

УДК 621.391.26

## Методика оценки точностных характеристик астроинерциально-спутниковой системы с разработкой модели определения наблюдаемости навигационных спутников.

А.В. Коровин, Д.А. Устюжанин

Приводится структурная схема методики априорной оценки точности местоопределения с помощью астроинерциально-спутниковой системы, модель и соотношения для определения наблюдаемости навигационных спутников.

Представлены примеры расчета наблюдаемости.

Ключевые слова: астроинерциально-спутниковая система; оценка точности; наблюдаемость.

В интересах навигационного обеспечения полетов тяжелых летательных аппаратов (ЛА) и ЛА с большой длительностью полета актуальным является использование астроинерциально-спутниковой системы. Создание и оценка эффективности такой системы связана с необходимостью определения ее точностных характеристик, для чего разработана представленная методика.

### 1. Описание структурной схемы методики

Структурная схема методики приведена на рисунке 1:

Первоначально разработана модель движения навигационных космических аппаратов (НКА) для двух космических группировок ГЛОНАСС и GPS. Выходной информацией данной модели служит выдача координат каждого спутника в определенный момент времени.

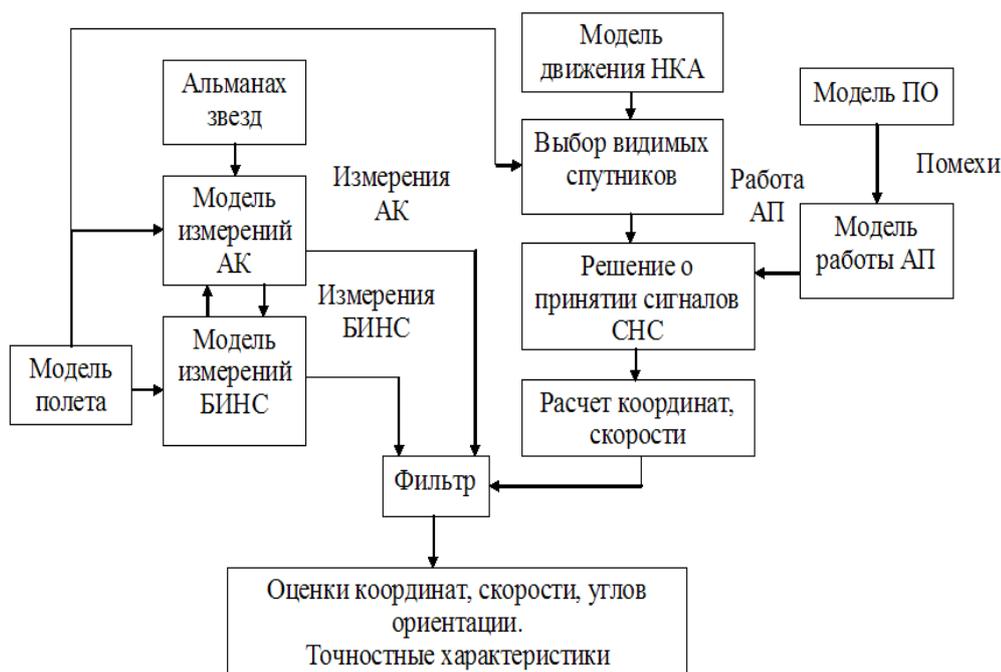


Рисунок 1 — Структурная схема методики

Следующим этапом было моделирование полета самолета по промежуточным точкам полета, с учетом углов крена, тангажа и скольжения. Отличительной особенностью данной программы было то, что обеспечивается расчет момента вход в поворот над определенным ППМ и осуществляется плавный поворот над ним на следующий курс маршрута полета. Также были разработаны модели пересчета местных координат в геодезические, а из них - в геоцентрические. В результате моделирования определяем истинные координаты ЛА.

Эти координаты используются в следующих моделях: модель измерений бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), модель измерений астрокорректора (АК), модель выбора видимых НКА.

Блок выбора видимых НКА, определяет в заданной точке номера и координаты видимых и невидимых спутников.

Модель БИНС выдает координаты ЛА, определяемые данной системой.

Для обеспечения измерений АК используется альманах звезд, по которому работает астросистема. На выходе модели АК высота и азимут светила, измеряемые астросистемой. АК служит корректирующим устройством для БИНС. Коррекция производится с помощью фильтра, осуществляющего оценку вектора состояния (источники погрешностей, ошибки навигационных параметров и др.).

Необходимость учета влияния помех на спутниковый приемник с антенным подавителем (АП) потребовала создать модель помеховой обстановки (ПО). Результатом работы АП будет выдача секторов, угла маски, при котором будет происходить работа НКА. Данная информация вместе с номерами и координатами видимых и невидимых спутников поступает на блок формирования видимого созвездия космических аппаратов (КА) спутниковой навигационной системы (СНС). После этого происходит расчет координат и скорости ЛА определяемой СНС. Далее измеренные навигационные параметры от трех систем поступают на фильтр, в котором происходит оптимальная обработка с оценкой координат, скорости, углов ориентации, источников погрешностей, а также определение потенциальных точностных характеристик рассматриваемой навигационной системы.

## 2. Модель определения наблюдаемости навигационных спутников

Программная реализация модели определения наблюдаемости навигационных спутников в заданном районе была осуществлена в среде MatLab. В модели были отработаны моменты срыва сопровождения с выдачей сообщения при срыве. Возможна работа модели по двум ГЛОНАСС и GPS (и более) группировкам совместно.

Для моделирования движения НКА ГЛОНАСС и GPS ,была задана система исходных данных для каждой системы [1,3]:

- период орбиты:  $T_{\text{ГЛОНАСС}}=40544$  сек;  $T_{\text{GPS}}=43081$  сек;
- наклонение орбиты:  $I_{\text{ГЛОНАСС}}=64.8^\circ$ ;  $I_{\text{GPS}}=55^\circ$ ;
- количество орбит и расположение спутников на орбитах:

ГЛОНАСС - 4, равномерно через  $45^\circ$ ;

GPS – 6, равномерно через  $90^\circ$ ;

- Радиус орбиты:

$R_{\text{ГЛОНАСС}}=25478137$  м. ;  $R_{\text{GPS}}=26560000$  м.

Кроме того задается начальное положение каждого спутника на всех орбитах.

Первоначально вычисляем координаты и скорости для каждого спутника с помощью систем уравнений 1, 2 [2,7]:

$$\begin{aligned}
 X_{\text{КА}}(i) &= R * (\cos(u(i)) * \cos(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t) - \sin(u(i)) * \cos(I) * \sin(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t)); \\
 Y_{\text{КА}}(i) &= R * (\sin(u(i)) * \cos(I) * \cos(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t) + \cos(u(i)) * \sin(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t)) \quad (1) \\
 Z_{\text{КА}}(i) &= R * \sin(u(i)) * \sin(I); \\
 V_x(i) &= -V_{\text{orb}} * (\sin(u(i)) * \cos(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t) + \cos(u(i)) * \cos(I) * \sin(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t)) + q_2 * Y(i);
 \end{aligned}$$

$$V_y(i) = \text{Vorb} * (\cos(u(i)) * \cos(I) * \cos(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t) - \sin(u(i)) * \sin(q_1(x) - d * u_1(i) - q_2 * t)) - q_2 * X(i); (2)$$

$$V_z(i) = \text{Vorb} * \cos(u(i)) * \sin(I);$$

где  $q_1(x)$  - начальное значение долготы восходящего узла  $x$ -ой орбиты;  $q_2 = 0.7292115e-004$  - угол поворота Земли за 1 сек.;  $d = q_2 / p_1$  - поправка для начальных условий для каждого спутника, учитывающая вращение Земли,  $u(i) = u_1(i) + p_1 * t$ ;  $u_1(i)$  - начальное положение  $i$ -го спутника на орбите;  $p_1$  - угловая скорость движения спутника вокруг Земли (в радианах);  $t$  - текущий момент времени.

После этого переводим геоцентрические координаты в геодезические координаты и получаем массив координат и скоростей спутников для каждой навигационной группировки в заданный момент времени [2]. Стоит подчеркнуть, что данная модель может быть применена к любым космическим орбитальным группировкам.

Далее моделируем полет самолета по промежуточным точкам полета, с учетом углов крена, тангажа и скольжения. Задаем скорость ЛА ( $V$ ), координаты промежуточных пунктов маршрута (ППМ) в горизонтальной (местной) системе координат (СК) и  $\gamma$  – угол крена при повороте ЛА. [8].

$$\begin{cases} \psi = \text{atan}(y_{n+1} - y_n / x_{n+1} - x_n), \text{ при } x_{n+1} - x_n \geq 0 \\ \psi = \text{atan}(y_{n+1} - y_n / x_{n+1} - x_n) + \pi \text{sign}(y_{n+1} - y_n), \text{ при } x_{n+1} - x_n < 0 \end{cases}$$

где  $x_n$  и  $y_n$  – координаты ППМ в горизонтальной системе координат.

Расстояние между ППМ находили как:

$$r = \sqrt{(x_{n+1} - x_n)^2 + (y_{n+1} - y_n)^2}$$

Значение дистанций между промежуточными пунктами маршрута использовались в дальнейшем при расчете времени начала входа в поворот.

Радиус поворота определяли из выражения:

$$R_{\text{пов}} = V^2 / g \sec(\gamma)$$

где  $V$  – скорость ЛА,  $g$  – ускорение свободного падения.

Для определения момента начала выполнения маневра вычислялась линия упреждающего разворота (ЛУР), т.е. расстояние от ППМ, при начале прохождения которого необходимо выполнять поворот:

$$L = R_{\text{пов}} \tan(\Delta\psi / 2)$$

Движение ЛА в горизонтальной системе координат описывали с помощью следующих уравнений:

$$\begin{cases} x = V t \cos(\psi + \omega \Delta t) \\ y = V t \sin(\psi + \omega \Delta t) \end{cases},$$

где  $\omega$  – угловая скорость в горизонтальной системе.

$$\omega = g \tan(\gamma) / V.$$

Также, при моделировании полета ЛА и выполнении им поворота необходимо было вычислять длительность самого маневра:

$$t_{\text{пов}} = |\psi_{n+1} - \psi_n| / \omega.$$

Графические результаты данной модели представлены на рисунках 3,4.

Выходом данной модели являются реальные координаты ЛА, для дальнейшей обработки.

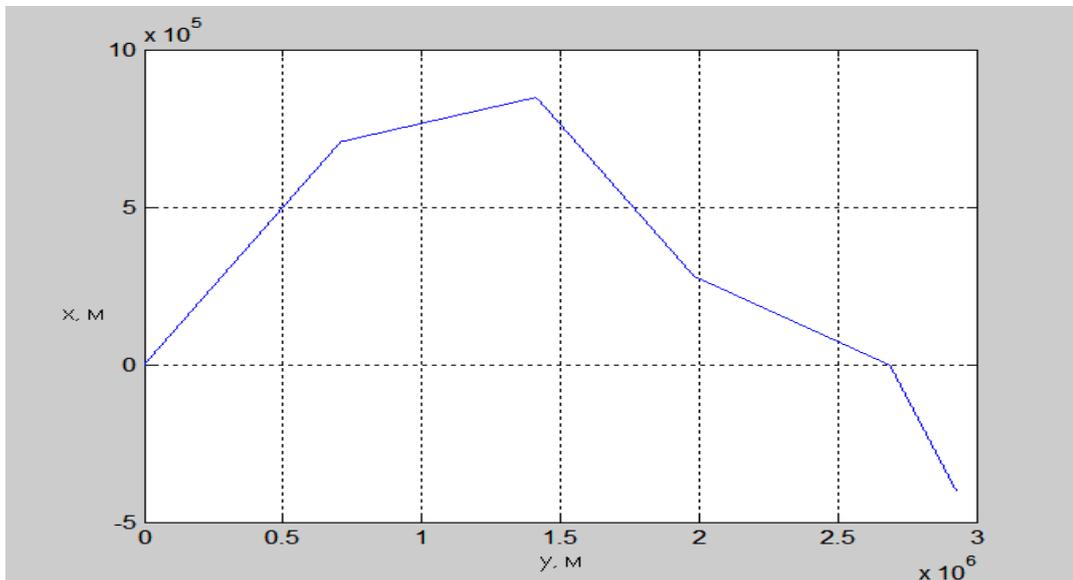
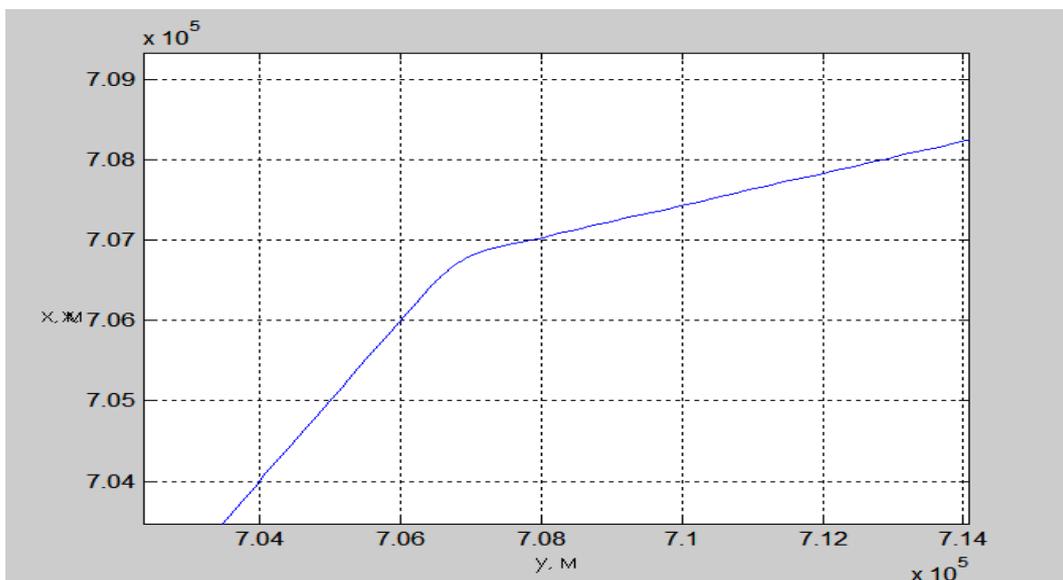


Рисунок 3 — Маршрут полета ЛА



#### Рисунок 4 — Вход ЛА в поворот

Дальнейшей задачей является определение видимой группировки спутников в заданном районе.

Первоначально задаем орт-вектор "вверх" в связанной с самолетом СК и орт-вектор "вверх" в прямоугольной нормальной к Земле системе координат (СК) в виде векторов 3,4.

$$Z=[0 \ 0 \ 1]', \quad (3)$$

$$U=[0 \ 0 \ 1]', \quad (4)$$

Переходим из локальной СК в геоцентрическую СК с помощью матрицы 5 [6].

$$C_e = \begin{bmatrix} -\sin L & -\sin B * \cos L & \cos L * \cos B \\ \cos L & -\sin B * \sin L & \sin L * \cos B \\ 0 & \cos B & \sin B \end{bmatrix} \quad (5)$$

Задаем углы ориентации (курс, крен тангаж).

$$E_{\text{leg}}=\pi/180*[\psi \ \varphi \ \theta], \quad (6)$$

Переходим из локальной СК –  $C_e$  в связанную с самолетом СК –  $C_b$  с помощью матрицы 7 [6]:

$$C_b = \begin{bmatrix} \cos \psi * \cos \varphi - \sin \theta * \sin \varphi & \sin \psi * \cos \varphi + \cos \theta * \sin \varphi & -\cos \theta * \sin \varphi \\ -\sin \psi * \cos \theta & \cos \theta * \cos \psi & \cos \theta \\ \sin \theta * \cos \varphi * \sin \psi + \sin \varphi * \cos \psi & \sin \psi * \sin \varphi - \sin \theta * \cos \varphi * \cos \psi & \cos \theta * \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (7)$$

Переход из одной системы координат в другую необходим при работе с орт-вектором.

Формируем начальный вектор "видимости" спутников, где 1- "вижу", 0-"не вижу". Последовательно переводим координаты орта-вектора верхней полусферы ЛА в локальную, а затем в геоцентрическую системы координат:

$$Z_2=C_b * Z;$$

$$Z_3=C_e * Z_2;$$

Формируем координаты точки на поверхности Земли в заданной точке и начальный вектор самолета:

$$U_2=C_e * U,$$

$$X_0=[X, Y, Z]';$$

Далее формируется цикл, в котором последовательно по каждому спутнику определяется косинус угла между ортом  $U_2$  и направлением на спутник из точки  $X_0$

$$r_1 = X_{KA} - X;$$

$$r_2 = Y_{KA} - Y;$$

$$r_3 = Z_{KA} - Z;$$

$$r = [r_1 \ r_2 \ r_3];$$

$$\cos \alpha = \sum(r * U_2) / |r|$$

После чего определяется косинус угла между ортом  $Z_{ort3}$  и направлением на спутник из точки ЛА

$$\cos \beta = \sum(r * Z_3) / |r|$$

И вводится критерий, по которому программа определяет, виден спутник или нет, в нашем случае мы брали условие  $\cos \alpha = 0.0872 = \cos(85)$ , т.е. с учетом угла маски 5 градусов, а также  $\cos \beta > 0$ , т. е. определяется в каком полушарии находится спутник. Угол маски можно задавать любым.

$$\cos \alpha > 0.0872 \text{ и } \cos \beta > 0;$$

Соответственно, если оба этих условия выполняются, то спутник виден, если нет, то не виден. После этого данные заносятся в итоговую матрицу и выдаются пользователю. На выходе модели мы получаем: количество видимых спутников, номера видимых спутников, массив невидимых спутников, координаты видимых спутников и график на котором отображается количество видимых спутников. Пример представлен на рисунке 5.

Следующей задачей исследования была необходимость оценить точность определения координат ЛА посредством измерений спутниковой системой.

В этом случае определяемые приемником потребителя псевдодальности  $D_{i0}$  записываются в виде следующих выражений:

$$D_{i0} = \sqrt{(X_0 - X_i)^2 + (Y_0 - Y_i)^2 + (Z_0 - Z_i)^2} + DT + \delta D_i, \quad (8)$$

где  $X_0, Y_0, Z_0$  – координаты точки наблюдений в геоцентрической вращающейся совместно с Землей системе координат;  $X_i, Y_i, Z_i$  – аналогичные геоцентрические координаты  $i$ -го космического аппарата (КА);  $\delta D_i$  – случайные составляющие для псевдодальности,  $DT$  – смещение шкалы времени потребителя по отношению к системной шкале времени в линейной мере.

Эти псевдодальности сводятся в вектор измерений  $y_0$ :

$$y_0^T = [ D_{10} \ D_{20} \ D_{30} \ \dots \ D_{i0} ], \quad (9)$$

Вектор искомым параметров записывается в виде:

$$n_0^T = [ X_0 \ Y_0 \ Z_0 \ DT_{GL} \ DT_{GPS} ], \quad (10)$$

Тогда итеративная процедура с использованием нелинейного метода наименьших квадратов для решения системы нелинейных уравнений (8) и определения  $\bar{n}_0$  может быть представлена векторно-матричным соотношением:

$$\bar{n}_{0,k+1} = \bar{n}_{0,k} + (H^T R_m^{-1} H)^{-1} H^T R_m^{-1} (y_0 - \bar{y}_k). \quad (11)$$

где  $H$  – матрица частных производных псевдодальностей по  $X_0, Y_0, Z_0$  и  $DT$  на шаге итерации;  $R_m$  – матрица ошибок измерений:

$$H = \begin{pmatrix} \partial D_{1x} & \partial D_{1y} & \partial D_{1z} & 1 \\ \partial D_{2x} & \partial D_{2y} & \partial D_{2z} & 1 \\ \partial D_{3x} & \partial D_{3y} & \partial D_{3z} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \partial D_{ix} & \partial D_{iy} & \partial D_{iz} & 1 \end{pmatrix}, \quad (12)$$

$$R_m = \begin{pmatrix} \sigma_{D1}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{D2}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{Di}^2 \end{pmatrix}, \quad (13)$$

где  $\sigma_{Di}$  – среднеквадратическая ошибка измерений дальности до  $i$ -го спутника.

Начальное приближение  $B_0, L_0, H_0$  задается из возможной области значений координат наблюдаемой точки  $B, L, H$ , однако нами были выбраны следующие значения:  $B_0=0^\circ, L_0=0^\circ, H_0=-6378156$  м. Также, вводится начальное приближения расхождения шкал времени.

При этом прямоугольные геоцентрические координаты объекта  $X, Y, Z$  связаны с геодезическими координатами  $B, L, H$  с помощью соотношений 14,15,16:

$$X = (N + H) \cos B \cos L; \quad (14)$$

$$Y = (N + H) \cos B \sin L; \quad (15)$$

$$Z = [(1 - e^2)N + H] \sin B; \quad (16)$$

где  $N$  – радиус кривизны первого вертикала, определенный формулой.

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}. \quad (17)$$

Итеративный процесс имеет условие окончания, например:

$$|R_{k+1} - R_k| \leq 2 \quad (18)$$

где  $R_{k+1}$  и  $R_k$  – настоящее и предшествующее значения  $R$ :

$$R = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2 + DT_{GL}^2 + DT_{GPS}^2}. \quad (19)$$

При выполнении условия (18) итеративный процесс прекращается, и выдаются вычисленные значения координат летательного аппарата (ЛА)  $B, L, H$ .

Для исследования точностных характеристик спутниковых систем в условиях полета самолета находили выборочное и расчетное значения среднеквадратического сферического отклонения (ССО).

Используя (10), можем определить смещение (разницу) определенных в результате моделирования координат относительно истинных:

$$dn = n - n_0, \quad (20)$$

Тогда, выборочное смещение будет определяться:

$$Adn = \frac{E}{N_p}, \quad (21)$$

где  $E$  – накопление смещений;  $N_p$  – число реализаций.

В программе использовалось 100 реализаций. Первоначальное накопление было обнулено.

Выборочная ковариационная матрица ошибок геоцентрических координат:

$$P_B \approx \frac{S}{N_p}, \quad (22)$$

где  $S = \sum dn dn^T$ ,

Тогда, выборочное ССО:

$$ССО_B = \sqrt{P_{B11} + P_{B22} + P_{B33}}, \quad (23)$$

где  $P_{B11}, P_{B22}, P_{B33}$  – элементы главной диагонали матрицы  $P_B$ .

Расчетная ковариационная матрица ошибок геоцентрических координат:

$$P_p = (H^T R_m^{-1} H)^{-1}, \quad (24)$$

Тогда, расчетное ССО:

$$ССО_p = \sqrt{(P_{p11} + P_{p22} + P_{p33})}, \quad (25)$$

где  $P_{p11}, P_{p22}, P_{p33}$  – элементы матрицы  $P_p$ .

Ковариационная матрица в касательной системе:

$$P_{кас} = Q^T P_p Q, \quad (26)$$

$$\text{где } Q = \begin{vmatrix} -\sin L & \cos L & 0 & 0 & 0 \\ -\cos L \sin B & -\sin L \sin B & \cos B & 0 & 0 \\ \cos L \cos B & \sin L \cos B & \sin B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \quad (27)$$

Среднеквадратическая радиальная ошибка определяется:

$$CPO_{\text{кас}} = \sqrt{P_{\text{кас}11} + P_{\text{кас}22}}, \quad (28)$$

где  $P_{\text{кас}11}$ ,  $P_{\text{кас}22}$  – элементы матрицы  $P_{\text{кас}}$ ;  $L$ ,  $B$  – долгота и широта положения ЛА.

### 3. Результаты моделирования

Результаты моделирования процесса навигационных измерений для совместного использования систем GPS и ГЛОНАСС, полученные при следующих значениях среднеквадратических ошибок измерений  $\sigma_{D1}=10$  и  $\sigma_{D2}=10$  м соответственно, приведены в таблице 1:

Результаты моделирования процесса навигационных измерений системы ГЛОНАСС для этих же условий и участков маршрута полета, полученные при значении среднеквадратических ошибок измерений  $\sigma_D=10$  м, приведены в таблице 2:

Таблица 1

Угол крена $\gamma, ^\circ$	Результаты статистической и расчетной оценки точности местопределения ЛА			
	ССО, м (выборочное)	ССО, м (расчетное)	СРО, м	Количество видимых спутников
0	10,5	10	8,3	20
0	11,2	11,3	8	18
30	15,1	12,5	10,2	17
35	16,5	16,6	14	12

45	25	17	13	11
----	----	----	----	----

Таблица 2

Угол крена $\gamma$ , °	Результаты статистической и расчетной оценки точности местопределения ЛА			
	ССО, м (выборочное)	ССО, м (расчетное)	СРО, м	Количество видимых спутников
0	10	14,1	12,5	10
0	11,8	16,1	13,4	9
30	17,9	18	16,2	7
35	21	26	23	6
45	32	21,8	17,2	6

Сопоставление значений ССО, полученных на основе выборочного значения (23) и с помощью расчета ковариационной матрицы (25) показывает, что они достаточно близки между собой при полете ЛА на участке траектории без маневра ( $\gamma=0^\circ$ ) и различаются при выполнении маневра ( $\gamma=30\dots45^\circ$ ). Также значения точностных характеристик (ССО) зависят от количества видимых в данный момент времени спутников.

Изменение точностных характеристик в зависимости от количества видимых спутников рассчитывается на основе ковариационной матрицы  $P$  и геометрических факторов PDOP – в пространстве, HDOP – в плане, VDOP – по высоте, TDOP – по времени. Расчетная ковариационная матрица ошибок геоцентрических координат ( $P_p$ ) и матрица геометрических факторов ( $\Gamma$ )[4,5]:

$$P_p = (H^T R_m^{-1} H)^{-1},$$

$$\Gamma = (H^T H)^{-1},$$

где  $R_m = \text{diag}[\sigma_{D1}^2 \ \sigma_{D2}^2 \ \sigma_H^2]$ ,  $\sigma_{D1}$ ,  $\sigma_{D2}$ ,  $\sigma_H$  – среднеквадратические ошибки (СКО) измерения соответствующих параметров,  $H$  – матрица частных производных в точке исследования.

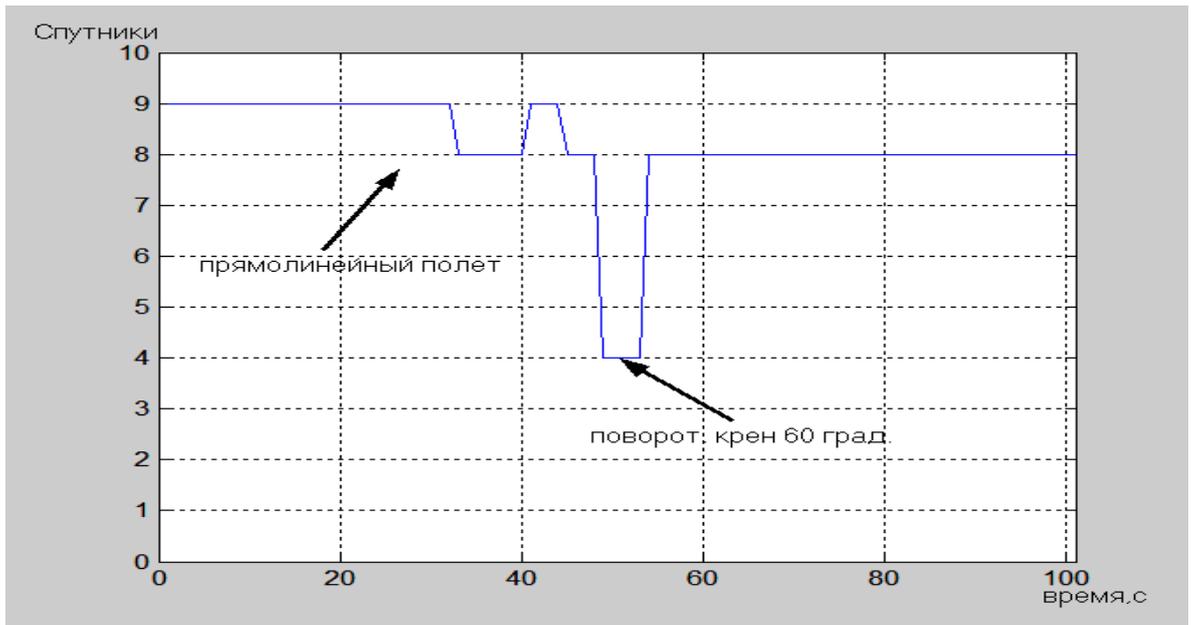


Рисунок 5 — Количество видимых спутников на различных этапах полета ЛА по системе ГЛОНАСС.

$$PDOP = (\gamma_{11} + \gamma_{22} + \gamma_{33})^{1/2}; \quad HDOP = (\gamma_{11} + \gamma_{22})^{1/2}; \quad VDOP = \gamma_{33}^{1/2}; \quad TDOP = \gamma_{44}^{1/2};$$

где  $\gamma_{ij}$  — являются элементами матрицы  $\Gamma[1]$ .

$$CPO = \sigma \cdot HDOP; \quad CCO = \sigma \cdot PDOP;$$

Примеры результатов данной программы представлены на рисунках 6,7.

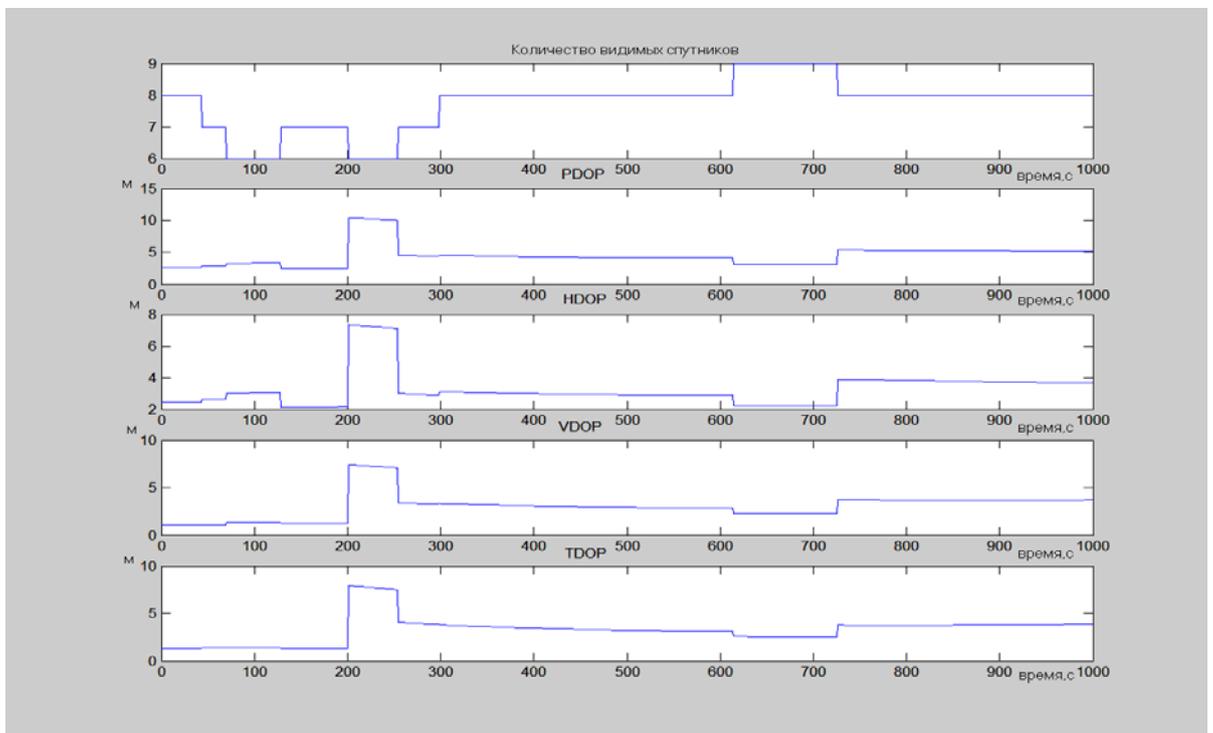


Рисунок 6 — Изменение геометрических факторов в зависимости от количества видимых спутников по системе GPS.

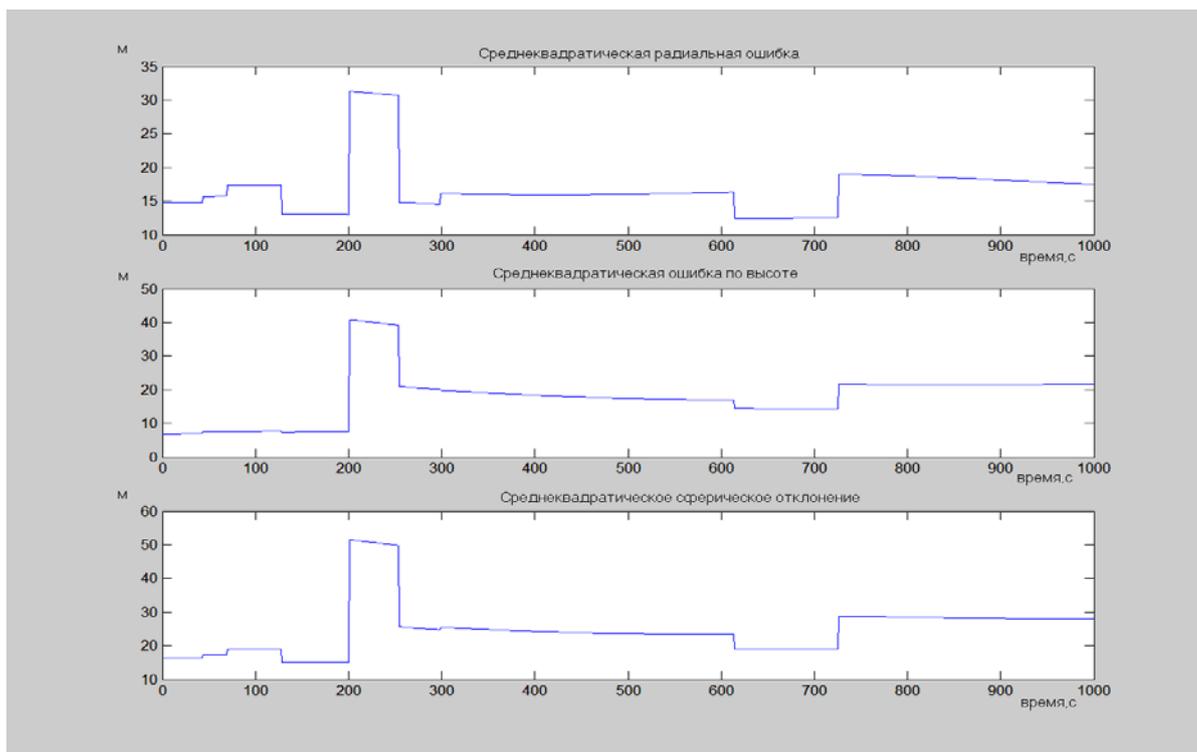


Рисунок 7 — Изменение точностных характеристик в зависимости от количества видимых спутников по системе GPS.

Было проведено исследование по определению количества видимых спутников на одной заданной точке ( $B=57^\circ, L=60^\circ, H=3000$ ) при различных углах маски ( $5^\circ$  и  $30^\circ$ ), а также при движении по маршруту разными группировками (ГЛОНАСС, GPS) а также при их совместном использовании. Результаты приведены в таблице 3:

Таблица 3

	GPS	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС+GPS
1 точка (86400 сек), угол маски- $5^\circ$	6-10	5-10	11-20
1 точка (86400 сек), угол маски- $30^\circ$	2-6	2-6	4-12
Прямолинейный полет (1000 сек)	6-9	6-8	12-17
Крен $30^\circ$ (100 сек)	6-7	6	12-13
Крен $45^\circ$ (100 сек)	6	5	11
Крен $60^\circ$ (100 сек)	5	4	9

Также было проведено моделирование состава орбитальных группировок за сутки при различных углах маски ( $5^\circ$  и  $30^\circ$ ) результаты данного моделирования представлены на рисунках 8,9,10,11.

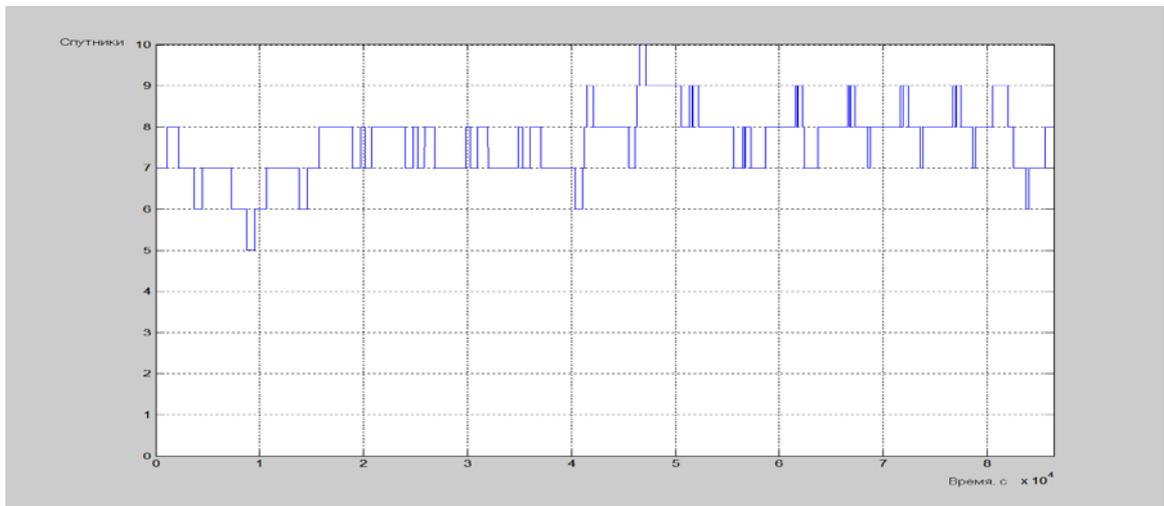


Рисунок 8 — Состав группировки ГЛОНАСС за сутки при угле маски  $5^\circ$

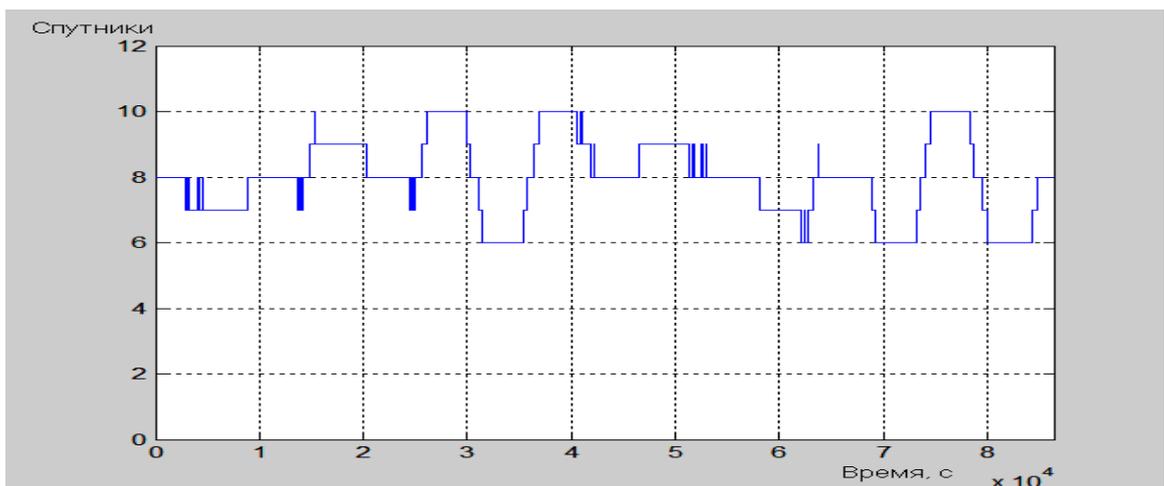


Рисунок 9 — Состав группировки GPS за сутки при угле маски  $5^\circ$

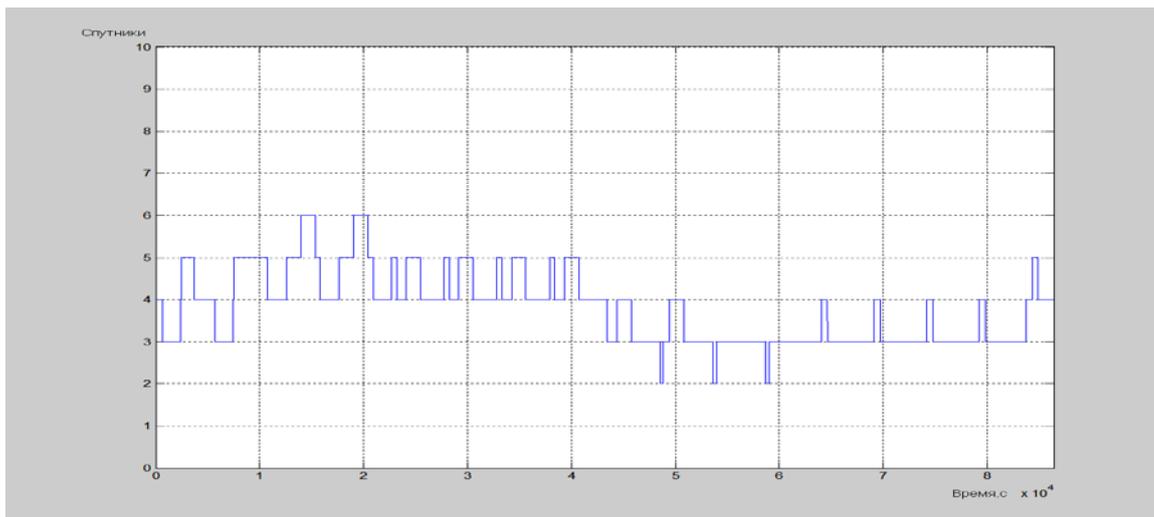


Рисунок 10 — Состав группировки ГЛОНАСС за сутки при угле маски  $30^\circ$

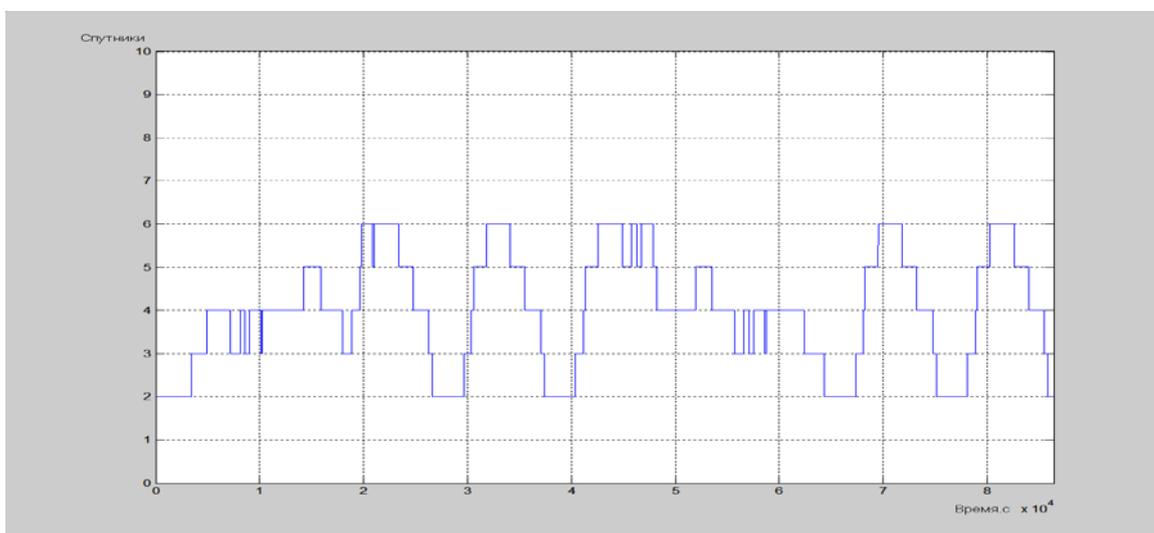


Рисунок 11 — Состав группировки GPS за сутки при угле маски  $30^\circ$

Приведем еще один пример вычисления точностных характеристик и количества спутников на этапе полета (поворот с углом крена  $60^\circ$ ), поворот происходит с 50 по 58 секунды полета. Результаты на рисунках 12,13.

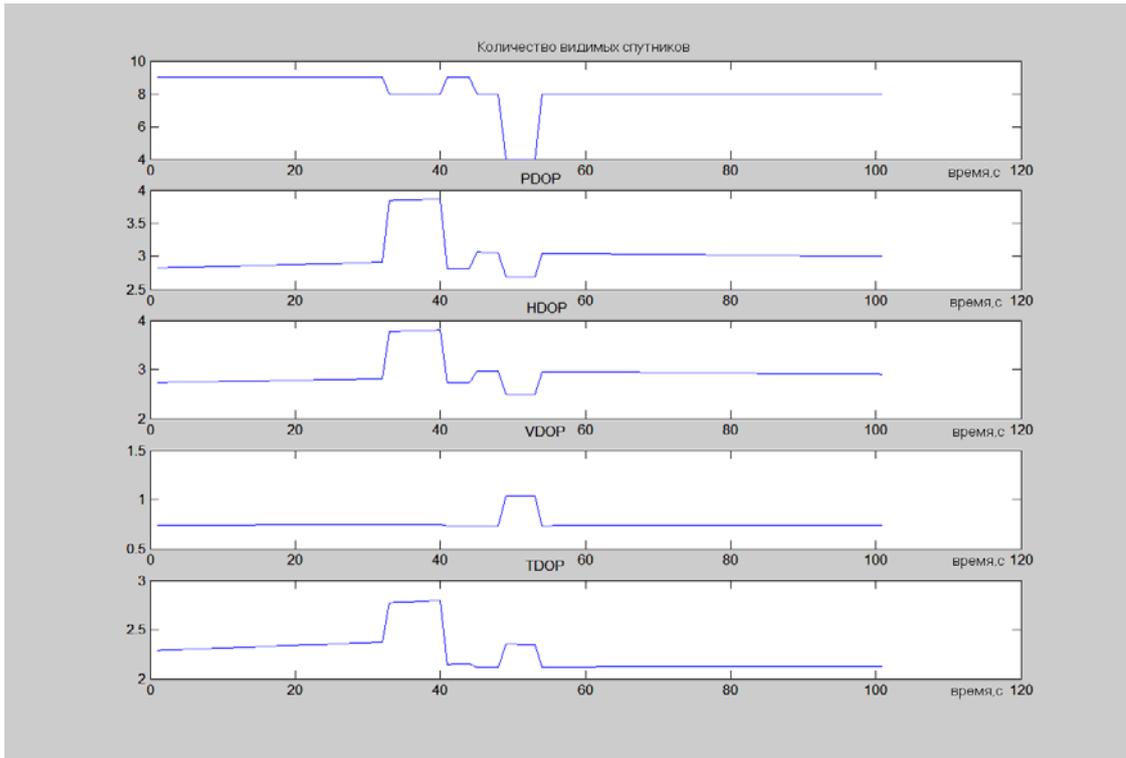


Рисунок 12 — Изменение геометрических факторов в зависимости от количества видимых спутников по системе ГЛОНАСС на повороте ЛА.

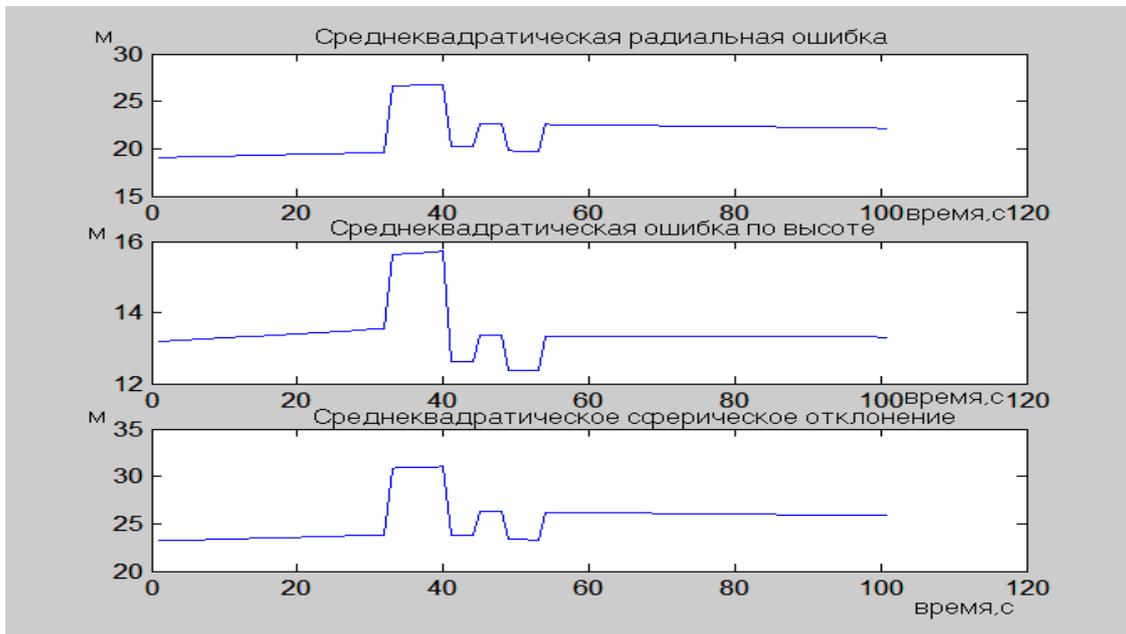


Рисунок 13 — Изменение точностных характеристик в зависимости от количества видимых спутников по системе ГЛОНАСС на повороте ЛА.

Таким образом, разработана структурная схема методики точности определения координат астроинерциально-спутниковой системы с определением наблюдаемости навигационных спутников. Такая модель может быть использована для различных

навигационных систем с вариативностью по составу, количеству спутников и качеству навигационного сигнала. Кроме того есть возможность задания угла маски, а также секторов видимости спутников с дальнейшим определением номеров и координат видимых и невидимых спутников.

### **Библиографический список**

1. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения. - М.: Экотрендз, 2003.
2. ГОСТ Р 51794-2008 Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек [Текст]. - М: Стандартинформ, 2009.
3. Болдин В.А., Зубинский В.И., Зурабов Ю.Г., Иванов Н.Е., Карпейкин А.В., Нартов В. Я., Мищенко И. Н., Перов А. И., Перьков А.Е., Соловьев Ю.А., Удалой В А., Харисов В.Н., Хроленко В.М., Ярлыков М.С. Глобальная спутниковая радионавигационная система [Текст]. - М.: ИПРЖР, 1999.
4. Соловьев Ю.А., Царев В.М., Коровин А.В., Устюжанин Д.А. Азиатские региональные спутниковые навигационные системы и широкозонные дифференциальные подсистемы ГНСС [Текст]. - М.: Новости навигации, 2009г, №2.
5. Соловьев Ю.А., Царев В.М., Коровин А.В., Устюжанин Д.А. Развитие глобальных, спутниковых навигационных систем и широкозонных функциональных дополнений [Текст]. - М.: Радиотехника, 2009 г, №7.
6. Багратуни В.Г. Курс сфероидической геодезии [Текст]. - М.: Издательство геодезической литературы, 1962.
7. Шарлье К. Небесная механика [Текст]. - М.: Наука, 1966.
8. Харлабо К.В. Диссертация к.т.н., 30 ЦНИИ МО РФ, 2008.
- 9.

### **Сведения об авторах**

КОРОВИН Андрей Владимирович , адъюнкт ФБУ «НИЦ АТ и В 4 ЦНИИ МО РФ»,  
e-mail: [vin1985000@mail.ru](mailto:vin1985000@mail.ru)

УСТЮЖАНИН Дмитрий Александрович, адъюнкт ФБУ «НИЦ АТ и В 4 ЦНИИ МО РФ»,  
e-mail: [dimus869@mail.ru](mailto:dimus869@mail.ru)