

Алгоритмическое и программное обеспечение формирования плана сброса информации с тандема космических аппаратов на наземные пункты приема информации

Летова Т. А., Яковишина Д. Д.*

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: mailtodashic@gmail.com*

Аннотация

Рассматривается задача разработки алгоритмического и программного обеспечения Моделирующего комплекса, позволяющего формировать план сброса информации с тандема космических аппаратов (КА) на пункты приема информации (ППИ). Проводится анализ двух вариантов плана сброса информации, полученного в результате выполнения опорного плана съемки: в первом варианте информация с тандема сбрасывается только на наземные пункты приема информации; во втором варианте информация с тандема сбрасывается как непосредственно на ППИ, так и через спутник-ретранслятор (СР) на ППИ.

Результаты моделирования позволяют выбрать план сброса информации, при котором объем передаваемой информации будет максимальным.

Ключевые слова

космический аппарат, зоны радиовидимости, спутник ретранслятор, прогноз движения, план сброса, объем запоминающего бортового устройства, опорный план съемки, пункты приема информации

Введение

Практика использования радиолокационной интерферометрической съемки земной поверхности на базе одного КА, передающего информацию на ППИ, описанная в [1], не позволяет создавать рельефы местности с высокой точностью. Используемая в настоящее время радиолокационная интерферометрическая съемка земной поверхности на базе тандема

КА дает возможность создавать цифровые модели рельефа и цифровые модели местности высокой точности, проводить всепогодный мониторинг последствий природных и антропогенных катастроф, решать задачи обеспечения обороны и безопасности. КА, образующие тандем, выводятся на близкие к круговым орбиты с одинаковым наклоном плоскостей орбиты к плоскости земного экватора и одинаковой средней высотой полета КА, при этом спутники должны находиться в одной орбитальной плоскости и на заданном расстоянии. Получение интерферометрических данных системой из двух КА основано на следующем принципе: один КА облучает земную поверхность, другой КА принимает отраженный сигнал, затем они меняют порядок работы (Рис. 1), при этом постоянно производится измерение расстояния между КА.

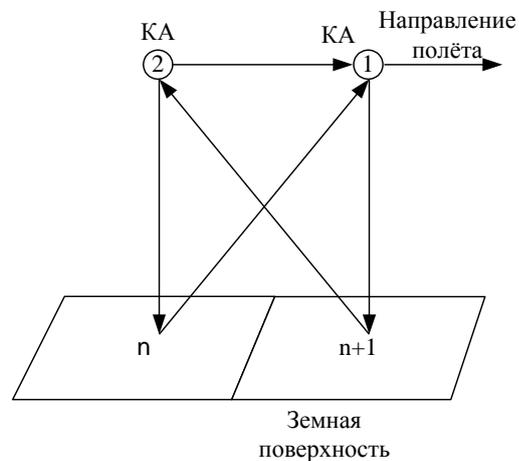


Рис. 1. Получение интерферометрических данных системой из двух КА

Накопленная интерферометрическая информация сбрасывается одновременно с обоих КА на ППИ и спутник-ретранслятор, что позволяет обеспечить ее своевременную обработку. Разработанный Моделирующий комплекс позволяет определить для опорного плана съемки соответствующий алгоритм сброса, который дает возможность реализовать передачу максимального объема информации.

Блок-схема Моделирующего комплекса

Моделирующий комплекс, блок-схема которого представлена на Рис. 2, работает на основании опорного плана съемки, который формируется по каталогу объектов на основании требований заказчиков на этапе комплексного планирования в наземном специальном комплексе и состоит из маршрутов съемки со следующими характеристиками:

1. Время начала включения: t

2. Длительность включения, с: d_{lit}
3. Координаты на начало маршрута: геодезическая широта (рад) b_n , геодезическая долгота (рад) l_n , высота КА (м) h_n
4. Координаты на конец маршрута: геодезическая широта (рад) b_k , геодезическая долгота (рад) l_k , высота КА (м) h_k
5. Угол крена на начало маршрута, рад: ka_gam
6. Оперативное направление приоритетного объекта: obj_oh
7. Номер объекта: obj_n

Уровень выполнения опорного плана съемки в интервале между двумя сбросами информации зависит

- от размера памяти бортового запоминающего устройства,
- от времени нахождения тандема в зонах радиовидимости ППИ.

Результаты решения этих задач получаются на выходе блока №9 в форме плана сброса информации на ППИ и СР. В результате формирования плана сброса информации с использованием Моделирующего комплекса получаем

1. Номер сеанса связи (СС)
2. Номер КА
3. Номер витка
4. Номер ППИ
5. Время начала СС
6. Время конца СС
7. Объем сбрасываемой информации в данном СС

Эти данные используются для построения графика длительностей возможных зон радиовидимости КА №1 и КА №2 с двумя ППИ и графика динамики заполнения/освобождения запоминающего бортового устройства (Блок №10), который позволяет оценить степень выполнения опорного плана съемки.

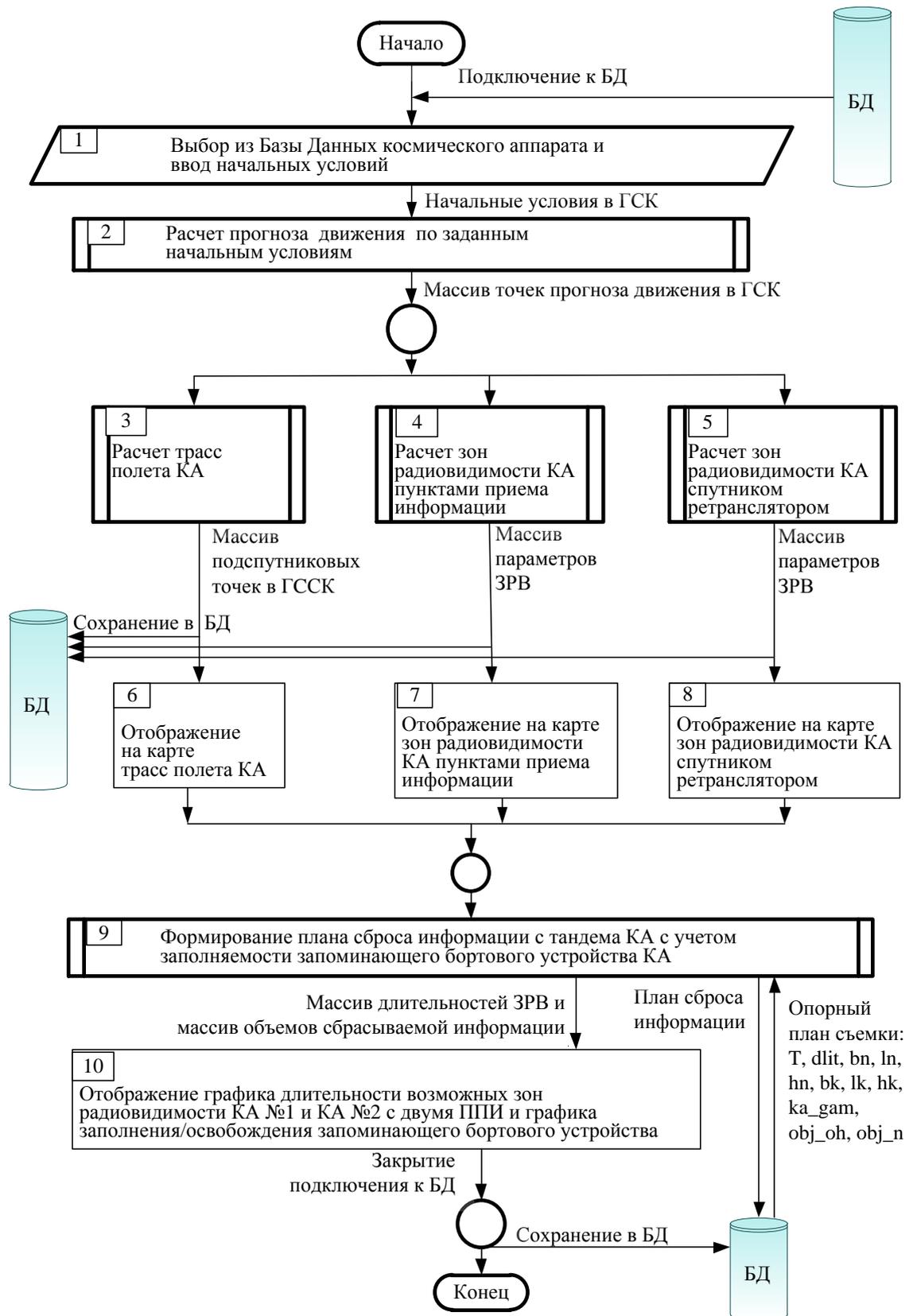


Рис. 2. Блок-схема Моделирующего комплекса

Расчет прогноза движения по заданным начальным условиям

Под расчетом прогноза движения понимается расчет координат и проекций вектора скорости КА в заданный промежуток времени $[T_0, T_{зад}]$ (с шагом, равным 60 с), который задается при вводе начальных условий (Блок №1).

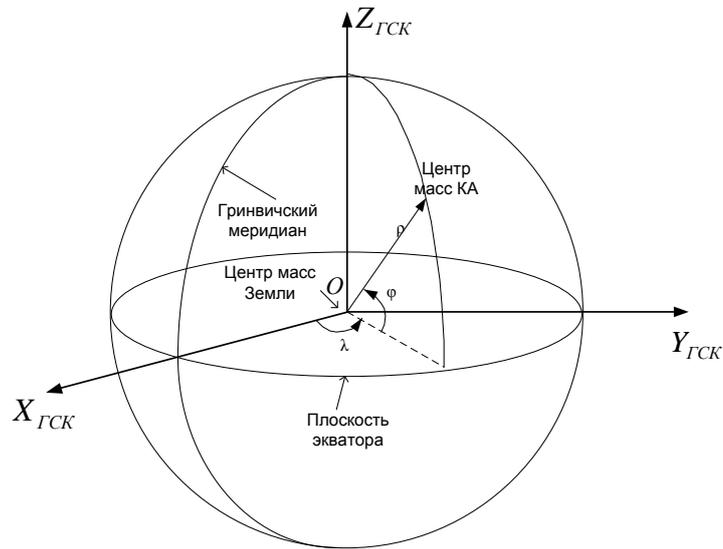


Рис. 3. ГСК и геоцентрическая сферическая СК

Для получения прогноза движения интегрируются уравнения (1), записанные в прямоугольной гринвичской системе координат (ГСК) (Рис. 3) и представленные в нормальной форме Коши с учетом:

1. Силы поля тяжести Земли и его аномалий;
2. Сопротивления движению космического аппарата атмосферы Земли;
3. Притяжения спутника Луной и Солнцем.

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x ; & \dot{y} = V_y ; & \dot{z} = V_z \\ \dot{V}_x = (\omega_3^2 - A) \cdot x + 2 \cdot \omega_3 \cdot V_y - S_6 \cdot \rho \cdot V \cdot V_x + P_x^G + P_x^S + P_x^L \\ \dot{V}_y = (\omega_3^2 - A) \cdot y - 2 \cdot \omega_3 \cdot V_x - S_6 \cdot \rho \cdot V \cdot V_y + P_y^G + P_y^S + P_y^L \\ \dot{V}_z = (2 \cdot B \cdot C - A) \cdot z - S_6 \cdot \rho \cdot V \cdot V_z + P_z^G + P_z^S + P_z^L \end{cases} \quad (1)$$

где

x, y, z - координаты радиус-вектора положения спутника в ГСК,

V_x, V_y, V_z - проекции вектора скорости спутника на оси ГСК,

P_x^G, P_y^G, P_z^G - проекции составляющих ускорений от влияния аномалий поля тяжести Земли,

P_x^S, P_y^S, P_z^S - проекции составляющих ускорений от влияния притяжения Солнца,

P_x^L, P_y^L, P_z^L - проекции составляющих ускорений от влияния притяжения Луны,

ω_3 - угловая скорость вращения Земли вокруг своей оси ($\omega_3 = 0.00007292115$ рад/сек),

S_6 - баллистический коэффициент,

ρ - плотность воздуха на заданной высоте полёта КА.

Величины A, B, C, D имеют вид

$$A = B(\alpha_{00} + CD - C), \quad B = \frac{1}{r^2} \cdot \frac{R_3}{r}, \quad C = \frac{3}{2} \alpha_{20} \cdot \left(\frac{R_3}{r} \right)^2, \quad D = 5 \left(\frac{z}{r} \right)^2,$$

где

$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ - радиус-вектор спутника,

$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$ - модуль скорости спутника,

R_3 - экваториальный радиус Земли ($R_3 = 6371 \cdot 10^3$ м),

α_{00}, α_{20} - постоянные в разложении потенциалы аномалий силы тяжести Земли по сферическим функциям ($\alpha_{00} = 62564746,5$ м²/сек²; $\frac{3}{2} \alpha_{20} = -101829,29$ м²/сек²).

Проекции составляющих ускорения от влияния аномалий поля тяжести Земли P_x^G, P_y^G, P_z^G первоначально рассчитываются в геоцентрической сферической системе координат (СК) с последующим переводом в ГСК по следующим формулам

$$\begin{vmatrix} P_x^G \\ P_y^G \\ P_z^G \end{vmatrix} = |L| \cdot \begin{vmatrix} \Delta \ddot{g}_r \\ \Delta \ddot{g}_m \\ \Delta \ddot{g}_l \end{vmatrix},$$

где

$\Delta \ddot{g}_r, \Delta \ddot{g}_m, \Delta \ddot{g}_l$ - проекции составляющих ускорений от влияния аномалий поля Земли в геоцентрической сферической системе координат

$$\Delta \ddot{g}_r = \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{16} (n+1) \cdot \left(\frac{R_3}{r} \right)^{n+1} \cdot \sum_{m=0}^{16} (\alpha_{nm} \cdot \cos mL + \beta_{nm} \cdot \sin mL) \cdot P_{nm}(\sin \varphi);$$

$$\Delta \ddot{g}_m = \frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{16} \left(\frac{R_3}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^{16} (\alpha_{nm} \cdot \cos mL + \beta_{nm} \cdot \sin mL) \cdot (m \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot P_{nm+1}(\sin \varphi));$$

$$\Delta \ddot{g}_l = \frac{\mu}{r^2 \cdot \cos \gamma} \cdot \sum_{m=0}^{16} (\beta_{nm} \cdot \cos mL - \alpha_{nm} \cdot \sin mL) \cdot m \cdot P_{nm}(\sin \varphi)$$

где

$$\mu = fM = a_{00} = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2,$$

f - гравитационная постоянная ($f = 6,671179 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^2$),

M - масса Земли,

φ - геоцентрическая широта,

L - геоцентрическая долгота,

α_{nm}, β_{nm} - коэффициенты разложения,

$P_{nm}(\sin \varphi)$ - присоединенные функции Лежандра степени n и порядка m , см. [1].

$$\sin \gamma = \frac{z}{r}; \quad \cos \gamma = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{r},$$

$|L|$ - матрица перехода из геоцентрической сферической системы координат (Рис. 3) в ГСК

$$|L| \equiv \begin{vmatrix} -\cos \varphi \cdot \cos \lambda & \sin \varphi \cdot \cos \lambda & -\sin \lambda \\ -\cos \varphi \cdot \sin \lambda & \sin \varphi \cdot \sin \lambda & \cos \lambda \\ -\sin \varphi & -\cos \varphi & 0 \end{vmatrix},$$

где

$$\sin \lambda = \frac{Y}{\sqrt{X^2 + Y^2}}; \quad \cos \lambda = \frac{X}{\sqrt{X^2 + Y^2}}$$

Расчет составляющих ускорения от притяжения Солнца на оси ГСК P_x^S, P_y^S, P_z^S осуществляется по следующим формулам

$$P_x^S = \mu_S \left(\frac{(x_S - x)}{r_{S,ka}^3} - \frac{x_S}{r_S^3} \right)$$

$$P_y^S = \mu_S \left(\frac{(y_S - y)}{r_{S,ka}^3} - \frac{y_S}{r_S^3} \right)$$

$$P_z^S = \mu_S \left(\frac{(z_S - z)}{r_{S,ka}^3} - \frac{z_S}{r_S^3} \right)$$

где

μ_S - коэффициент притяжения Солнца, равный произведению гравитационной постоянной на массу Солнца,

x_S, y_S, z_S - координаты Солнца на требуемый момент времени (вычисляются по методике Хилла-Брауна),

r_S - радиус-вектор Солнца (Расстояние от Солнца до центра Земли),

$r_{S,ka}$ - радиус-вектор "Солнце-КА"

$$r_{s,ka} = \sqrt{(x_s - x)^2 + (y_s - y)^2 + (z_s - z)^2}$$

Расчет составляющих ускорения от притяжения Луны на оси ГСК P_x^L, P_y^L, P_z^L осуществляется по формулам расчета ускорений от притяжения Солнца, но вместо координат Солнца используются координаты Луны.

Интегрирование системы уравнений движения (1), производимое методом Адамса, требует вычисления восьми разгонных точек, расчет которых производится методом Рунге-Кутты четвертого порядка. На Рис. 4 представлены результаты расчета прогноза движения на заданный промежуток времени $[T_0, T_{зад}]$ в виде графиков изменения координат и проекций скорости. Полученные графики впоследствии используются для расчета зон радиовидимости КА ППИ и КА СР.

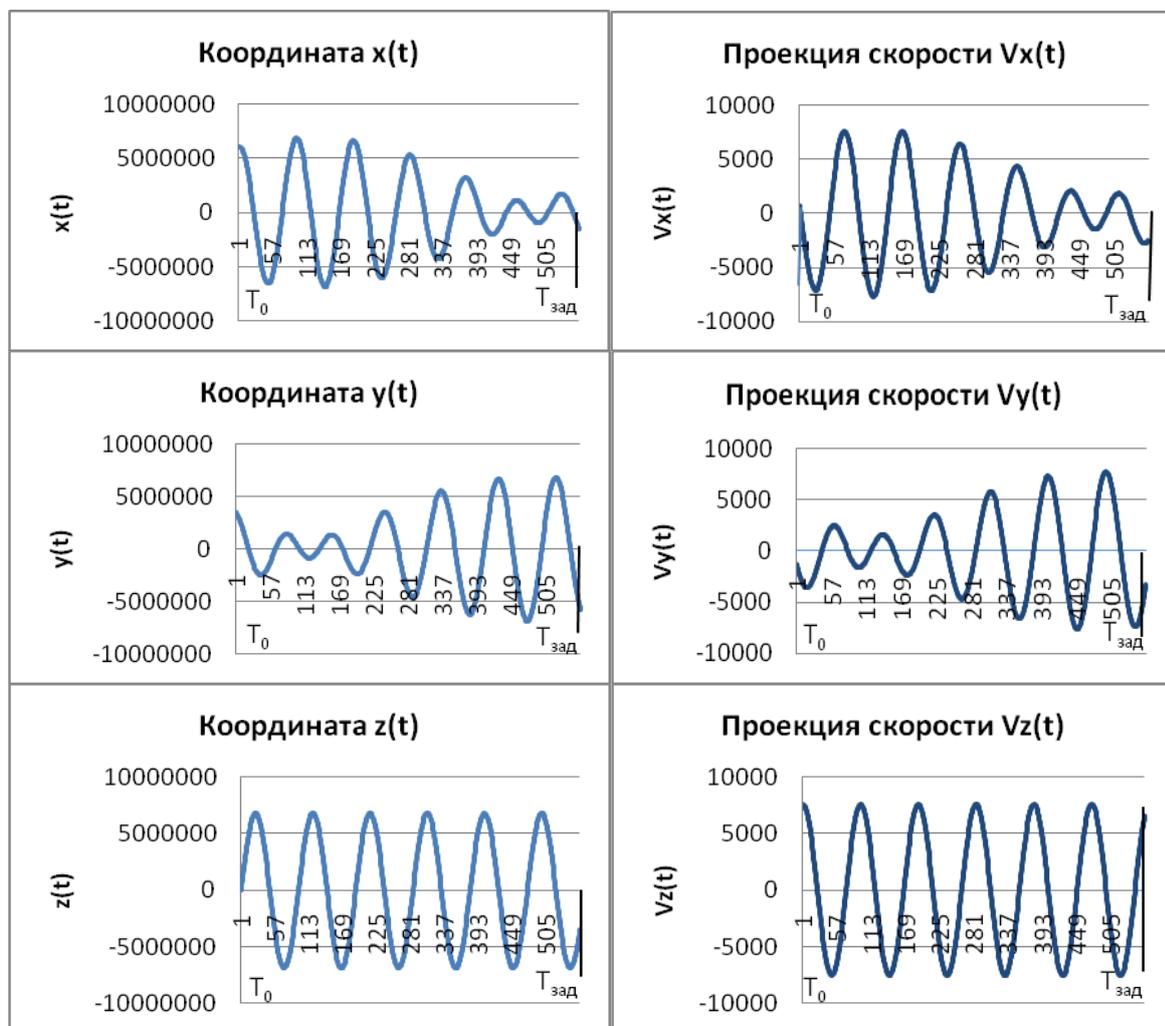


Рис. 4. Графики изменения координат и проекций скорости

Расчет трасс полета космических аппаратов и их отображение на карте местности

Прогноз движения КА, рассчитываемый в ГСК, позволяет произвести расчет трасс полета (Блок №3) и их отображение на фоне цифровой карты местности (Блок №4), для чего требуется перевод прогноза движения (полученного в Блоке №2) в геодезическую систему координат (СК) (Рис. 5) по формулам (2):

$$B = \arctg \frac{z}{(1-\alpha)^2 \cdot r_i}; \quad L = \arctg \frac{y}{x}; \quad r_i = \sqrt{x^2 + y^2}; \quad (2)$$

где

B – геодезическая широта,

L – геодезическая долгота,

x, y, z – координаты КА в Гринвичской системе координат,

α – коэффициент сжатия Земли.

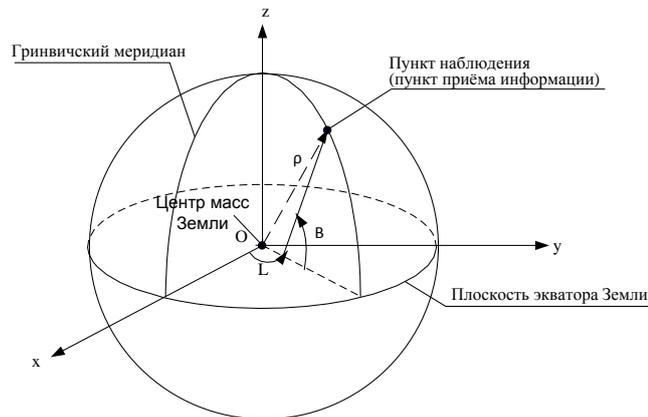


Рис. 5. Геодезическая СК

Результатом перерасчета является трасса полета КА в геодезической СК, которая отображается на фоне цифровой карты местности. Пример такого перерасчета Моделирующим комплексом для одного витка полета КА приведен на Рис. 6.

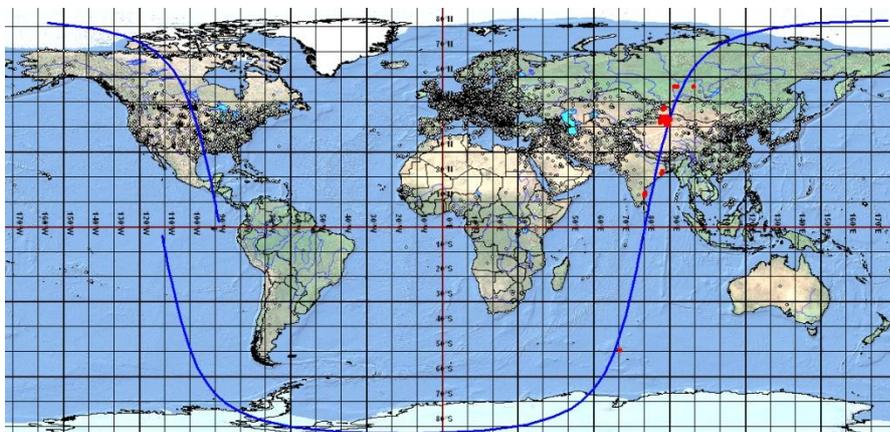


Рис. 6. Пример расчета трассы полета

Расчет зон радиовидимости космического аппарата пунктом приема информации и их отображение на карте местности

Расчет зон радиовидимости КА пунктом приема информации производится на основании прогноза движения центра масс, рассчитанного выше в ГСК.

Зона радиовидимости (ЗРВ) КА пунктом приёма информации представляет собой интервал времени $[T_{nn}, T_{nk}]$, на котором спутник может наблюдаться непосредственно с помощью данного ППИ с учетом существующих технических ограничений на углы прокачки антенны и т.д. [2] (Рис. 7).

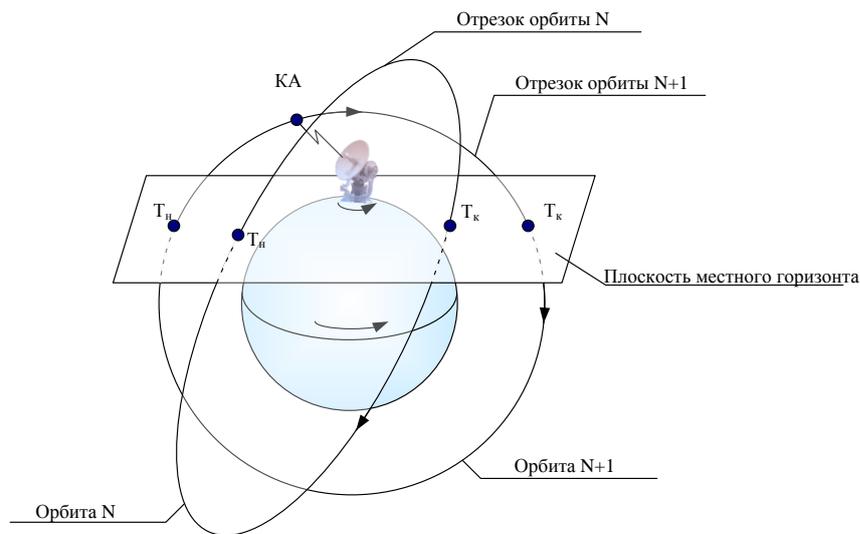


Рис. 7. Зона радиовидимости

Для определения ЗРВ на каждом витке полета КА следует рассчитать следующие параметры:

- углы места начала γ_{nn} и конца γ_{nk} ЗРВ КА ППИ, по формуле (3)

$$\gamma_n = \arctg \frac{\eta_i}{\sqrt{\xi_i^2 + \zeta_i^2}} \quad (3)$$

где ξ_i, ζ_i, η_i положения радиус-вектора КА в топоцентрической пунктовой прямоугольной системе координат (ТПСК) (Рис. 8).

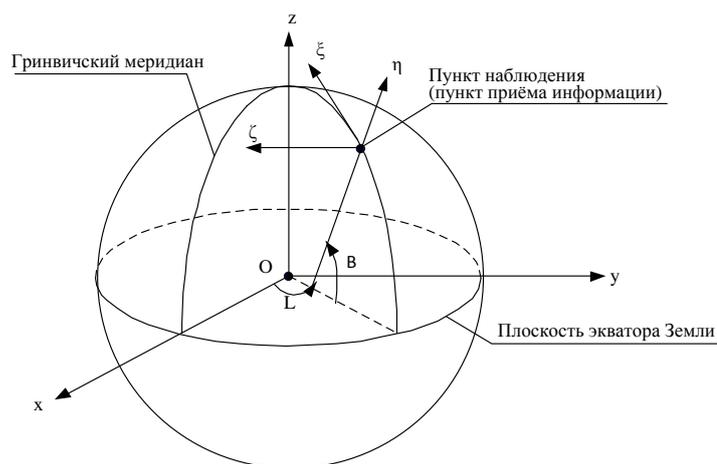


Рис. 8. ТПСК

– время начала T_{nn} и конца T_{nk} ЗРВ КА ППИ, по формуле (4)

$$T_{n+1} = T_n - \frac{\gamma_n - \gamma_{\min}}{\gamma_n - \gamma_{n-1}} (t_n - t_{n-1}) \quad (4)$$

где

- γ_n – очередной рассчитываемый угол места КА над плоскостью местного горизонта ППИ,
- γ_{\min} – минимальный задаваемый угол места, задаваемый при вводе начальных условий движения, который зависит от угла поднятия антенны ППИ над плоскостью местного горизонта,
- T_n - время полета КА, полученное в процессе интегрирования системы дифференциальных уравнений (1) на n -ном шаге интегрирования.

Результаты расчета ЗРВ отображаются на фоне цифровой карты местности. На Рис. 9 представлены трассы полета КА в ЗРВ ППИ№1 и ППИ№2.

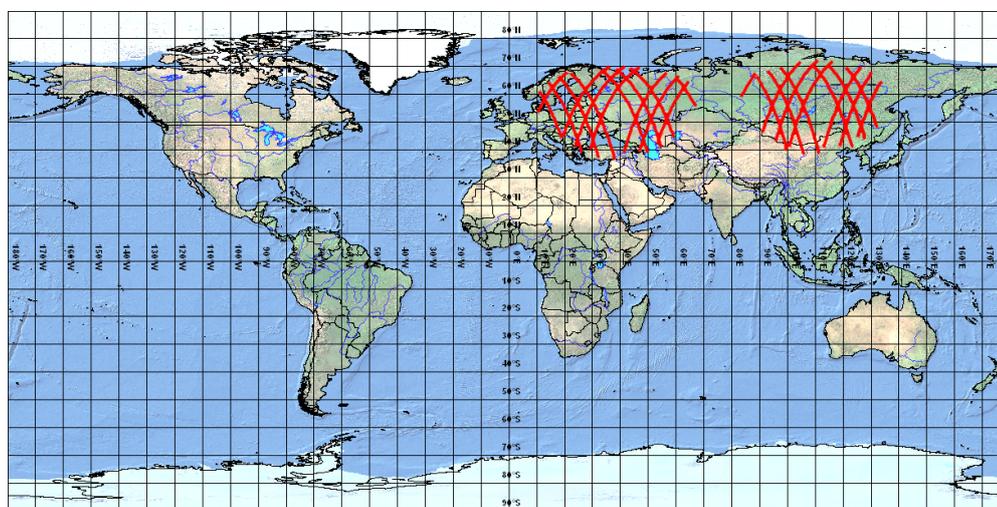


Рис. 9. Трассы полета КА в ЗРВ ППИ№1 и ППИ№2

Расчет зон радиовидимости космического аппарата спутником-ретранслятором

Расчет зон радиовидимости космического аппарата спутником-ретранслятором (СР) производится на основании прогноза движения центра масс КА. Спутник-ретранслятор предназначен для приема обработки и усиления сигнала.

Массив точек прогноза движения КА подвергается проверке прямой видимости КА СР. Если в данной точке прогноза прямая видимость есть, то время этой точки является временем начала ЗРВ T_{nh} , тоже касается и времени конца ЗРВ КА СР. Прямая видимость определяется из условия пересечения прямой и сферы в трехмерном пространстве, уравнения которых записаны в ГСК:

$$\begin{cases} \frac{x - x_{CP}}{x_{KA} - x_{CP}} = \frac{y - y_{CP}}{y_{KA} - y_{CP}} = \frac{z - z_{CP}}{z_{KA} - z_{CP}} \\ x^2 + y^2 + z^2 = R_3^2 \end{cases}$$

где

x_{KA}, y_{KA}, z_{KA} – координаты КА в Гринвичской системе координат,

x_{CP}, y_{CP}, z_{CP} – координаты СР в Гринвичской системе координат,

R_3 – экваториальный радиус Земли.

В результате исключения координат y и z получаем квадратное уравнение по координате x вида:

$$x^2(1 + A^2 + C^2) - 2(AB + CD)x + (B^2 + D^2 - R^2) = 0$$

где

$$A = \frac{y_{KA} - y_{CP}}{x_{KA} - x_{CP}}, B = \frac{x_{CP}y_{KA} - y_{CP}x_{KA}}{x_{KA} - x_{CP}}, C = \frac{z_{KA} - z_{CP}}{x_{KA} - x_{CP}}, D = \frac{x_{CP}z_{KA} - z_{CP}x_{KA}}{x_{KA} - x_{CP}}$$

Обозначим

$$E = 1 + A^2 + C^2, F = 2(AB + CD), G = B^2 + D^2 - R^2$$

Получим

$$\begin{aligned} x^2 \cdot E - F \cdot x + G &= 0 \\ x_{1,2} &= \frac{F \pm \sqrt{F^2 - 4EG}}{2E} \end{aligned}$$

Если $F^2 - 4EG \leq 0$, то прямая, проходящая через КА и СР, не пересекает земную сферу и прямая видимость есть.

Если $F^2 - 4EG > 0$, то прямая, проходящая через КА и СР, пересекает земную сферу и прямой видимости может не быть, так как СР может находиться в другом земном полуша-

рии. Наличие или отсутствие прямой видимости показывает параметр наклонной дальности D_1 . Рассчитывается расстояние между КА и СР D_1 и высота стояния СР r_{CP} :

$$D_1 = \sqrt{(x_{КА} - x_{CP})^2 + (y_{КА} - y_{CP})^2 + (z_{КА} - z_{CP})^2}$$
$$r_{CP} = \sqrt{x_{CP}^2 + y_{CP}^2 + z_{CP}^2}$$

Если $D_1 < r_{CP}$, то прямая видимость есть, а если $D_1 \geq r_{CP}$, то прямая видимость отсутствует.

На Рис. 10 приведен пример отображения на фоне цифровой карты местности трасс полета КА в зоне радиовидимости СР.

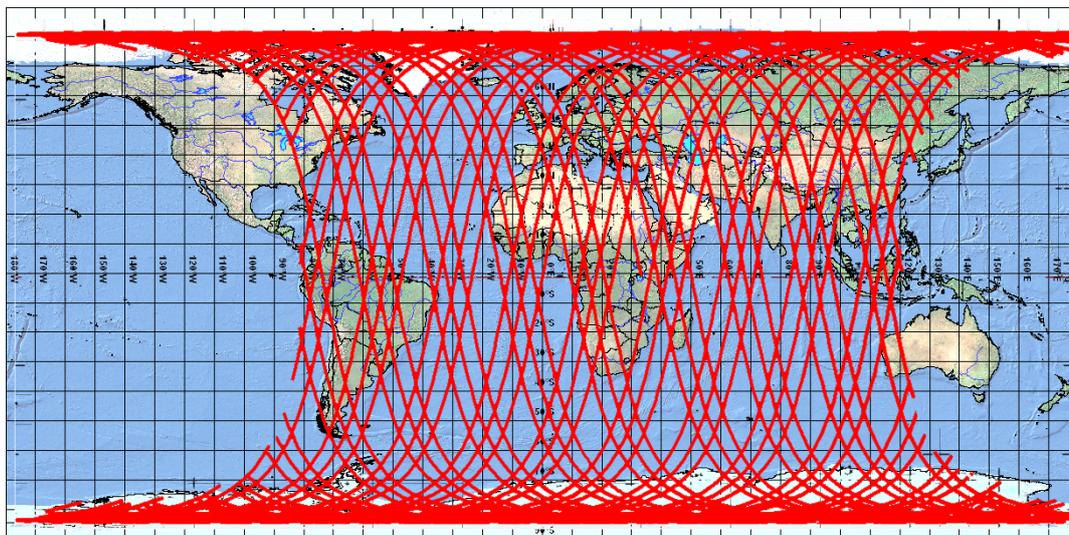


Рис. 10. Отображение на фоне цифровой карты местности трасс полета КА в зоне радиовидимости СР

Формирование плана сброса информации с тандема КА с учетом заполняемости запоминающего бортового устройства КА и отображение графика длительностей возможных зон радиовидимости спутников и графика динамики заполнения/освобождения запоминающего бортового устройства

Формирование плана сброса информации Моделирующим комплексом происходит на основании прогноза движения центра масс КА №1 и КА №2 (блок №2), массива параметров зон радиовидимости КА ППИ (блок №5) и КА СР (блок №7) каждого из аппаратов, опорного плана съемки, содержащего объекты, съемка которых возможна по техническим ограничениям аппарата, считываемого из базы данных.

Сформировать план сброса информации значит рассчитать:

1. Номер сеанса связи (СС)
2. Номер КА

3. Номер витка
4. Номер ППИ
5. Время начала СС
6. Время конца СС
7. Объем сбрасываемой информации в данном СС

При формировании плана сброса для тандема космических аппаратов учитываются:

- время входа тандема в ЗРВ ППИ и время выхода из ЗРВ для обоих спутников является практически одинаковым;
- небольшая длительность ЗРВ ППИ;
- ограниченность скорости сброса информации с КА на ППИ;
- ограниченность запоминающего бортового устройства.

Алгоритмическое и программное обеспечение Моделирующего комплекса позволяет осуществить моделирование двух вариантов сброса информации. В первом варианте для приема информации используется только ППИ, а рассчитанная ЗРВ делится на два равных промежутка, каждый из которых предназначен для приема информации только для одного КА. Этот алгоритм сброса приведен на Рис. 11. Результат работы алгоритма приведен на Рис. 12. Легко видеть, что для первого варианта сброса на $m+1$ сутках полета тандема КА произойдет переполнение запоминающего бортового устройства (ЗУ), а съемку информации будет практически невозможно производить, так как при небольшом освобождении ЗУ тут же происходит его заполнение. Таким образом, первый вариант сброса не решает проблему по полному сбросу информации из-за нехватки времени зоны радиовидимости ППИ.

Во втором варианте сброса для приема информации используется как ППИ, так и СР, при этом КА№1 сбрасывает информацию только на ППИ, а КА№2 только на СР. Алгоритм второго варианта сброса приведен на Рис. 13. Результат работы алгоритма второго варианта сброса, приведенный на Рис. 14, показывает, что привлечение спутника-ретранслятора позволяет полностью сбрасывать информацию с обоих КА и производить съемку в полном объеме.

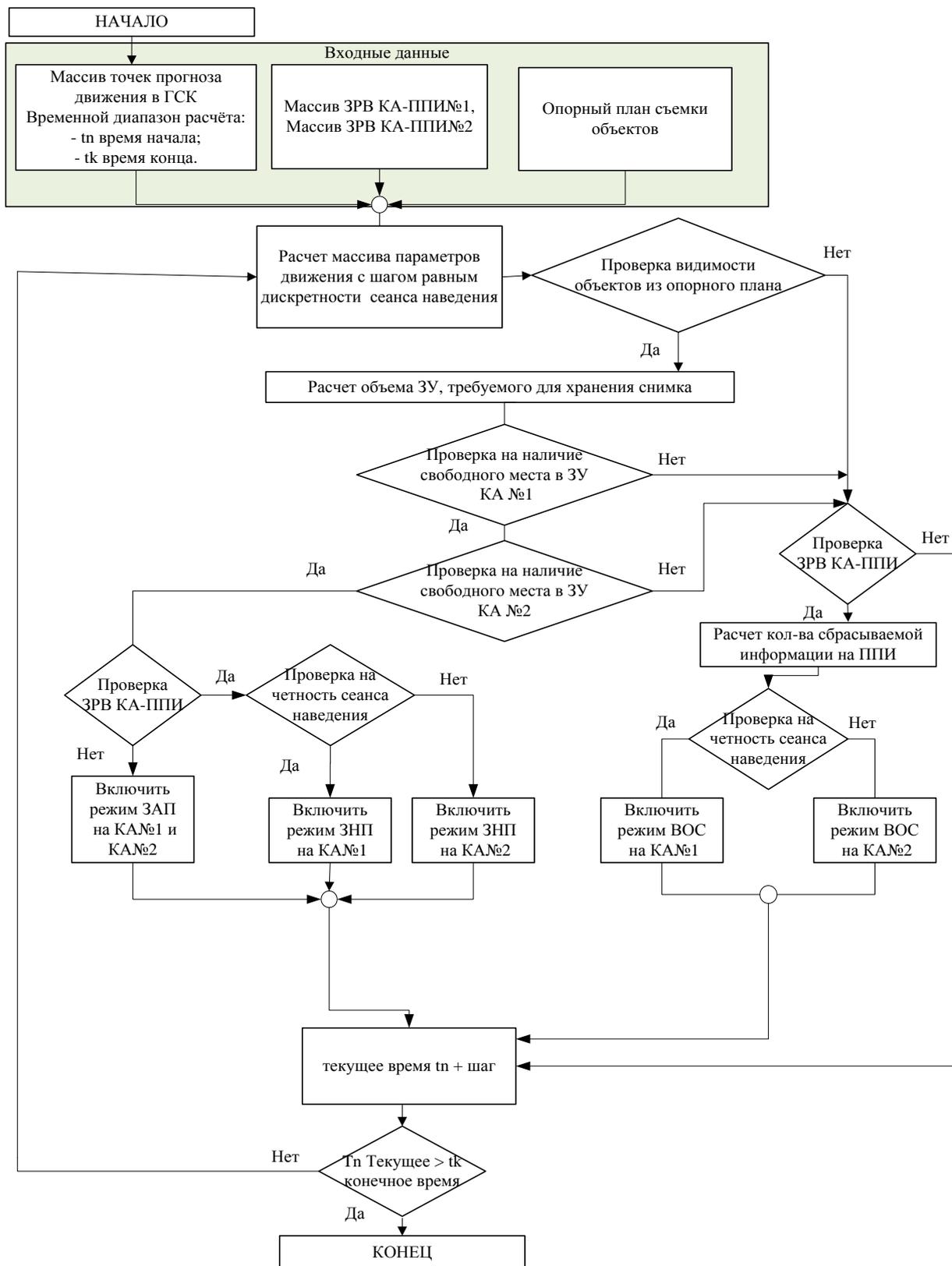


Рис. 11. Алгоритм первого варианта сброса

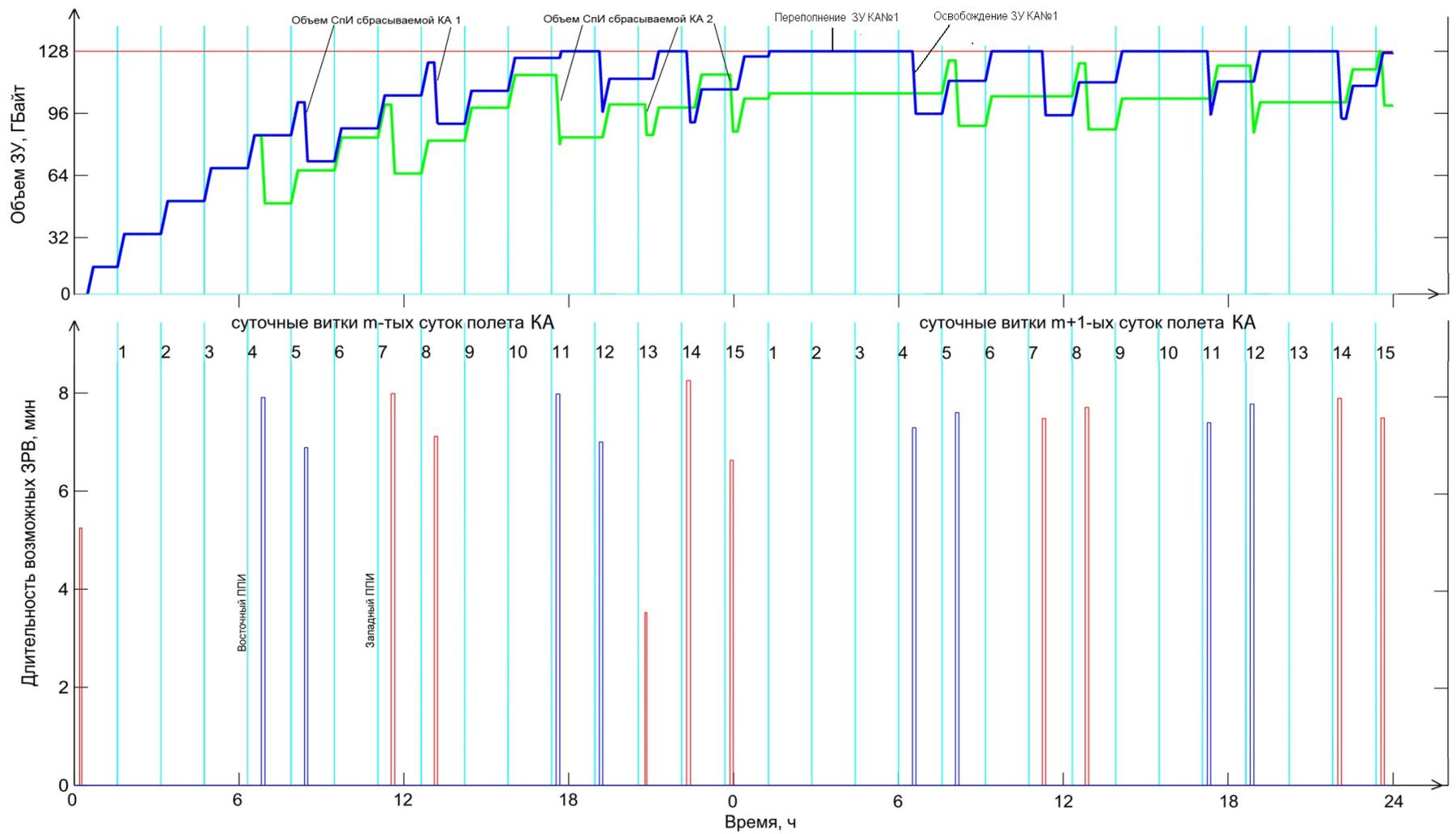


Рис. 12. Динамика заполнения/освобождения запоминающих бортовых устройств KAN#1, KAN#2 и длительность возможных ЗРВ для плана сброса по варианту 1

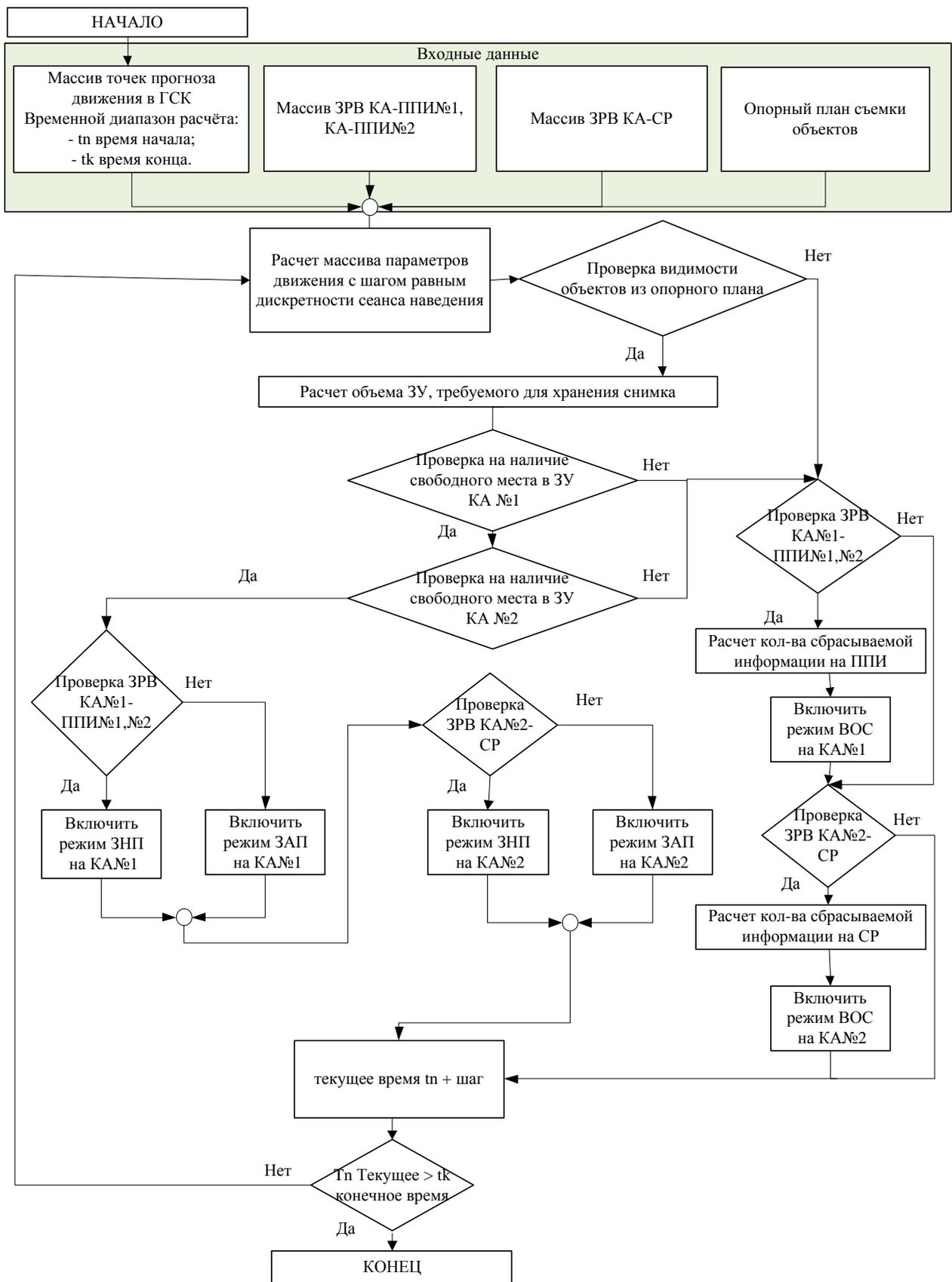


Рис. 13. Алгоритм второго варианта сброса

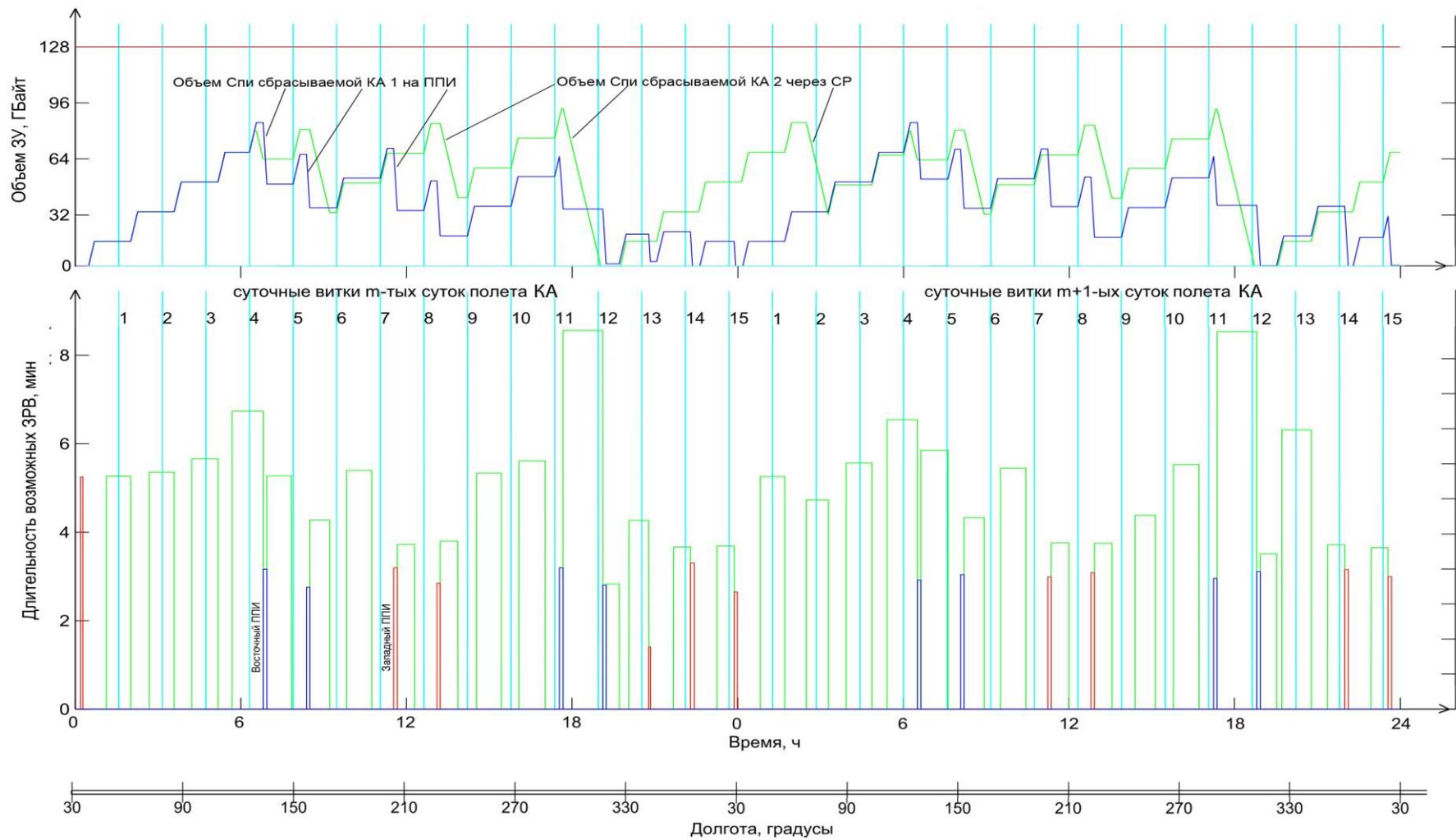


Рис. 14. Динамика заполнения/освобождения запоминающих бортовых устройств КА№1, КА№2 и длительность возможных ЗРВ для плана сброса по варианту 2

Заключение

Рассмотрена задача формирования алгоритмического и программного обеспечения Моделирующего комплекса, позволяющего решать задачи моделирования плана сброса информации с тандема КА на ППИ на основании опорного плана съемки. Разработанное программное обеспечение позволяет по результатам моделирования выбрать для заданного опорного плана съемки вариант сброса информации, реализующий не только сброс информации, но и коррекцию порядка выполнения опорного плана съемки.

Библиографический список

1. Основы теории полета космических аппаратов/Под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова - М.; «Машиностроение», 1972. – 608с.
2. В.В. Малышев, М.Н. Красильщиков, В.Т. Бобронников, О.П. Нестеренко, А.В. Федоров. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568с.