



---

М. Ю. Беляев С. А. Воронов А. М. Гальпер  
С. В. Колдашов И. М. Мансуров Т. Н. Тя

П 067-87

П 78  
ЭИ 3248  
ИФН

ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ  
ВЫСОКОЭНЕРГИЧНЫХ ЭЛЕКТРОНОВ И ПОЗИТРОНОВ  
НА ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ „САЛЮТ-7“  
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАССИВНЫХ МЕТОДОВ  
ОРИЕНТАЦИИ

Министерство высшего и среднего специального  
образования СССР

Московский ордена Трудового Красного Знамени  
инженерно-физический институт

М.Ю.Беляев С.А.Воронов А.М.Гальпер С.В.Колдашов  
И.М.Мансуров Т.Н.Тян

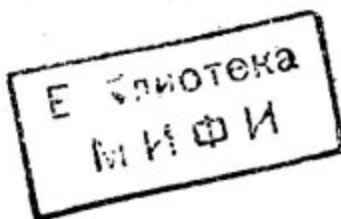
ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ  
ВЫСОКОЭНЕРГИЧНЫХ ЭЛЕКТРОНОВ И ПОЗИТРОНОВ НА  
ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ "САЛЮТ-7" С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ  
ПАССИВНЫХ МЕТОДОВ ОРИЕНТАЦИИ.

Препринт 067-87

**БИБЛИОТЕЧНЫЙ  
ФОНД  
НИЯУ МИФИ**

Утверждено  
редсоветом института

Москва 1987



УДК 539.165

Беляев М.Ю., Воронов С.А., Гальпер А.М., Колдашов С.В.,  
Мансуров И.М., Тянь Т.Н.

Проведение экспериментов по исследованию высокоэнергичных электронов и позитронов на орбитальном комплексе "Салют-7" с использованием пассивных методов ориентации. - М.: Препринт/МИФИ, 067-87, 1987.- 24 с.

Излагается подход к проведению исследований с аппаратурой "Мария", основанный на применении пассивных режимов ориентации станции: гравитационной ориентации, закруток, режимов неуправляемого полёта с малыми угловыми скоростями.

## Введение

На орбитальном космическом комплексе "Салют-7" установлен сцинтилляционный времяпролётный магнитный спектрометр "Мария", предназначенный для исследования характеристик потоков высокоэнергичных электронов и позитронов [1].

Физическая схема спектрометра представлена на рис.1. Заряженная частица проходит через сцинтилляционные счетчики С1, С2, попадает в область магнитного поля, создаваемого магнитной системой М, отклоняется на угол  $\Phi$  и регистрируется счетчиком С3.

Сцинтилляционные счетчики С1, С2, С3 состоят из отдельных полос, параллельных силовым линиям магнитного поля, причём каждая полоса просматривается своим фотоумножителем, что позволяет измерять угол отклонения частицы и соответственно ее импульс и знак заряда. Счетчики С1 и С3 подключены к времяпролётной системе, что, в свою очередь, даёт возможность разделять частицы по направлению прилёта и скоростям. Информация об импульсе и скорости частицы позволяет провести надежное выделение электронов и позитронов в потоке других частиц (в основном протонов). Счетчик антисовпадений АС окружает с 4-х сторон рабочую область магнитной системы и служит для исключения частиц, испытавших рассеяние в веществе магнита.

Спектрометр устанавливается в бытовом отсеке корабля "Союз" таким образом, что его ось направлена против оси  $Ox_2$  системы координат, связанной со станцией (рис.2). Оси этой системы координат совпадают с главными центральными осями инерции станции. Точка О расположена в центре масс станции.

Задачей эксперимента является изучение распределения высокоэнергичных электронов и позитронов в околоземном космическом пространстве. Это позволит определить механизмы генерации и переноса частиц в магнитосфере Земли. Особый интерес представляют измерения в районе Бразильской геомагнитной аномалии, где радиационный пояс Земли опускается до высоты орбиты станции. Исследование в этой области характеристик

потоков электронов и позитронов, захваченных геомагнитным полем, даст возможность понять природу высокоэнергичной компоненты радиационного пояса.

Для того чтобы провести измерения характеристик потоков электронов и позитронов во всех районах над земной поверхностью при различной ориентации оси спектрометра по отношению к силовым линиям геомагнитного поля, необходимо так управлять станцией, чтобы реализовать весь диапазон возможных значенийpitch-углов и геомагнитных координат Мак-Илвейна ( $L$ ,  $B$ ).

Обеспечить программу исследований в указанном объеме с помощью системы управления ориентацией станции сложно или даже невозможно из-за большого объема рабочего тела, необходимого в этом случае.

Возможен другой подход к проведению исследований с аппаратурой "Мария", основанный на применении пассивных режимов ориентации станции: гравитационной ориентации, закруток или даже режимов неуправляемого полёта с малыми угловыми скоростями [2,3].

Такой подход уже использовался при выполнении исследований на орбитальных станциях "Салют", например, при проведении экспериментов по изучению космического рентгеновского излучения [4]. Отметим, что в этом случае расход рабочего тела и участие экипажа в выполнении эксперимента сводятся к минимуму. Поэтому научная аппаратура на станции может работать значительную часть суток, что существенно повышает коэффициент ее использования. В то же время при такой организации эксперимента возникают дополнительные проблемы, связанные с определением ориентации станции в полёте и оперативной обработкой больших потоков телеметрической информации.

#### I. Общая схема проведения экспериментов с аппаратурой "Мария" при использовании пассивных режимов движения станции

С целью расширения программы исследований с аппаратурой "Мария" в процессе полёта станции "Салют-7" были разработаны и реализованы экономичные методы проведения экспериментов, основанные на применении пассивных режимов ориентации с последующим восстановлением ориентации оси прибора. Расчёт

ориентации при этом выполняется по телеметрическим (ТМ) измерениям от датчиков системы контроля ориентации станции: трёхкомпонентного магнитометра и солнечного датчика [ 3 ] .

Основное отличие методов проведения экспериментов с аппаратурой "Мария" от используемых ранее [ 4 ] заключается в следующем. Для исследований по программе "Мария" желательнее провести измерения в наиболее широком диапазоне значений питч-углов во всех районах над земной поверхностью. При этом в области Бразильской аномалии наиболее информативными оказываются измерения, полученные при значениях питч-углов, близких к  $90^{\circ}$ , поскольку в этом случае интенсивность измеряемых частиц оказывается наибольшей. Отмеченные обстоятельства накладывают определенные требования на выполняемые режимы пассивной ориентации станции. Схема выполнения экспериментов по программе "Мария" с использованием пассивных режимов движения станции "Салют-7" реализуется следующим образом.

Экипажем станции осуществляется построение гравитационной ориентации или выполняется закрутка станции вокруг одной из осей с угловой скоростью  $0.3 \pm 0.5$  град./с . Включение и выключение аппаратуры также осуществляется экипажем. Выбор интервала времени функционирования аппаратуры и параметров начальной ориентации станции выполняется в Центре управления полётом специалистами по обеспечению экспериментов. Включение аппаратуры возможно также и при неуправляемом режиме движения станции с небольшими угловыми скоростями ( $0.1 \pm 0.2$  град./с ). Измерительная информация от аппаратуры "Мария" может записываться на борту и передаваться в Центр управления с помощью радиотелеметрической системы станции и наземных средств обеспечения полёта. Одновременно с получением ТМ-информации от аппаратуры "Мария" в ЦУП поступают измерения от датчиков системы контроля углового положения станции.

Независимо от работы радиотелеметрической системы станции информация от прибора "Мария" может записываться на собственный регистратор, входящий в состав аппаратуры. Эта возможность расширяет диапазон функционирования прибора. Вместе с тем в этом случае дополнительно возникает задача прогноза движения станции относительно центра масс на моменты времени

регистрации событий, где полностью или частично отсутствует ТМ-информация от датчиков системы контроля ориентации. Решение этой задачи основано на обработке методом наименьших квадратов измерений вектора напряженности магнитного поля Земли и вектора положения Солнца и интегрирования уравнений движения орбитальной станции относительно центра масс [ 5,6 ] . Использование этого подхода позволяет получать ориентацию аппаратуры в пространстве не только на освещенной части орбиты, но и на теневых участках, где нет данных от солнечного датчика, а также на интервалах полёта с полным отсутствием измерительной информации от датчиков телеметрической системы контроля углового положения станции.

Автоматизированная обработка измерительной информации от аппаратуры "Мария" состоит из двух этапов. На первом этапе обработки осуществляется: раскоммутация телеметрического кадра; выборка каналов, заданных для обработки; привязка измерений к московскому времени; отбраковка недостоверных измерений. На втором этапе обработки формируются данные с информацией об энергии зарегистрированной частицы, знаке заряда и угле влёта частицы. Эта информация сопровождается данными о географических и геомагнитных координатах станции в моменты регистрации частиц, значениях питч-углов и ориентации аппаратуры в пространстве. Сформированные таким образом таблицы позволяют затем изучить пространственное распределение исследуемых частиц в околоземном пространстве на высотах полёта станции.

## 2. Расчёт углового положения орбитальной станции

На станции "Салют-7" с помощью магнитного и солнечного датчиков в осях связанной системы координат  $Ox_1 x_2 x_3$  (оси этой системы совпадают с главными центральными осями инерции станции) можно измерять напряженность магнитного поля Земли  $\vec{H} = (h_1, h_2, h_3)$  и единичный вектор  $\vec{S} = (s_1, s_2, s_3)$ , дающий направление на Солнце (измерения  $\vec{S}$  возможны только на освещенном Солнцем участке орбиты). С другой стороны, эти векторы в орбитальной системе координат -  $\vec{H} = (H_1, H_2, H_3)$  и  $\vec{S} = (S_1, S_2, S_3)$  - можно рассчитать по известным формулам [ 3 ] .

Правая декартова орбитальная система координат  $Ox_1 x_2 x_3$  вводится следующим образом (рис.2). Ось  $Ox_3$  направлена вдоль радиус-вектора центра масс станции  $O$  относительно центра Земли, ось  $Ox_1$  направлена по касательной к орбите в сторону движения станции. Знание компонентов векторов  $\vec{S}$  и  $\vec{H}$  в орбитальной и связанной со станцией системах координат в какой-либо момент времени позволяет (при условии  $\vec{S} \times \vec{H} \neq 0$ ) определить ориентацию станции в этот момент времени [3]. Используя ряд измерений векторов  $\vec{S}$  и  $\vec{H}$ , относящихся к разным моментам времени, можно построить матрицу перехода от связанной системы координат к орбитальной системе координат  $\|a_{ik}\|_{i,k=1}^3$  в функции времени. Однако эта функция не будет определена для тех моментов времени, когда станция находится в тени Земли, где отсутствуют измерения вектора  $\vec{S}$ , а также для тех моментов времени, когда отсутствуют измерения двух векторов  $\vec{S}$  и  $\vec{H}$ . Преодолеть указанные трудности позволяет статистическая обработка результатов измерений с помощью интегрирования уравнений движения станции относительно центра масс.

Статистическая обработка проводится методом наименьших квадратов. Исходная информация задается набором чисел:  $t_n, \mathcal{S}_i^{(n)}, h_i^{(n)}, S_i^{(n)}, H_i^{(n)}$  ( $n=1, 2, \dots, N; i=1, 2, 3$ ), (I) указывающих относящиеся к моменту времени  $t_n$  результаты измерений величин  $\mathcal{S}_i, h_i$  и расчётные значения величин  $S_i, H_i$ . Значения  $\mathcal{S}_i^{(n)}, H_i^{(n)}$  находятся в результате численного интегрирования уравнений движения центра масс станции с учётом ряда возмущающих факторов (сжатие Земли, сопротивление атмосферы и т.п.). В (I)  $t_1 < t_2 < \dots < t_N$  и для тех моментов времени, когда станция находится в тени Земли,  $\mathcal{S}_i^{(n)} = S_i^{(n)} = 0$ . Дополнительно требуется, чтобы момент времени  $t_1$  соответствовал прохождению освещенного Солнцем участка орбиты. Это необходимо для того, чтобы избежать неопределенности в начальном положении солнечных батарей (СБ) станции. Как правило, в (I)  $N=30 \div 50, t_N - t_1 = 70 \div 120$  мин.

Предварительная обработка информации (I) заключается в следующем. Сначала по данным  $t_n, S_i^{(n)}$  ( $n=1, 2, \dots, N; i=1, 2, 3$ )

определяется постоянная  $\omega_0$ , представляющая собой угловую скорость орбитального движения станции по средней круговой неэволюционирующей орбите. После этого величины  $t_n, h_i^{(n)}, N_i^{(n)}$  в (I) заменяется величинами

$$\begin{aligned} \tau_n &= \omega_0 (t_n - t_1), \tilde{h}_i^{(n)} = h_i^{(n)} / \sqrt{[h_1^{(n)}]^2 + [h_2^{(n)}]^2 + [h_3^{(n)}]^2}, \\ \tilde{N}_i^{(n)} &= N_i^{(n)} / \sqrt{[N_1^{(n)}]^2 + [N_2^{(n)}]^2 + [N_3^{(n)}]^2} \quad (n=1, 2, \dots, N; i=1, 2, 3). \end{aligned}$$

Такое преобразование обеспечивает приведение имеющейся информации к безразмерному виду и вводит одинаковый масштаб для компонент векторов  $\tilde{N}$  и  $\tilde{S}$ .

Перейдем к описанию собственно статистической обработки информации (I). Пусть  $a_{ik}(\gamma)$  ( $i, k = 1, 2, 3$ ) — элементы матрицы перехода от связанной системы координат к орбитальной, получаемые в результате интегрирования уравнений движения станции относительно центра масс. Вид этих уравнений зависит от режима движения станции.

Уравнения движения станции в режиме гравитационной ориентации, который характеризуется тем, что продольная ось станции приблизительно совпадает с местной вертикалью, имеют вид

$$\begin{aligned} A\dot{\omega}_1 + (C-B)\omega_2\omega_3 &= M_1; \quad \dot{\gamma} = \omega_1 - \tan\beta(\omega_2\cos\gamma - \omega_3\sin\gamma), \\ B\dot{\omega}_2 + (A-C)\omega_1\omega_3 &= M_2; \quad \dot{\delta} = \frac{1}{\cos\beta}(\omega_2\cos\gamma - \omega_3\sin\gamma) - \omega_0, \\ C\dot{\omega}_3 + (B-A)\omega_1\omega_2 &= M_3; \quad \dot{\beta} = \omega_2\sin\gamma - \omega_3\cos\gamma. \end{aligned}$$

Здесь  $(\omega_1, \omega_2, \omega_3)$  — абсолютная угловая скорость станции;

$A, B, C$  — моменты инерции станции относительно осей  $Ox_1, Ox_2, Ox_3$ ;

$M_1, M_2, M_3$  — момент внешних сил, действующих на станцию;

$\gamma, \delta, \beta$  — углы, задающие положение станции относительно орбитальной системы координат (рис.2).

Эти уравнения выводятся при следующих предположениях. Станция считается твердым телом, центр масс которого движет-

ся по круговой неэволюционирующей орбите вокруг Земли. Учивается действие на станцию гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов. Предполагается, что плотность атмосферы вдоль орбиты станции постоянна. Внешний момент представлен в виде

$$M_i = M_{g_i} + M_{a_i}, \quad i = 1, 2, 3,$$

где  $M_{g_1}, M_{g_2}, M_{g_3}$  - гравитационный,

$M_{a_1}, M_{a_2}, M_{a_3}$  - восстанавливающий аэродинамический момент. Компоненты гравитационного момента задаются формулами:

$$M_{g_1} = 3 \omega_0^2 (C-B) a_{32} a_{33}, \quad M_{g_2} = 3 \omega_0^2 (A-C) a_{31} a_{33}, \\ M_{g_3} = 3 \omega_0^2 (B-A) a_{31} a_{32}.$$

При вычислении аэродинамического момента считается, что станция имеет форму цилиндра с тремя прикрепленными к нему пластинами - солнечными батареями. Каждая солнечная батарея имеет относительно корпуса станции одну степень свободы - может вращаться вокруг оси, проходящей через центр батареи перпендикулярно продольной оси цилиндра. Вращение батарей относительно корпуса станции происходит по следующему правилу. Если станция освещена Солнцем, то каждая батарея развернута так, что угол падения солнечных лучей на ее плоскость минимален. В тени Земли батареи неподвижны и находятся в тех положениях, которые они занимали в момент вхождения станции в тень. Кроме того, учитываются эффекты взаимного затенения солнечных батарей. При сделанных предположениях для компонент аэродинамического момента были получены довольно громоздкие аппроксимирующие формулы вида:

$$M_{a_i} = M_{a_i} (a_{11}, a_{12}, a_{13}, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \mu_1, \mu_2, \mu_3), \\ i = 1, 2, 3, \quad (3)$$

где  $\mu_1, \mu_2, \mu_3$  - аэродинамические параметры, характеризующие аэродинамические свойства комплекса, при этом параметры  $\mu_1, \mu_2, \mu_3$  рассматриваются как неизвестные и определяются в результате статистической обработки одновременно с неизвестными начальными условиями движения станции. Явный вид формул (3) приведен в [ 5 ] .

Для режима медленной закрутки уравнения движения станции отличаются от описанных выше уравнений (2) в силу ряда обстоятельств. Так, из-за того что ориентация станции может быть произвольной и возможно вырождение углов  $\delta, \delta', \beta,$

используются новые кинематические параметры  $a_{2i}$  и  $a_{3i}$ . Учёт эффекта взаимного затенения солнечных батарей и корпуса для произвольной ориентации станции представляет сложную задачу, поэтому в данном случае при вычислении аэродинамического момента ограничиваются более простой моделью. Предполагается, что станция имеет форму сферы, центр масс которой смещен относительно геометрического центра. Тогда компоненты аэродинамического момента имеют простейший вид и выражаются через новые неизвестные параметры  $V_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ):

$$M_{a1} = a_{12} V_3 - a_{13} V_2, \quad M_{a2} = a_{13} V_1 - a_{11} V_3, \\ M_{a3} = a_{11} V_2 - a_{12} V_1.$$

Конечно, "сферическая" модель станции менее точна, чем модель, используемая при движении станции в режиме гравитационной ориентации, однако использование такой модели возможно в силу того, что в режиме закрутки влияние аэродинамики на движение станции сглаживается из-за эффекта усреднения.

Построим функционал

$$\Phi = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^3 \left\{ \left[ \beta_i^{(n)} - \sum_{k=1}^3 S_k^{(n)} a_{ki}(\tau_n) \right]^2 + \left[ \tilde{h}_i^{(n)} - \sum_{k=1}^3 \tilde{H}_k^{(n)} a_{ki}(\tau_n) \right]^2 \right\}, \quad (4)$$

в котором в случае режима гравитационной ориентации функции  $a_{ki}(\tau)$  выражаются через  $\gamma(\tau)$ ,  $\delta(\tau)$ ,  $\beta(\tau)$ , а в случае режима закрутки функции  $a_{2i}(\tau)$  выражаются через  $a_{1i}(\tau)$  и  $a_{3i}(\tau)$  по формулам:

$$a_{21} = a_{32} a_{13} - a_{33} a_{12} \quad ; \quad a_{22} = a_{33} a_{11} - a_{31} a_{13} ;$$

$$a_{23} = a_{32} a_{13} - a_{33} a_{12}.$$

Согласно методу наименьших квадратов оценка определяемых параметров системы уравнений движения и начальных условий движения, характеризуемого информацией (I), сводится к минимизации  $\Phi$  по оцениваемым величинам.

Значения углов  $\gamma$ ,  $\delta$ ,  $\beta$ , отвечающие положению станции в начальный момент времени  $\tau_1$ , обозначим через  $\delta_0$ ,  $\tilde{\delta}_0$ ,  $\beta_0$ . Положим также  $\omega_i(\tau_1) = \omega_{i0}$  ( $i = 1, 2, 3$ ). В случае режима медленной закрутки, вследствие зависимости переменных  $a_{1i}$  и  $a_{3i}$ , их начальные значения удобно выразить через углы  $\gamma_0$ ,  $\delta_0$ ,  $\beta_0$ . Таким образом, в обоих случаях определению подлежат девять параметров:  $\gamma_0$ ,  $\delta_0$ ,  $\beta_0$ ,  $\omega_{i0}$ ;  $M_i$  (либо

$\gamma_i; \quad i = 1, 2, 3).$

Минимизация  $\Phi$  проводится сначала методом случайного поиска, а затем - градиентными методами.

В качестве примера использования описанной выше методики определения ориентации станции "Салют-7" в процессе функционирования спектрометра "Мария" приведем результаты обработки телеметрической информации, относящейся к виткам 19693-19694 (18 сентября 1985 г.). На обрабатываемом интервале, начинающемся в момент времени  $t_1 = 9 \text{ ч } 31 \text{ мин } 40 \text{ с}$ , движение станции происходит в режиме гравитационной ориентации. Минимизация функционала (2) для соответствующей системы уравнений движения даёт следующие результаты:

$$\Phi = 0.3, \quad \gamma_0 = 104.3^\circ, \quad \delta_0 = -6.5^\circ, \quad \beta_0 = 5.3^\circ, \\ \omega_{10} = 0.0563 \text{ град/с}, \quad \omega_{20} = -0.0281 \text{ град/с}, \quad \omega_{30} = -0.049 \\ \text{град/с}, \quad \mu_1 = 0.25, \quad \mu_2 = -0.307, \quad \mu_3 = -1.877.$$

Наглядное представление о найденном движении станции дают графики функции  $\gamma(t), \delta(t), \beta(t), \omega_i(t), \tilde{h}_i(t), S_i(t)$  ( $i = 1, 2, 3$  рис. 3-6, сплошные линии). Точками на рис. 3, 5, 6 указаны значения  $(t_n, \gamma^{(n)}), (t_n, \delta^{(n)}), (t_n, \beta^{(n)}), (t_n, \tilde{h}_i^{(n)}), (t_n, S_i^{(n)})$  ( $n = 1, 2, \dots, N, i = 1, 2, 3$ ). Углы  $\gamma^{(n)}, \delta^{(n)}, \beta^{(n)}$  вычисляются с помощью локального алгоритма. Для тех моментов времени  $t_n$ , когда станция находится в тени Земли величины  $\delta^{(n)}, \beta^{(n)}, \gamma^{(n)}, S_i^{(n)}$  не определены и на рис. 3 не указаны.

Результаты обработки измерений, соответствующих движению станции "Салют-7" 13 августа 1985 г. на витках 19130-19131 ( $t_1 = 15 \text{ ч } 15 \text{ мин } 55 \text{ с}$ ) в режиме медленной закрутки, приведены на рис. 7-10. Эти рисунки аналогичны рис. 3-6 и получены с помощью минимизации функционала (4) для соответствующей системы уравнений движения.

Результаты минимизации следующие:

$$\Phi = 0.2, \quad \gamma_0 = 183.1^\circ, \quad \delta_0 = -36.4^\circ, \quad \beta_0 = -2.1^\circ, \\ \omega_{10} = -0.0047 \text{ град/с}, \quad \omega_{20} = -0.323 \text{ град/с}, \quad \omega_{30} = -0.0067 \text{ град/с}, \\ \mu_1 = -0.002, \quad \mu_2 = 0.191, \quad \mu_3 = -0.203.$$

Сравнение проведенных расчётов показывает, что точность аппроксимации результатов измерений векторов  $\vec{S}$  и  $\vec{H}$  с по-

мощью решений соответствующих систем уравнений движения довольно высока и задача определения углового движения станции в тени Земли решена успешно. Заметим при этом, что, как и ожидалось, уравнения движения станции в режиме гравитационной ориентации являются более точными, чем уравнения движения станции в режиме медленной закрутки. Точность определения углового положения на неосвещенных Солнцем участках орбиты для режима гравитационной ориентации составляет  $1^{\circ}$ . Нестабильность параметров  $M_i, V_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ) на различных обрабатываемых интервалах говорит о сравнительно невысокой точности уравнений движения станции в режиме медленной закрутки. Однако на интервалах обработки продолжительностью до двух часов точность уравнений движения составляет  $2-3^{\circ}$ , что вполне достаточно для решения задачи пространственной привязки результатов измерений магнитного спектрометра "Мария".

Приведенные оценки точности метода определения углового положения станции получены сопоставлением результатов расчёта по данной методике с результатами косвенных измерений от звездных фотометров, установленных на станции [4].

Основываясь на результатах расчётов, приведенных на рис.3-10, проанализируем движение орбитальной станции в режимах гравитационной стабилизации и закрутки, используемых при выполнении экспериментов с прибором "Мария".

В режиме гравитационной ориентации в некоторый момент времени за счёт эффекта "экранирования" плоскостями симметричных панелей СБ несимметричной последняя не будет подвержена влиянию аэродинамических возмущений и станция начнет разворачиваться, стремясь прийти в гравитационно устойчивое положение (ось  $Ox_2$ , соответствующая максимальному моменту инерции станции, перпендикулярна плоскости орбиты). Достигнув положения, близкого гравитационно устойчивому, станция окажется под влиянием крутящего аэродинамического момента, который, как показали соответствующие расчёты, приведет ось  $Ox_2$  в гравитационно устойчивое положение, диаметрально противоположенное первоначальному. Далее картина повторяется, т.е. в процессе движения ось  $Ox_2$  станции будет ометать

сектор с углом при вершине, зависящим для заданной конфигурации станции от высоты полёта и взаимного положения плоскости орбиты и Солнца. В некоторых случаях аэродинамический момент может достигнуть такой величины, что станция перейдёт в режим закрутки вокруг продольной оси (колебательный режим или закрутка зависит от соотношения периодов вращения вокруг продольной оси и движения станции по орбите и взаимного положения плоскости орбиты станции и Солнца). Пример закрутки станции вокруг продольной оси с угловой скоростью  $\omega < 0.1$  град/с для режима гравитационной ориентации приведен на рис.3.

В процессе полёта станции один тип движения может переходить в другой; при этом направление вращения при закрутке тоже может меняться. Отметим, что при полёте в режиме гравитационной ориентации угол между осью  $Ox_z$  станции, совпадающей с осью чувствительности спектрометра "Мария" и вектором напряженности магнитного поля Земли, меняется в достаточно широких пределах (рис.3). В то же время, в случае закрутки станции вокруг оси  $Ox_z$ , выставленной перпендикулярно плоскости орбиты этот угол слабо меняется (рис.7).

#### Заключение

Изложенные методы проведения исследований характеристик потоков высокоэнергичных электронов и позитронов в пассивных режимах ориентации станции, использовавшиеся во время выполнения экспериментов со спектрометром "Мария" на орбитальной станции "Салют-7" в 1985г, показали высокую эффективность и точность. Их применение позволило без дополнительных затрат рабочего тела значительно расширить программу исследований с этой аппаратурой, одновременно реализовать проведение экспериментов в большом диапазоне значений питч-углов и геомагнитных координат и выполнить во время работы с аппаратурой "Мария" в период с августа по ноябрь 1985г. дополнительно к запланированным еще 8 сеансов измерений в режимах закрутки и гравитационной ориентации. Полученная в экспериментах телеметрическая информация обрабатывалась с помощью разработанного математического обеспечения, реализованного на ЭВМ БЭСМ-6.

### Литература

1. Воронов С.А., Гальпер А.М., Гузенко М.В. и др. Магнитный сцинтилляционный спектрометр электронов.-Приборы и техника эксперимента, 1986г, № 2, с.35.
2. Беляев М.Ю., Тянь Т.Н. Применение режима гравитационной стабилизации при выполнении экспериментов.- Космические исследования, 1984, вып.2, с.181-188.
3. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях.- М.:Машиностроение, 1984, с.264.
4. Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Курт В.Г. и др. Использование пассивных методов ориентации при проведении экспериментов по исследованию космического рентгеновского излучения с борта орбитальной станции "Салют-7".-Космические исследования, 1983, вып.6, с.912-920.
5. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение движения орбитальных комплексов "Салют-6" и "Салют-7" относительно центра масс в режиме гравитационной ориентации по данным измерений.- Космические исследования, 1985, вып.6, с.829-842.

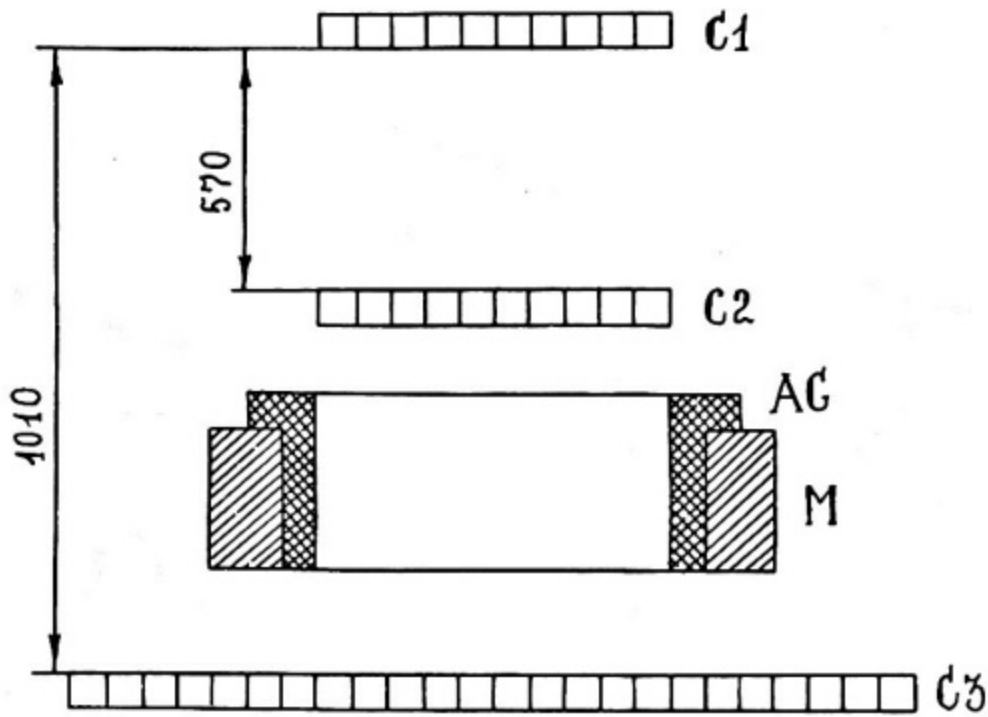


Рис.1. Физическая схема спектрометра

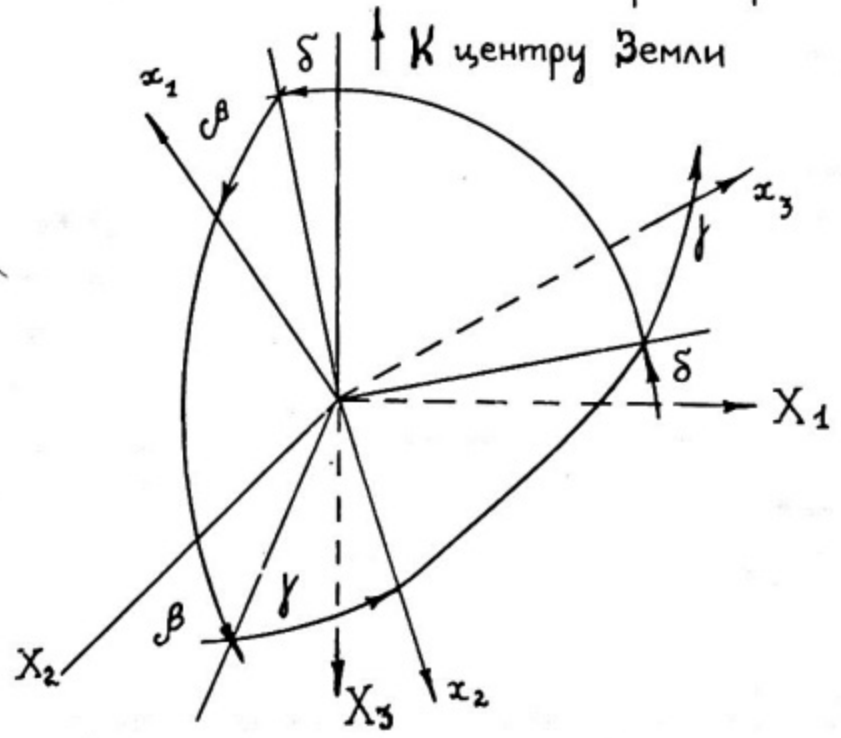


Рис.2. Системы координат: орбитальная  $Ox_1x_2x_3$ , связанная со станцией  $Ox_1x_2x_3$

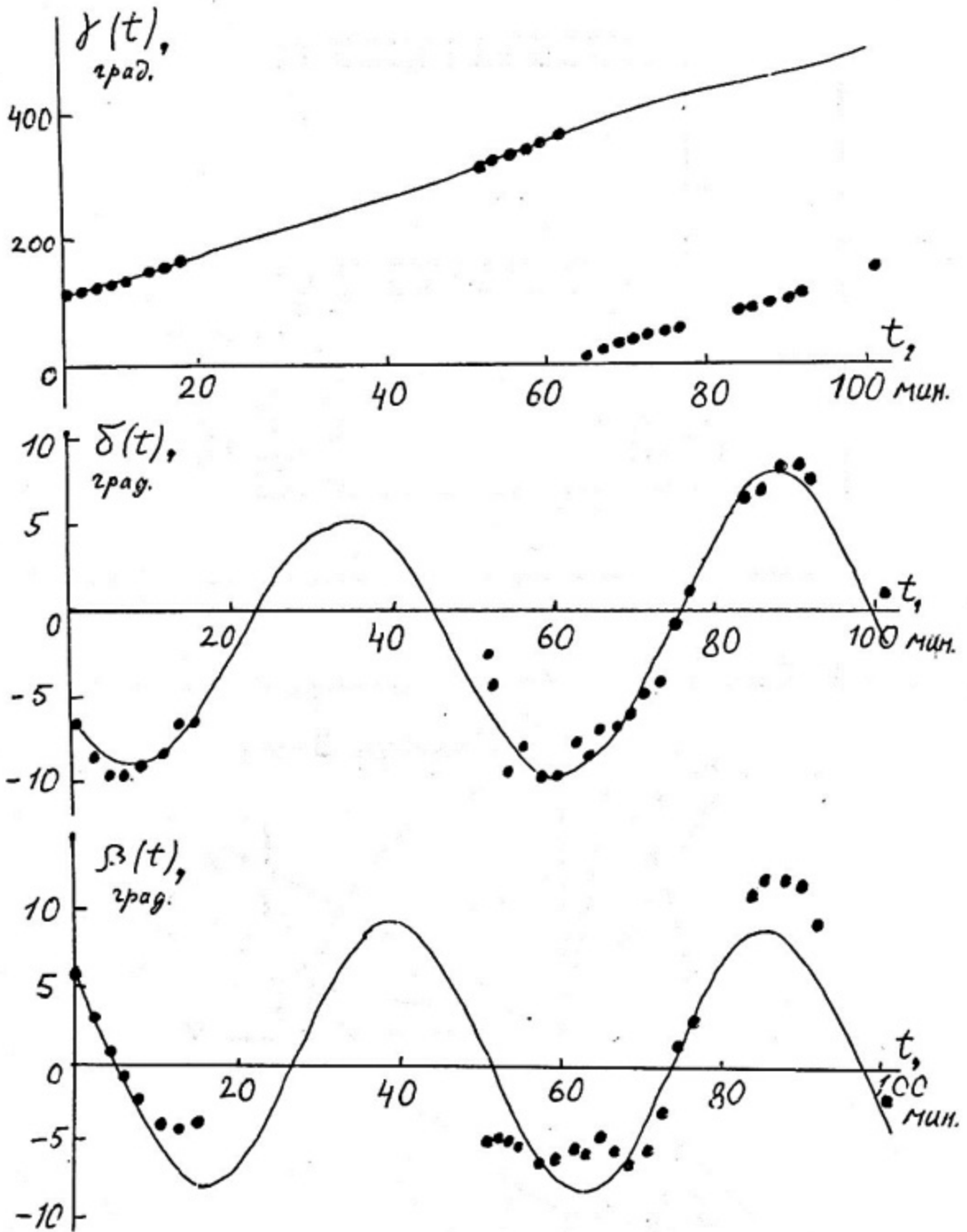


Рис.3. Зависимости параметров движения станции от времени. Витки 19693-19694

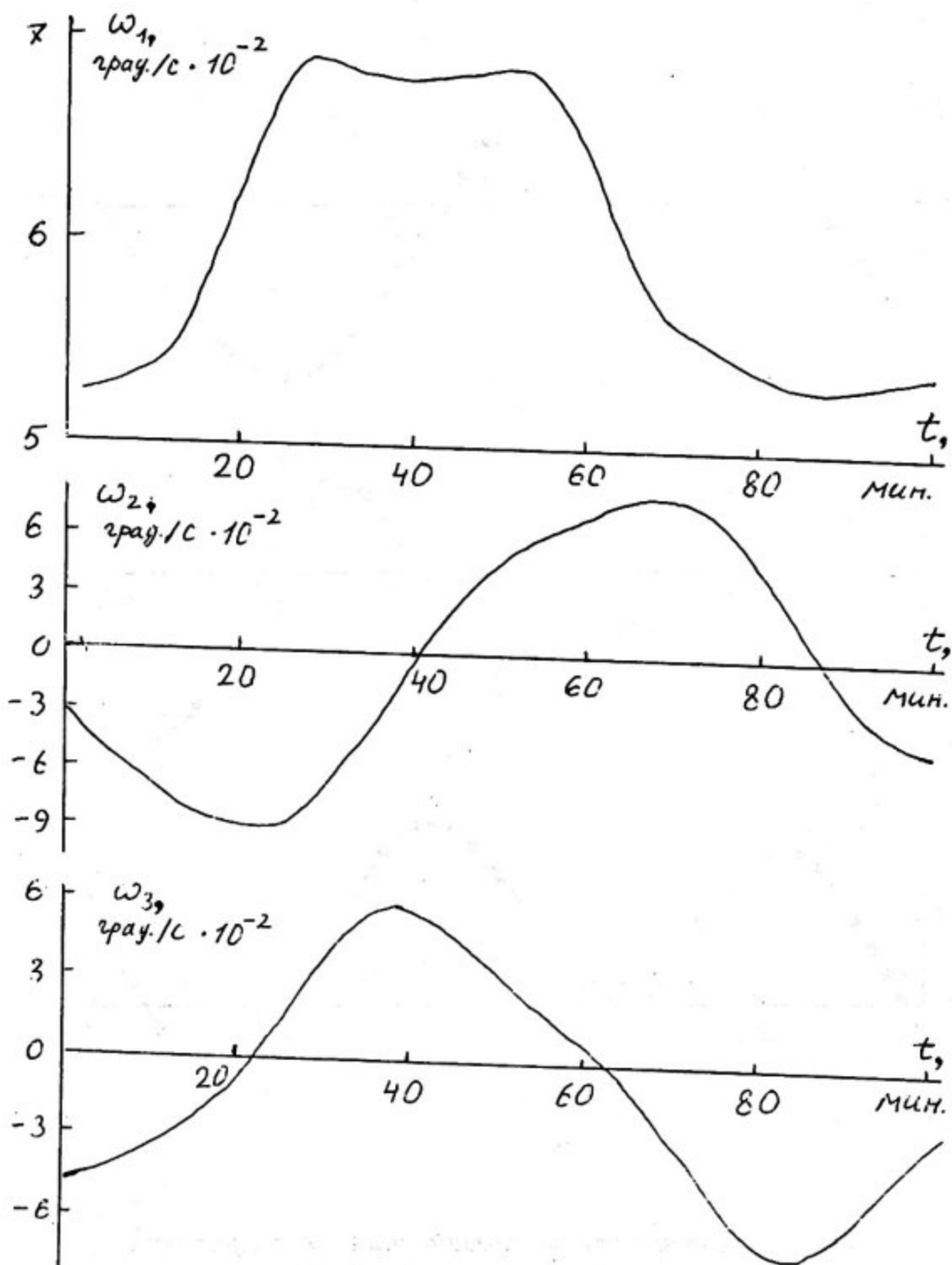


Рис.4. Зависимости параметров движения станции от времени. Витки 19693-19694

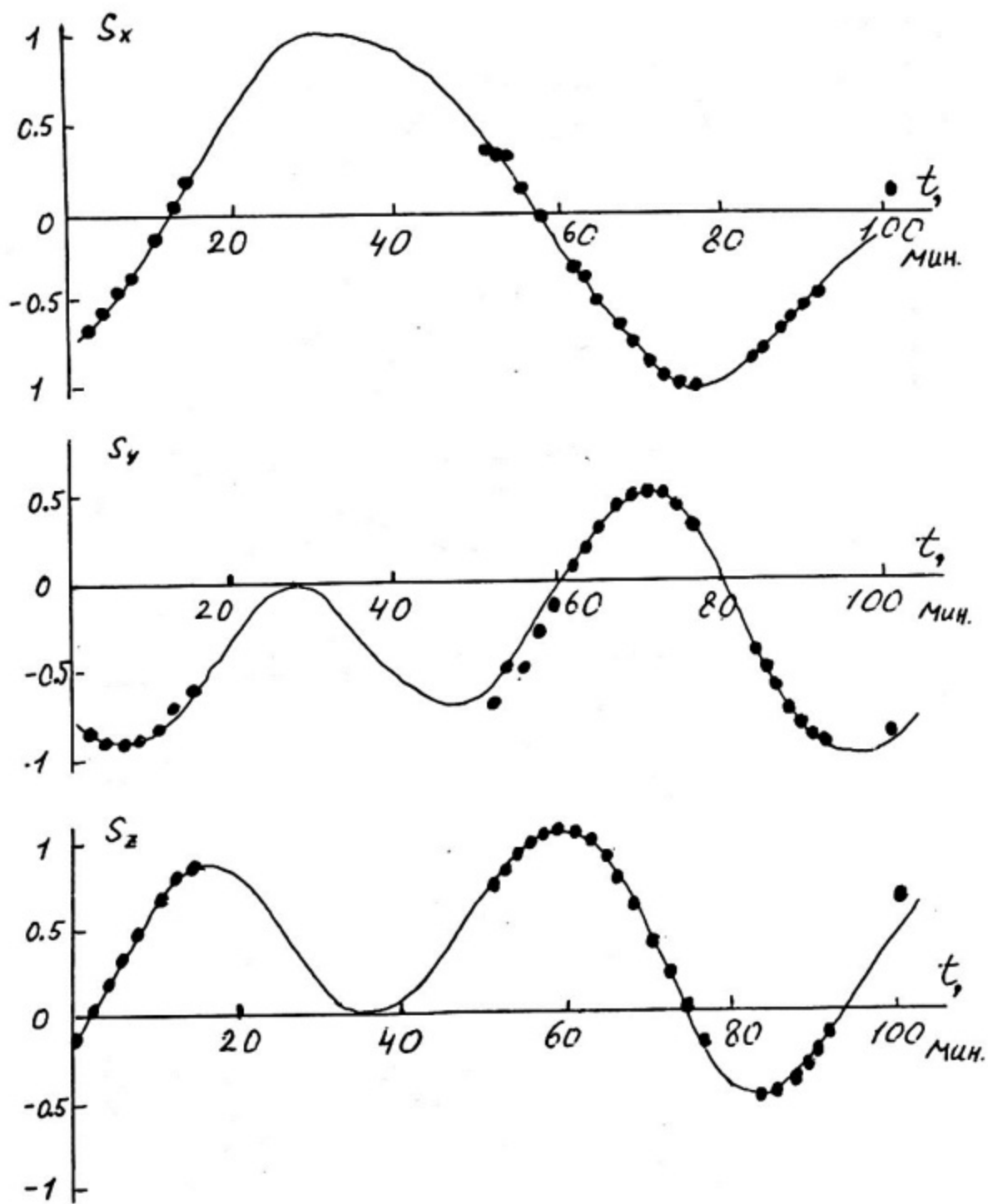


Рис.5. Зависимости показаний солнечного датчика от времени. Витки 19693-19694

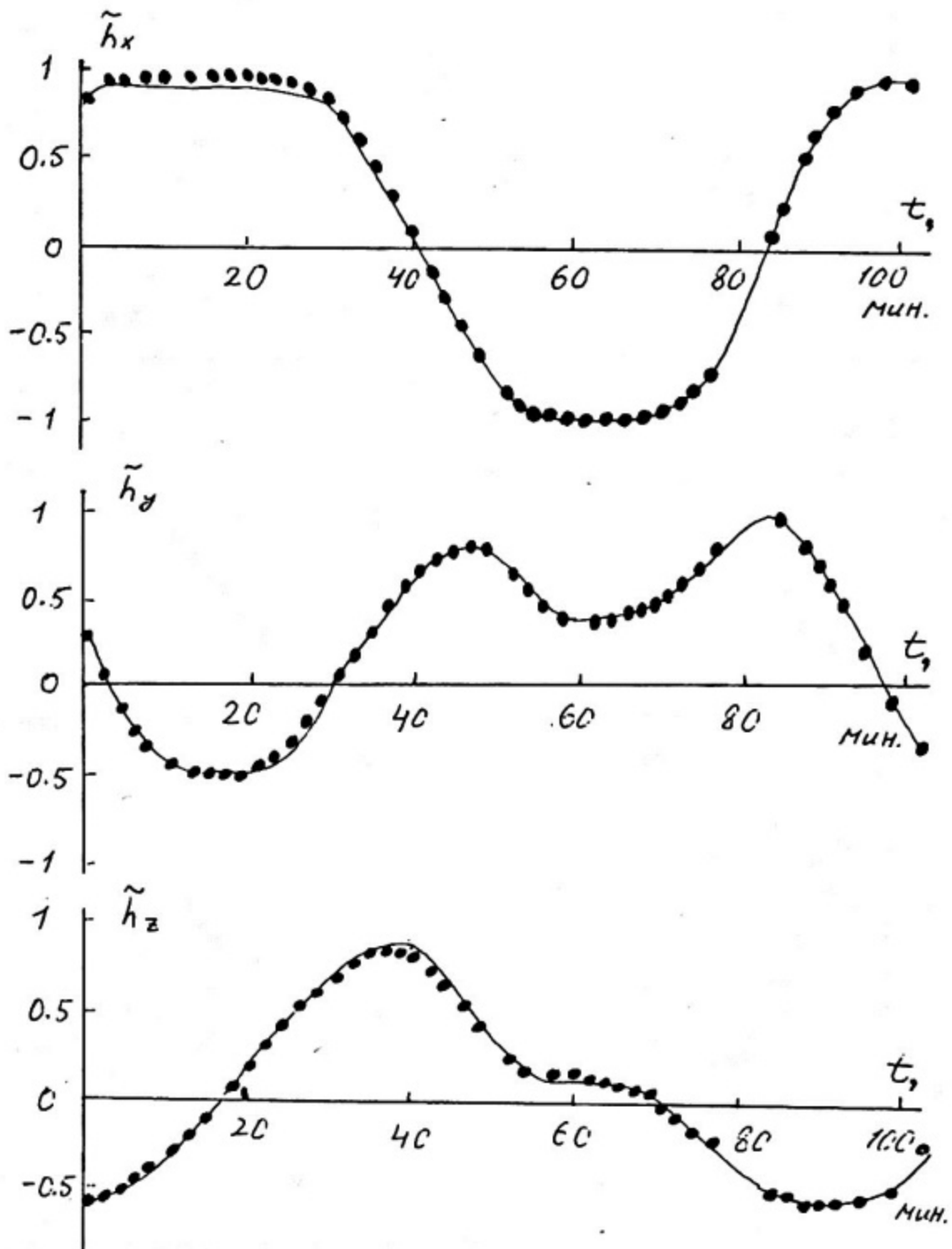


Рис.6. Зависимости измеренных и рассчитанных величин напряженности геомагнитного поля от времени. Витки 19693-19694

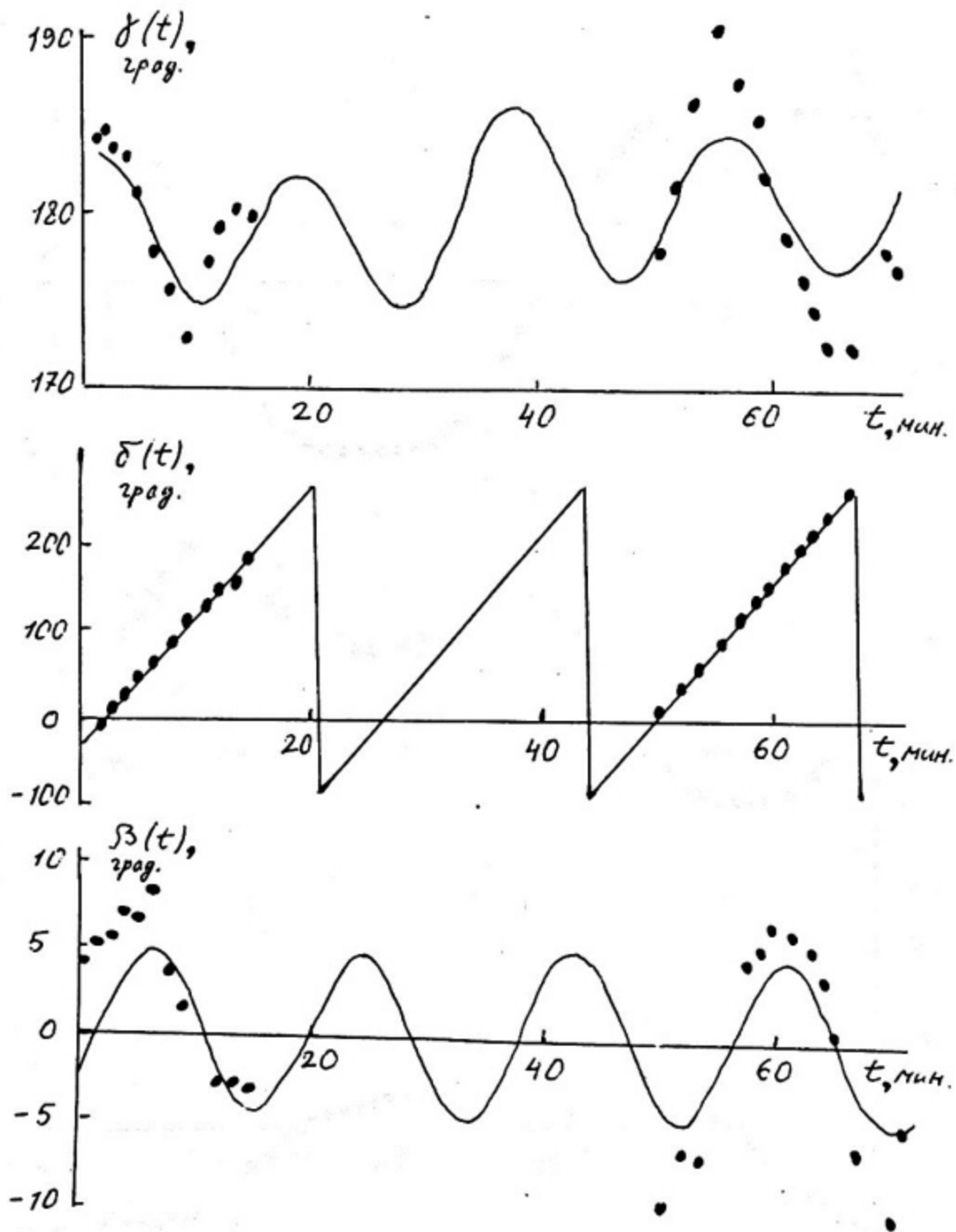


Рис.7. Зависимости параметров движения станции от времени.  
Витки I9I30-I9I3I

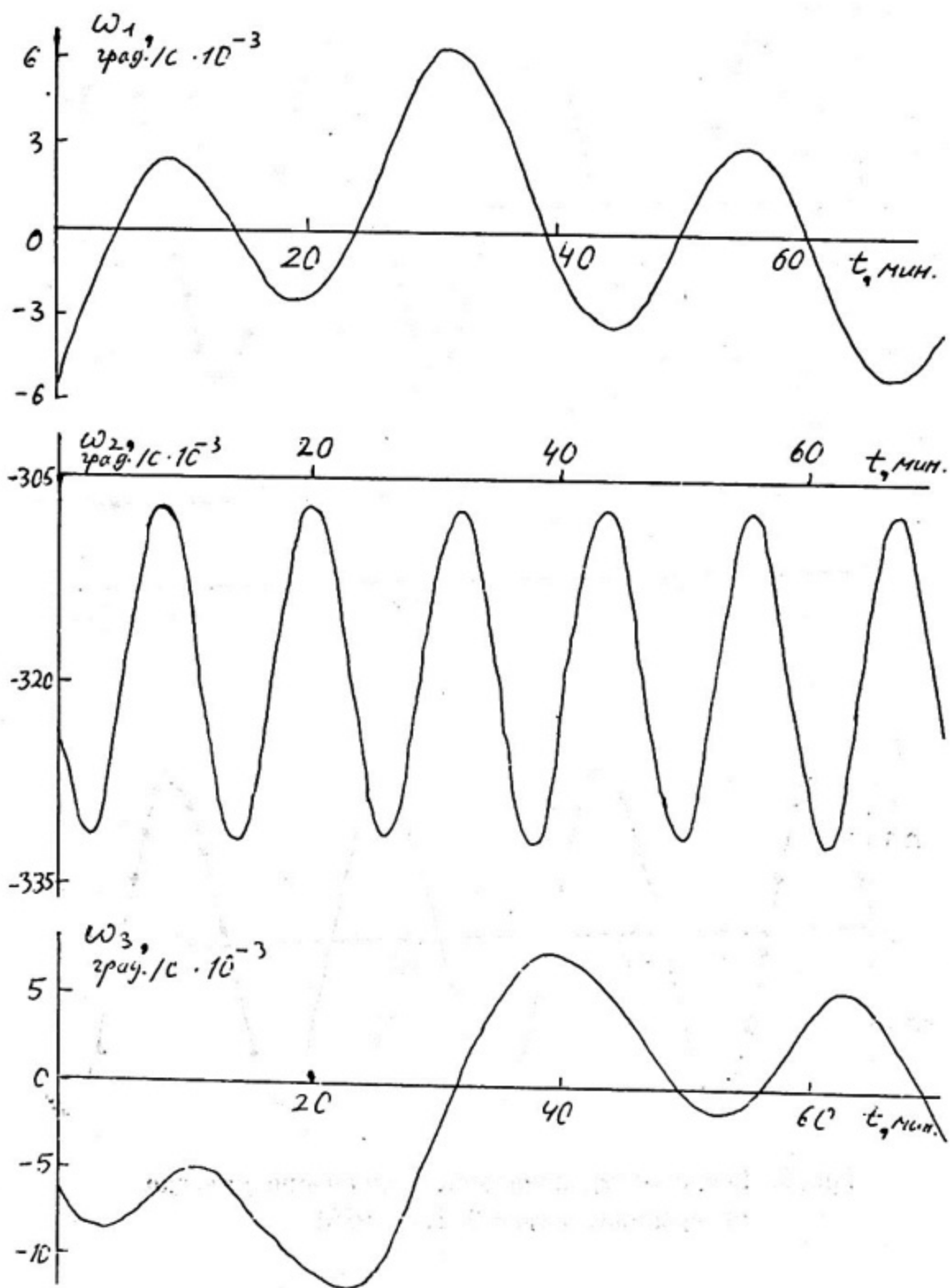


Рис.8. Зависимости параметров движения станции от времени. Витки 19130-19131

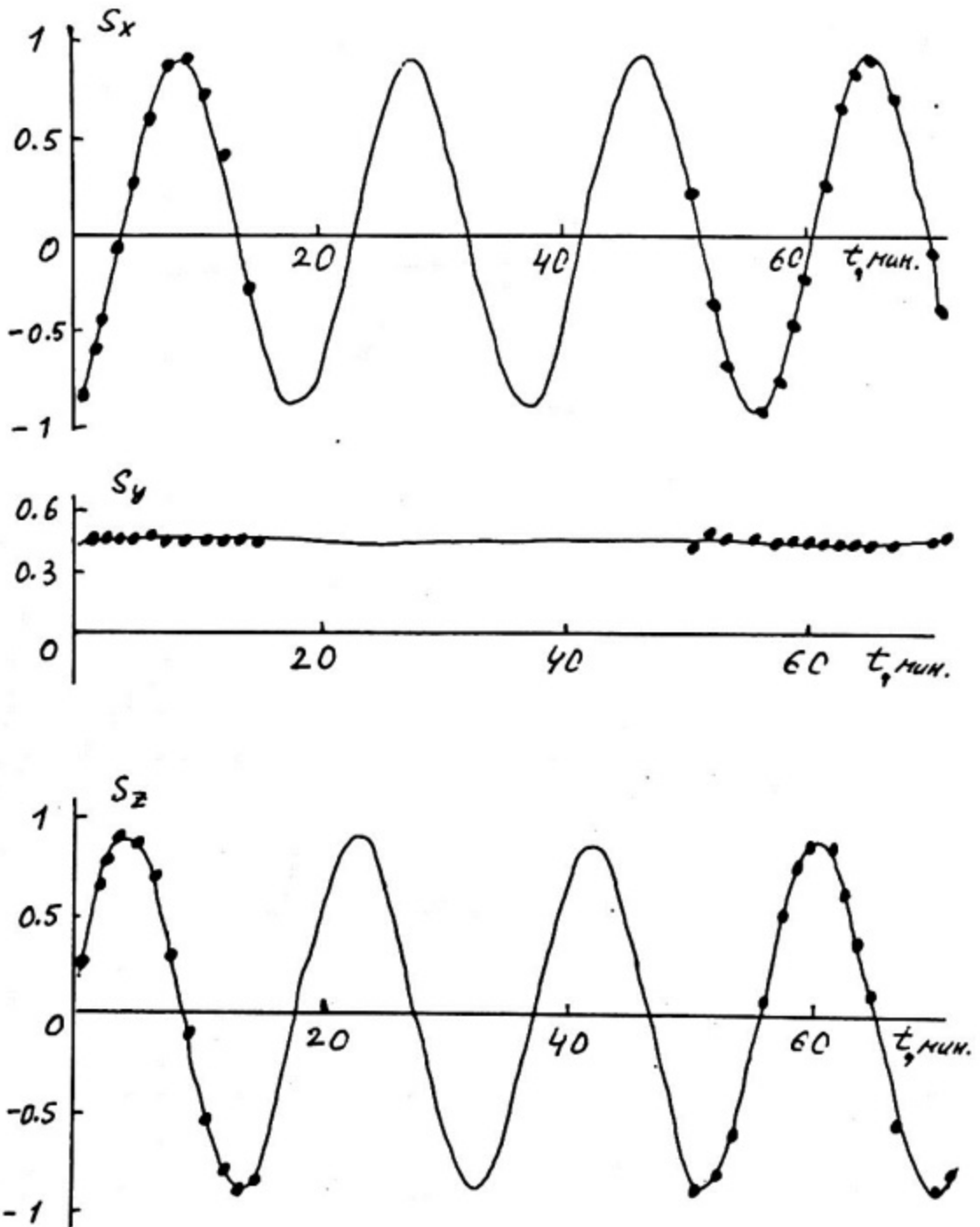


Рис.9. Зависимости показаний солнечного датчика от времени. Витки I9I30-I9I3I

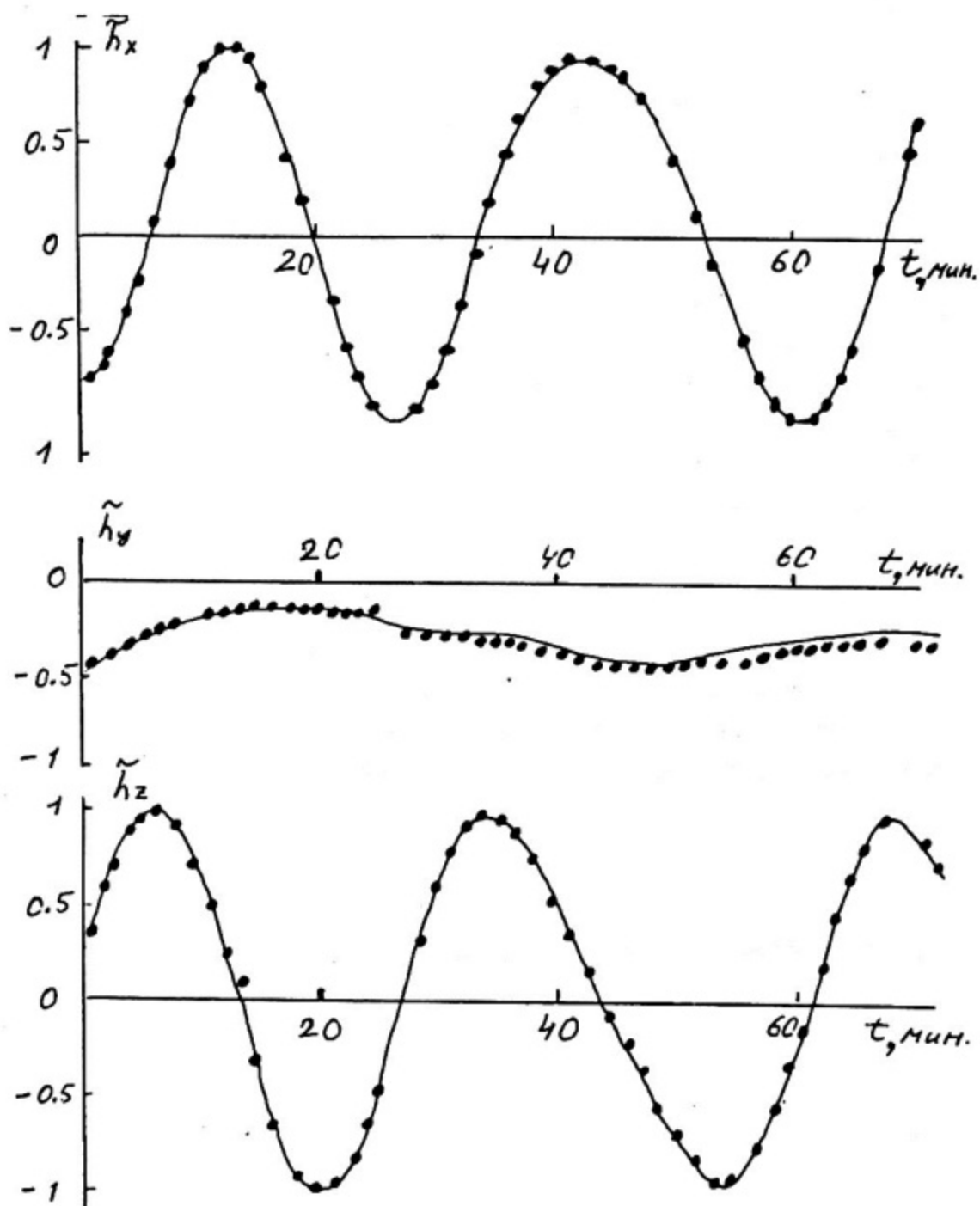


Рис. 10. Зависимости измеренных и рассчитанных величин напряженности геомагнитного поля от времени. Витки 19130-19131.

Михаил Юрьевич Беляев  
Сергей Александрович Воронов  
Аркадий Моисеевич Гальпер  
Сергей Валентинович Колдашов  
Ильдар Мансурович Мансуров  
Трофим Николаевич Тян

Проведение экспериментов по исследованию  
высокоэнергичных электронов и позитронов  
на орбитальном комплексе "Салют-7" с исполь-  
зованием пассивных методов ориентации.

Рукопись поступила в издательский отдел 22.12.87  
Ответственный за выпуск С.В.Колдашов

---

Л. 50013 Подписано в печать 9/II-1988г. Формат 60x84 1/16  
П. л. 1,5 Уч.-изд. л. 1,25 Тираж 120  
Изд. 067-87 Заказ 477 Цена 10 коп.

---

Типография МИФИ, Каширское шоссе, д.31