &= u^{j-1} + \delta u \\ a^j &= a^{j-1} + \delta a \\ \Omega^j &= \Omega^{j-1} + \delta \Omega \end{aligned} \quad (2.2.3)$$

Критерием прекращения итерационного процесса является условие:

$$|Q^j - Q^{j-1}| < \varepsilon, \quad (2.2.4)$$

где  $Q^j$  и  $Q^{j-1}$  - значения функции на текущем и предыдущем шаге итерации, а  $\varepsilon$  - заданная константа. При программной реализации наряду с условием (2.2.4) целесообразно предусмотреть контроль числа итераций, контроль на возрастание значения функции  $Q$ , а также производить сравнение текущего значения среднеквадратической ошибки:

$$\sigma = \frac{\sqrt{Q}}{\sqrt{N-3}} \quad (2.2.5)$$

с априорно известной, и прекращать итерации, если  $\sigma$  меньше, чем априорно известная среднеквадратичная ошибка.

При поиске минимума функции (2.2.2) решается система нормальных уравнений.

$$A^* A x = A^* d. \quad (2.2.6)$$

где

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial D}{\partial u} |_{t_1} & \frac{\partial D}{\partial a} |_{t_1} & \frac{\partial D}{\partial \Omega} |_{t_1} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial D}{\partial u} |_{t_N} & \frac{\partial D}{\partial a} |_{t_N} & \frac{\partial D}{\partial \Omega} |_{t_N} \end{bmatrix} \quad (2.2.7)$$

$$d = \begin{bmatrix} D(t_1 + u^{j-1}, a^{j-1}, \Omega^{j-1}) - \psi_1 \\ \vdots \\ D(t_N + u^{j-1}, a^{j-1}, \Omega^{j-1}) - \psi_N \end{bmatrix}$$

$$x = \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta a \\ \delta \Omega \end{bmatrix}$$

Для производных  $\frac{\partial D}{\partial u}$ ,  $\frac{\partial D}{\partial a}$  и  $\frac{\partial D}{\partial \Omega}$  в (2.2.7.) справедливы соотношения:

$$\begin{aligned} \frac{\partial D}{\partial u} &= \frac{(x - x_{\text{нп}}) \dot{x} + (y - y_{\text{нп}}) \dot{y} + (z - z_{\text{нп}}) \dot{z}}{D} \\ \frac{\partial D}{\partial a} &= \frac{(x - x_{\text{нп}}) \frac{\partial x}{\partial a} + (y - y_{\text{нп}}) \frac{\partial y}{\partial a} + (z - z_{\text{нп}}) \frac{\partial z}{\partial a}}{D} \\ \frac{\partial D}{\partial \Omega} &= \frac{(x - x_{\text{нп}}) \frac{\partial x}{\partial \Omega} + (y - y_{\text{нп}}) \frac{\partial y}{\partial \Omega} + (z - z_{\text{нп}}) \frac{\partial z}{\partial \Omega}}{D} \end{aligned} \quad (2.2.8)$$

Значения  $\dot{x}$ ,  $\dot{y}$ ,  $\dot{z}$  определяются по формуле:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega_s (t-t_0) & \sin \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ -\sin \Omega_s (t-t_0) & \cos \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_x & Q_y \\ P_y & Q_x \\ P_z & Q_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} +$$

$$+ \Omega_s \begin{pmatrix} -\sin \Omega_s (t-t_0) & \cos \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ -\cos \Omega_s (t-t_0) & -\sin \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_x & Q_y \\ P_y & Q_x \\ P_z & Q_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} \quad (2.2.9)$$

$\xi$  и  $\eta$  вычисляются по формулам (2.1.4.), а для  $\xi$  и  $\eta$  справедливо:

$$\xi = -\frac{\sqrt{M_s}}{\sqrt{a}} \frac{\sin E}{1 - e \cos E}$$

$$\eta = \frac{\sqrt{M_s}}{\sqrt{a}} \frac{\sqrt{1 - e^2} \cos E}{1 - e \cos E} \quad (2.2.10)$$

Так как матрица, описывающая поворот Земли, и матрица направляющих косинусов не зависят от большой полуоси, для производных:  $\frac{\partial x}{\partial a}$ ,  $\frac{\partial y}{\partial a}$  и  $\frac{\partial z}{\partial a}$  справедливо соотношение:

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial x}{\partial a} \\ \frac{\partial y}{\partial a} \\ \frac{\partial z}{\partial a} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Omega_s (t-t_0) & \sin \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ -\sin \Omega_s (t-t_0) & \cos \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_x & Q_y \\ P_y & Q_x \\ P_z & Q_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\partial \xi}{\partial a} \\ \frac{\partial \eta}{\partial a} \end{pmatrix} \quad (2.2.11)$$

$$\frac{\partial \xi}{\partial a} = \cos E - e + \frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} \frac{t - \tau}{1 - e \cos E}$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial a} = \sqrt{1 - e^2} \sin E - \frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} \frac{t - \tau}{1 - e \cos E} \sqrt{1 - e^2} \cos E$$

При вычислении производных по долготе восходящего узла учтем, что от долготы восходящего узла зависят только направляющие косинусы, для которых справедливо [2]:

$$\frac{\partial}{\partial \Omega} \begin{pmatrix} P_x & Q_x \\ P_y & Q_y \\ P_z & Q_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -P_y & -Q_y \\ P_x & Q_x \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.2.12)$$

Имеем:

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial x}{\partial \Omega} \\ \frac{\partial y}{\partial \Omega} \\ \frac{\partial z}{\partial \Omega} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Omega_s (t-t_0) & \sin \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ -\sin \Omega_s (t-t_0) & \cos \Omega_s (t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -P_y & -Q_y \\ P_x & Q_x \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} \quad (2.2.13)$$

### 3. Предварительный анализ массива измерений по критерию временного сдвига.

Анализ массива измерений по критерию временного сдвига производится с целью исключения из дальнейшей обработки тех измерений, ошибки которых являются аномальными. К таким ошибкам относятся ошибки, обусловленные искажениями при передаче результатов измерений по каналам связи, сбоями работы измерительной аппаратуры и т.п. Так как отсутствие грубых ошибок в измерениях является одним из важнейших условий применения статистических методов оценивания параметров, необходимо на самых ранних стадиях обработки удалить измерения, содержащие аномальные ошибки.

Для тех случаев, в которых рассогласования измеренных и расчетных значений могут быть аппроксимированы линейной функцией вида:

$$a(t - t_{cp}) + b,$$

в работе [1] описан эффективный алгоритм, позволяющий удалять из дальнейшей обработки измерения, содержащие аномальные ошибки. Алгоритм описывает итерационный процесс. На каждом шаге итерации определяются коэффициенты  $a$ ,  $b$  и среднее квадратическое отклонение  $\sigma$ . Коэффициенты  $a$  и  $b$  определяются из условия минимума функции:

$$Q = \sum_{i=1}^N (\delta w_i - a(t_i - t_{cp}) - b)^2,$$

где  $\delta w_i$  - рассогласование между измеренным и расчетным значением  $i$ -го измерения;

$N$  - число измерений;

$t_i$  - время измерения;

$t_{cp}$  - время середины интервала  $(t_1, t_N)$ .

При найденных  $a$  и  $b$ :

$$\sigma = \frac{\sqrt{Q}}{\sqrt{N-2}}$$

После получения указанных параметров производится удаление из дальнейшей обработки тех измерений, которые не попали в коридор  $\pm k\sigma$ , т.е. тех, для которых:

$$|\delta\psi_i - a(t_i - t_{cp}) - b| > k\sigma,$$

где  $k$  - заданная величина (обычно  $k = 3$ ). Если есть удаленные точки, производится еще один шаг итерации.

Прямое применение рассмотренного алгоритма невозможно, т.к. зависимость рассогласований  $\delta\psi_i$  от времени имеет более сложный характер, чем линейная функция. Для применения указанного алгоритма нужно найти такое преобразование  $f(\delta\psi_i)$ , которое позволяет приблизить  $f(\delta\psi_i)$  линейной функцией. Такое преобразование, описанное в работе [4] стр.168, имеет вид:

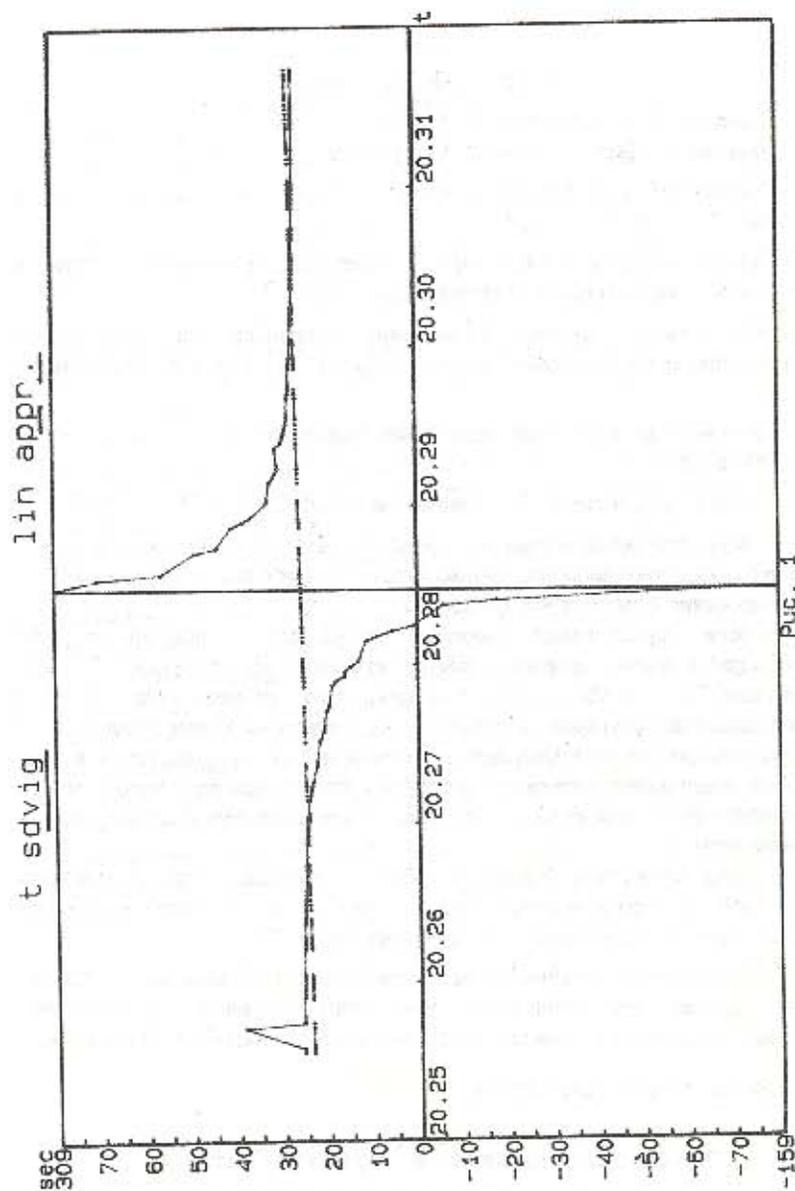
$$u_i = f(\delta\psi_i) = \frac{\delta\psi_i}{\dot{D}(t_i)}$$

Это преобразование позволяет пересчитать рассогласование  $\delta\psi_i$  в условный временной сдвиг вдоль траектории. Зависимость условного временного сдвига от времени может быть аппроксимирована линейной функцией за исключением области, в которой  $\dot{D}(t)$  изменяет знак. Пример, показывающий зависимость условного временного сдвига от времени, показан на рис.1.

Таким образом, алгоритм, позволяющий исключить из дальнейшей обработки anomальные измерения, устроен следующим образом. После пересчета рассогласований в условный временной сдвиг производится аппроксимация полученной совокупности линейной функцией времени. При этом вычисляются  $a$ ,  $b$  и  $\sigma$ . После этого производится отбраковка anomальных измерений по критерию:

$$|u_i - a(t_i - t_{cp}) - b| > 3\sigma$$

Если есть удаленные измерения, производится еще одна итерация. Опытным путем установлено, что число итераций нужно ограничить тремя. Полученное в результате работы алгоритма, значение  $b$  является исходным приближением для временного сдвига в основном алгоритме аппроксимации (п.2.2.).



## 4. Описание алгоритма.

Опишем основные этапы алгоритма:

- 1). Анализ и контроль входной информации.
- 2). Вычисление направляющих косинусов  $P_x, P_y, P_z, Q_x, Q_y, Q_z$  и элементов  $i, \Omega, w, a, e, \tau$ .
- 3). Анализ массива измерений по критерию временного сдвига и отбраковка аномальных измерений. (см. п.3).
- 4). Формирование системы нормальных уравнений для определения временного сдвига и поправок по долготы и широты восходящего узла.
- 5). Решение системы нормальных уравнений и получение значений  $b_1, b_2, b_3$  и  $b_4, b_5, b_6$ .
- 6). Анализ результатов, полученных на этапе 5.

Если среднеквадратическое отклонение измеренных значений от аппроксимирующей функции меньше априорно известного, то переход к формированию результатов (этап 8.)

Если среднеквадратическое отклонение, полученное на предыдущем шаге, меньше, чем полученное на текущем и это повторяется пять раз, считаем, что итерационный процесс расходится и завершаем действия с отрицательным кодом ответа.

Если на текущей итерации не выбрасывается ни одна точка и текущее среднеквадратическое отклонение отличается от предыдущего на величину более чем  $5 \cdot 10^{-4}$ , то завершение действий с отрицательным кодом ответа.

Если исчерпано заданное число итераций, то завершение действий с отрицательным кодом ответа. В противном случае подготовка к очередному шагу итерации (этап 7).

7). Подготовка к следующему шагу итерации с отбраковкой до 30% точек, для которых отклонения измеренных значений от расчетных более 1,5 значения вычисленного среднеквадратического отклонения.

8). Формирование результатов.

## 5. Область применимости и результаты испытаний.

Методика локальной обработки измерений дальности используется

для определения параметров движения космических аппаратов для околоземных орбит.

Алгоритм локальной обработки проверялся на 200-ах массивах реальных траекторных измерений.

Получены следующие результаты:

1). Не было ни одного массива, для которого алгоритм не выдал бы кода ответа.

2). Для 3-х массивов алгоритм выдал отрицательный код ответа:

а). в одном массиве присутствовала систематическая ошибка равная 250 метрам;

б). в двух других массивах, где количество точек было  $< 10$ , проявилась величина вычислительной ошибки ( $10^{-12}$ ). Если проводить вычисления с двойной точностью, то алгоритм и в этом случае дает положительный результат.

Кроме того, этот алгоритм проверялся на массивах измерений, для которых алгоритм, предложенный в работе [2], не позволял построить аппроксимирующую функцию. Все массивы, в количестве 15, прошли данную локальную обработку.

Результаты определения параметров движения показаны на таблице 1. Приводятся параметры:  $t$  - время узла,  $T$  - период,  $i$  - наклонение,  $H_{min}$  - минимальная и  $H_{max}$  - максимальная высоты, полученные на соответствующих витках по траекторным измерениям с локальной и без локальной обработки. Приводятся также результаты прогнозирования параметров движения на 100 витков.

Дальнейшее развитие метода может идти как по пути изменения типа измерения, так и учета времени распространения сигнала в модели измерения.

№	Точность	Среднее	Дисперсия	Среднее	Дисперсия
1	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
2	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
3	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
4	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
5	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
6	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
7	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
8	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
9	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
10	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
11	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
12	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
13	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
14	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000
15	1,000	1,000	0,000	1,000	0,000

Таблица 1.

4. 01. 1990				
	локал. обраб.	без лок. обраб	локал. обраб.	без лок. обраб
ВИТКИ	2260-2262		2360	
t	20. 57. 25, 174	20. 57. 25, 176	6. 45. 04, 421	6. 45. 04, 478
T	92, 2895	92, 2895	92, 2634	92, 2634
I	51, 63838	51, 63839	51, 63949	51, 63950
Н <sub>min</sub>	389, 88	389, 89	388, 54	388, 53
Н <sub>max</sub>	406, 65	406, 65	405, 62	405, 63
31. 01. 1990				
	локал. обраб.	без лок. обраб	локал. обраб.	без лок. обраб
ВИТКИ	2674-2676		2774	
t	10. 14. 04, 026	10. 14. 04, 048	20. 16. 05, 763	20. 16. 05, 817
T	92, 4318	92, 4318	92, 4085	92, 4085
I	51, 63665	51, 63680	51, 63796	51, 63810
Н <sub>min</sub>	386, 81	386, 86	383, 43	383, 47
Н <sub>max</sub>	427, 15	427, 14	423, 76	423, 77
27. 02. 1990				
	локал. обраб.	без лок. обраб	локал. обраб.	без лок. обраб
ВИТКИ	3090-3092		3190	
t	2. 45. 29, 440	2. 45. 29, 440	12. 35. 55, 641	12. 35. 55, 589
T	92, 3216	92, 3216	92, 2858	92, 2858
I	51, 63843	51, 63844	51, 64021	51, 64022
Н <sub>min</sub>	382, 59	382, 58	384, 17	384, 16
Н <sub>max</sub>	405, 61	405, 62	405, 63	405, 63

28. 02. 1990				
	локал. обраб.	без лок. обраб	локал. обраб.	без лок. обраб
ВИТКИ	3106-3108		3206	
t	3. 22. 35, 052	3. 22. 35, 045	13. 12. 17, 361	13. 12. 17, 306
T	92, 3137	92, 3137	92, 2790	92, 2790
I	51, 63952	51, 63947	51, 64053	51, 64048
Н <sub>min</sub>	382, 62	382, 61	384, 45	384, 44
Н <sub>max</sub>	406, 72	406, 74	405, 62	405, 64

## Литература.

1. Э. Л. Аким, И. К. Бажинов, В. П. Павлов, В. Н. Почукаев.  
Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников.  
М.: Машиностроение, 1984. 298 с.
2. В. А. Степаньянц, С. В. Байбаков.  
Нелинейная аппроксимация траекторных измерений дальности для  
околоземных орбит космических аппаратов. Препринт ИИМ им. М. В.  
Келдыша N3 за 1987 год.
3. В. Н. Брандт, Г. Н. Разоренков.  
Траектории  
Определение космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1978.  
216 с.
4. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса  
"САЛЮТ-6" - "СОКВ" - "ПРОГРЕСС" /И. К. Бажинов, В. П. Гаврилов,  
В. Д. Ястребов и др. М.: Наука, 1985. 376 с.

А.Г. Тучин, А.А. Горохова \* Логарифмы обработки камерский даль -  
ности для околоземных орбит космических аппаратов \*.  
Редактор И.И. Киселева.                      Корректор В.В. Шатов.

Подписано в печать 18.07.90г. № Т-12202. Заказ № 257.  
Формат бумаги 60x90 1/16. Тираж 195 экз.  
Объем 0,8 уч.-изд.л. Цена 10 коп.

Отпечатано на ротационных в Институте прикладной математики АН СССР

Москва, Миусская пл. 4.

055 (02)2



Все авторские права на настоящее издание принадлежат Институту  
прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР.

Ссылки на издание рекомендуется делать по следующей форме:  
и.о., фамилия, название, препринт Ин. прикл. матем. им. М.В. Келдыша  
АН СССР, год, №.

Распространение: препринты института продаются в магазинах  
Академкнига г. Москвы, а также распространяются через Библиотеку  
АН СССР в порядке обмена.

Адрес: СССР, 125047, Москва-47, Миусская пл. 4, Институт  
прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР, ОНТИ.

Publication and distribution rights for this preprint  
are reserved by the Keldysh Institute of Applied Mathematics,  
the USSR Academy of Sciences.

The references should be typed by the following form:  
initials, name, title, preprint, Inst.Appl.Mathem., the USSR  
Academy of Sciences, year, N(number).

Distribution. The preprints of the Keldysh Institute of  
Applied Mathematics, the USSR Academy of Sciences are sold in  
the bookstores "Academkniga", Moscow and are distributed by the  
USSR Academy of Sciences Library as an exchange.

Address: USSR, 125047, Moscow A-47, Miusskaya Sq.4, the  
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Ac.of Sc., the USSR,  
Information Bureau.