

ПОГРЕШНОСТИ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОЙ СИНХРОНИЗАЦИИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СИГНАЛОВ ТЕЛЕ- КОММУНИКАЦИОННЫХ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ С УЧЕТОМ МОДЕЛИ ИХ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ

Розглянута можливість використання сигналів телекомунікаційних геостационарних супутників для звіряння шкал часу та частоти рознесених у просторі атомних еталонів. Описана модель врахування нутацій геостационарного супутника, які вносять більш вагомий внесок до каналних похибок синхронізації часу та частоти

Ключові слова: нутації, частотно-часова синхронізація

Рассмотрена возможность использования сигналов телекоммуникационных геостационарных спутников для сличения шкал времени и частоты разнесенных в пространстве атомных эталонных. Описана модель учета нутаций геостационарного спутника, которые вносят наиболее весомый вклад в каналные погрешности синхронизации, как по времени, так и по частоте

Ключевые слова: нутации, частотно-временная синхронизация

Possibility of use of telecommunication signals of geostationary satellites for time-and-frequency synchronization of the nuclear standards. The model of nutations the geostationary satellite, which brings the most powerful contribution to channel errors of synchronization, both on time, and on frequency, is described

Keywords: nutations, time-and-frequency synchronization

Ю. А. Коваль

Доктор технических наук, профессор*

Е. А. Иванова

Младший научный сотрудник*

А. А. Костыря

Кандидат технических наук, доцент*

*Кафедра основ радиотехники

Харьковский национальный университет
радиоэлектроники

пр. Ленина, 14, г. Харьков, Украина, 61166

Контактный тел.: 8 (057) 700-22-84

E-mail: secort@kture.kharkov.ua

А. А. Ткаченко

Кандидат технических наук, старший научный сотрудник
НЦВС Харьковского университета Воздушных Сил имени
Ивана Кожедуба

ул. Сумская, 77/79, г. Харьков, Украина, 61023

Контактный тел.: 8 (050) 302-06-24

E-mail: aatcacenko@mail.ru

В. А. Ямницкий

Кандидат физико-математических наук, старший научный
сотрудник

Контактный тел.: 8 (066) 559-68-43

E-mail: yva-pak@mail.ru

С. И. Ушаков

Помощник командира в/ч А-0135

пр. Воздухофлотский 6, г. Киев, Украина, 03168

Контактный тел.: 8 (044) 454-42-42

E-mail: ushakovarmy@rambler.ru

1. Введение

Высокоточная частотно-временная синхронизация необходима для работы спутниковых радионавигаци-

онных систем (СРНС), транспорта, связи, энергетики, различных финансовых учреждений и банков. С развитием компьютерных сетей возникла проблема достижения единого времени во всех устройствах сети.

Особо актуальной является синхронизация в системах защиты информации, так-так привязка сообщения к конкретной временной метке позволяет защитить сообщение от изменения при ее передаче [1,2].

Актуальна задача временного сличения в метрологии времени, частоты и длины. В настоящее время основным для сравнения шкал времени как государственных эталонов друг с другом, так и со вторичными эталонами является метод, основанный на использовании сигналов СРНС GPS (США) и ГЛОНАСС (РОССИЯ). В стадии разработки находятся Европейская СРНС (GALILEO), в создании которой участвует Украина [2], и СРНС Китая. Сигналы СРНС используются также для частотно-временной синхронизации в перечисленных выше отраслях науки и техники.

Монопольное положение, которое занимает СРНС в области синхронизации, играет отрицательную роль. К негативным последствиям могут привести, например, ситуации, когда СРНС по различным причинам будут заблокированы или переведены в режим трансляции ложной информации.

В связи с этим для ряда стран, включая Украину, необходимо создание альтернативных принципов синхронизации.

Одним из таких принципов синхронизации может явиться метод, основанный на реализации алгоритма общего охвата (АОО) при приеме сигналов телекоммуникационных геостационарных спутников [3–5].

2. Постановка задачи

Сущность АОО (рис. 1) заключается в оценке временных положений сигналов (t_1^A, T_1^B , принимаемых в синхронизируемых пунктах А и В от общего внешнего источника $S_0(t)$, и определении сдвига шкал времени пунктов на основании системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} t_1^A &= \Delta T^{AO} + \tau_{\text{прд}}^O + \tau_p^{OA} + \delta_t^A + \tau_{\text{прм}}^A; \\ t_1^B &= \Delta T^{BO} + \tau_{\text{прд}}^O + \tau_p^{OB} + \delta_t^B + \tau_{\text{прм}}^B; \\ \Delta T^{AB} &= -\Delta T^{BA} = \Delta T^{AO} = -\Delta T^{BO}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где: $\Delta T^{AO} = -\Delta T^{BO} = \Delta T^{AB} = -\Delta T^{BA}$ – соответствующие сдвиги шкал (рис. 1); $\tau_{\text{прд}}^O$ – время распространения сигналов между общим источником и сличаемыми пунктами; τ_p^{OA}, τ_p^{OB} – задержки сигналов в передающем тракте общего источника и приемных трактах пунктов; δ_t^A, δ_t^B – погрешности измерения временного положения сигналов в пунктах, имеющие случайный характер.

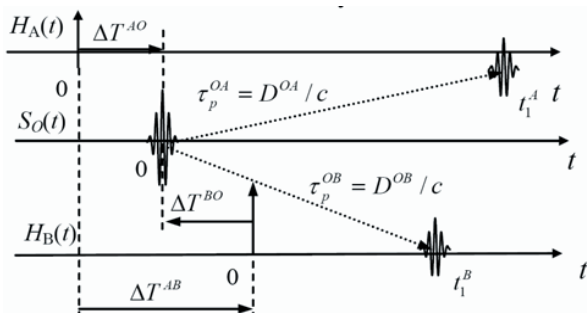


Рис. 1.

Из уравнений (1) можно получить оценку сдвига шкал в виде:

$$\begin{aligned} \widehat{\Delta T}^{AB} &= t_1^A - t_1^B - \widehat{\Delta T}_p - (\widehat{\tau}_{\text{прм}}^A - \widehat{\tau}_{\text{прм}}^B) = \\ &= \Delta T^{AB} + (\Delta \tau_p - \widehat{\Delta T}_p) + (\delta_t^A - \delta_t^B) + \\ &+ [\tau_{\text{прм}}^A - \tau_{\text{прм}}^B - (\widehat{\tau}_{\text{прм}}^A - \widehat{\tau}_{\text{прм}}^B)], \end{aligned} \quad (2)$$

где: $\Delta \tau_p = \tau_p^{OA} - \tau_p^{OB}$ – истинное значение разности времени распространения сигналов между общим источником и сличаемыми пунктами; $\widehat{\Delta T}_p = \widehat{\tau}_p^{OA} - \widehat{\tau}_p^{OB}$ – оценка разности времени распространения сигналов между общим источником и сличаемыми пунктами; $\widehat{\tau}_{\text{прм}}^A, \widehat{\tau}_{\text{прм}}^B$ – оценки задержек сигналов в приемных трактах пунктов.

Из выражения (2) следует соотношение для суммарной абсолютной погрешности измерения сдвига шкал:

$$\delta_{\Delta T}^{AB}(\Sigma) = \overline{\Delta T}^{AB} - \Delta T^{AB} = \delta_{\Delta T}^{AB}(c/n) + \delta_{\Delta T}^{AB}(\text{PPB}) + \delta_{\Delta T}^{AB}(\text{AN}), \quad (3)$$

где: $\delta_{\Delta T}^{AB}(c/n) = \delta_t^A - \delta_t^B$ – случайная помеховая погрешность;

$$\delta_{\Delta T}^{AB}(\text{PPB}) = \Delta \tau_p - \widehat{\Delta T}_p \text{ – канальная погрешность;}$$

$\delta_{\Delta T}^{AB}(\text{AN}) = (\tau_{\text{прм}}^A - \tau_{\text{прм}}^B) - (\widehat{\tau}_{\text{прм}}^A - \widehat{\tau}_{\text{прм}}^B)$ – аппаратная погрешность.

Непрерывное измерение сдвига шкал времени $\widehat{\Delta T}(t)$ позволяет рассчитать взаимный сдвиг эталонов по частоте:

$$\Delta \widehat{f}^{AB}(t) = f_0 \frac{d[\widehat{\Delta T}^{AB}(t)]}{dt}; \Delta \widehat{f}^{BA}(t) = f_0 \frac{d[\widehat{\Delta T}^{BA}(t)]}{dt}; \quad (4)$$

где f_0 – номинальное значение частоты эталонов.

Проведя для соотношений (4) анализ источников погрешностей, аналогичный выражениям (2) и (3), можно получить суммарную абсолютную погрешность измерения сдвига эталонов по частоте:

$$\begin{aligned} \delta_{\Delta f}^{AB}(\Sigma) &= -\delta_{\Delta f}^{BA}(\Sigma) = \overline{\Delta f}^{AB} - \Delta f^{AB} = \\ &= \delta_{\Delta f}^{AB}(c/n) + \delta_{\Delta f}^{AB}(\text{PPB}) + \delta_{\Delta f}^{AB}(\text{AN}), \end{aligned} \quad (5)$$

где: $\delta_{\Delta f}^{AB}(c/n) = \frac{d(\delta_t^A - \delta_t^B)}{dt}$ – случайная помеховая погрешность;

$$\delta_{\Delta f}^{AB}(\text{PPB}) = \frac{d(\Delta \tau_p - \widehat{\Delta T}_p)}{dt} \text{ – канальная погрешность;}$$

$\delta_{\Delta f}^{AB}(\text{AN}) = \frac{[d(\tau_{\text{прм}}^A - \tau_{\text{прм}}^B) - (\widehat{\tau}_{\text{прм}}^A - \widehat{\tau}_{\text{прм}}^B)]}{dt}$ – аппаратная погрешность.

Основным достоинством АОО является отсутствие излучения в синхронизируемых пунктах, что обеспечивает скрытность, электромагнитную совместимость, экологическую и информационную безопасность. К достоинствам АОО можно отнести также отсутствие погрешности, вызванной задержками в передающем тракте спутника, и возможность использовать взаимокорреляционную обработку (ВКО) сигналов, что позволяет использовать сигналы $S_0(t)$ с не полностью известными параметрами, включая шумоподобные [3].

Использование сигналов геостационарных спутников для реализации АОО позволяет упростить

требования к режиму слежения антенны земной станции и позволяет избежать проблемы переориентирования, то есть, перевода ретрансляции на радиолинии с одного спутника на другой, когда один из них уходит из зоны видимости, а другой появляется в ней.

Однако при использовании сигналов геостационарных спутников для достижения необходимой точности синхронизации требует решения специфическая задача, связанная с оценкой канальной погрешности, которая вызывается перемещением (нутацией) спутников. Нутация геостационарного спутника вносит наиболее весомый вклад в канальные погрешности синхронизации, как по времени, так и по частоте.

Для наклонной синхронной орбиты угол места спутника претерпевает суточные изменения, которые вызывают изменения задержки сигналов. Нестабильность положения современных геостационарных ИСЗ по долготе и широте не превышает $\pm 0,1^\circ$. Углу $0,1^\circ$ соответствует расстояние около 74 км.

В работе выполнена оценка данной составляющей погрешности синхронизации путем моделирования нутации спутника.

$$U = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^m J_n \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_n(\sin \phi) + \sum_{n=2}^m \sum_{k=1}^n I_{nk} \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_{nk}(\sin \phi) \cdot \cos[k(\lambda - \lambda_{nk})] \right\},$$

где: $J_n, J_{nk}, \lambda_{nk}$, – безразмерные коэффициенты; P_n – функция Лежандра; r_{nk} – присоединенный полином Лежандра; r_0 – средний экваториальный радиус Земли; r – модуль текущего геоцентрического радиус-вектора КА; μ – постоянная тяготения Земли; ϕ – геоцентрическая широта КА, λ – геоцентрическая долгота КА.

Отрицательное ускорение, вызываемое торможением в верхней атмосфере, рассчитывалось как:

$$A_{aj} = -K_b \cdot \rho \cdot \leq V_{aj} \cdot |V_a|, (j = X, Y, Z),$$

где: $K_b = \frac{1,1 \cdot S_a}{M}$ – баллистический коэффициент КА; M – масса КА; S_a – эквивалентное поперечное сечение КА; ρ – плотность верхней атмосферы на высоте полета КА; $V_a = (V_{ax}, V_{ay}, V_{az})$ – вектор скорости КА относительно атмосферы Земли:

$$V_{ax} = V_x + \omega_z \cdot Y; V_{ay} = V_y + \omega_z \cdot X; V_{az} = V_z;$$

где ω_z – угловая скорость вращения Земли.

Такой подход к вычислению торможения в атмосфере позволяет учесть возмущение движения КА, вызванное вращением атмосферы совместно с Землей.

Ускорение от светового давления учитывалось, когда КА освещен Солнцем. Это ускорение всегда направлено в сторону, обратную направлению на Солнце, и рассчитывалось как:

$$A_{sj} = \frac{-K_s \cdot P_s \cdot j_s}{|R_s|}, (j = X, Y, Z),$$

где: $K_s = \frac{1,1 \cdot S_a}{M}$ – "световой" коэффициент объёма – P_s – постоянная светового давления на орбите Земли – $R_s = (X_s, Y_s, Z_s)$ – вектор координат Солнца по отношению к Земле в ИСК.

Пертурбационные ускорения КА, вызываемые тяготением Луны и Солнца обусловлены тем, что реальное движение КА происходит не по орбите вокруг центра тяжести Земли, а по орбите вокруг центра тяжести системы Земля – Луна – Солнце. При этом ИСК, связанная с центром Земли, не является истинно инерциальной, поскольку Земля сама испытывает ускорения от тяготения Луны и Солнца. Пертурбационные ускорения КА относительно невелики для низких орбит (10^{-9} от ускорения, вызванного действием геопотенциала), однако для геостационарных орбит эта величина может достигать 10^{-6} . В связи с тем, что точный расчет пертурбационных ускорений достаточно сложен, моделирование проводилось в приближении движения КА по орбите вокруг центра тяжести Земли, а возмущающие воздействия Луны и Солнца учитывались как поправки [7].

При таком подходе пертурбационные ускорения определяются такими соотношениями:

$$A_{pj} = \mu \sum_{i=1}^2 K_i \left(\frac{j_i - j}{|r_i|^3} - \frac{j_i}{|R_i|^3} \right); (j = X, Y, Z),$$

3. Моделирование перемещения геостационарного спутника

Было проведено моделирование движения космических аппаратов (КА) и расчет эфемерид относительно наземного измерительного пункта (НИП). Моделирование движения КА осуществлялось путем интегрирования дифференциальных уравнений возмущенного движения в инерциальной прямоугольной системе координат (ИСК), начало которой находится в центре масс Земли, ось X лежит в плоскости экватора и направлена в точку весеннего равноденствия небесной сферы, ось Z направлена к северному полюсу небесной сферы перпендикулярно плоскости экватора, ось Y дополняет систему до правой.

Уравнения возмущенного движения в ИСК имеют вид:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= \frac{dU}{dX} + A_{ax} + A_{sx} + A_{px}; \\ \frac{dV_y}{dt} &= \frac{dU}{dY} + A_{ay} + A_{sy} + A_{py}; \\ \frac{dV_z}{dt} &= \frac{dU}{dZ} + A_{az} + A_{sz} + A_{pz}; \\ \frac{dX}{dt} &= V_x; \frac{dY}{dt} = V_y; \frac{dZ}{dt} = V_z; \end{aligned} \right.$$

где: t – время, X, Y, Z – геоцентрические координаты КА в ИСК; V_x, V_y, V_z – геоцентрические скорости в ИСК; U – геопотенциал Земли; A_{ax}, A_{ay}, A_{az} , – ускорения, вызванные влиянием атмосферы Земли; A_{sx}, A_{sy}, A_{sz} , – ускорения, вызванные световым давлением; A_{px}, A_{py}, A_{pz} , – пертурбационные ускорения, вызванные влиянием Луны и Солнца.

Для расчета движения КА в поле тяготения Земли использовано разложение геопотенциала по сферическим геоармоникам [7] в гринвичской подвижной системе координат (ГПСК), которая отличается от ИСК тем, что ось X направлена на Гринвичский меридиан:

где: $|r_i| = \sqrt{(X_i - X)^2 + (Y_i - Y)^2 + (Z_i - Z)^2}$ – модуль расстояния до i -го небесного тела от КА, i – индекс небесного тела ($i=1$ – Луна, $i=2$ – Солнце) – K_i – отношение масс i -го небесного тела и Земли – $R_i = (X_i, Y_i, Z_i)$ – вектор координат i -го небесного тела по отношению к Земле в ИСК.

Для расчета пертурбационных возмущений движения КА необходимо вычисление векторов Земля–Солнце и Земля–Луна. Были использованы алгоритмы, основанные на полиномиальном представлении элементов орбит небесных тел. Для определения координат Луны использована теория Брауна [6, 7].

Для интегрирования дифференциальных уравнений возмущенного движения КА использовалась комбинация численных методов – методов Адамса пятого порядка и Рунге-Кутты четвертого порядка [7, 9].

Для расчета эфемерид КА производилось преобразование координат из ИСК в ГПСК с учетом прецессии и нутации оси Земли, а также звездного угла f .

Переход из текущей ИСК в ИСК на заданную эпоху производится с помощью матрицы $M_{\text{НП}}$ прецессии и нутации оси Земли от заданной эпохи на текущий момент времени:

$$R = M_{\text{НП}} \cdot R_0 ; V = M_{\text{НП}} \cdot V_0 ,$$

где: R_0 и V_0 – соответственно вектора координат и скорости КА в ИСК на заданную эпоху; R и V – соответственно текущие вектора координат и скорости КА в ИСК.

Собственно поворот из ИСК в ГПСК производится по формулам:

$$R_{\Gamma} = M_{\Gamma}^{-1} \cdot R ; V_{\Gamma} = M_{\Gamma}^{-1} \cdot (V - \omega \times R) ,$$

где: R_{Γ} – вектор координат КА в ГПСК; V_{Γ} – вектор скорости КА в ГПСК; $\omega = (0, 0, \omega_z)$ – вектор средней угловой скорости вращения Земли; M_{Γ} – матрица пассивного поворота вокруг оси Z на «звездный угол» f :

$$M_{\Gamma} = \begin{bmatrix} \cos(f) & -\sin(f) & 0 \\ \sin(f) & \cos(f) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} .$$

Для расчета сферических координат КА относительно НИП, таких как: A – азимут, отсчитанный от направления на север по часовой стрелке, B – угол места, отсчитанный от плоскости местного горизонта, L – наклонная дальность до КА, V_1 – радиальная скорость КА, V_a – азимутальная скорость КА, V_u – угломестная скорость КА, проводился промежуточный пересчет в местную прямоугольную систему координат (СК) НИП. При заданных в ГПСК координатах положения и скорости КА – $R_{\Gamma} = [X_{\Gamma}, Y_{\Gamma}, Z_{\Gamma}]$ и $V_{\Gamma} = [V_{X\Gamma}, V_{Y\Gamma}, V_{Z\Gamma}]$, прямоугольные координаты КА $R_0 = [X_0, Y_0, Z_0]$ и $V_0 = [V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}]$ в СК НИП могут быть получены вращением кватернионного представления вектора R_{Γ} с помощью кватерниона \bar{Q} [8]:

$$\bar{R}0 = \bar{Q} \otimes (\bar{R}_{\Gamma} - \bar{R}H) \otimes \bar{Q} ; \bar{V}0 = \bar{Q} \otimes \bar{V}_{\Gamma} \otimes \bar{Q} ,$$

где: \bar{Q} – собственный кватернион вращения из ГПСК в СК НИП, \bar{R}_{Γ} – кватернионное представление вектора координат НИП в ГПСК, \bar{R}_0 – кватернионное представление вектора R_{Γ} , \bar{V}_{Γ} – кватернионное представление вектора R_0 , \bar{V}_0 – кватернионное представление вектора V_{Γ} , \bar{V}_0 – кватернионное представление вектора V_0 , \otimes – символ кватернионного умножения.

Тогда сферические координаты КА:

$$A = \arctg \frac{Y_0}{X_0} ; B = \arctg \frac{Z_0}{\sqrt{X_0^2 + Y_0^2}} ;$$

$$L = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2} ; V_1 = V_0 \cdot E_{R_0} ,$$

где E_{R_0} – единичный вектор, совпадающий по направлению с R_0 .

Угловые скорости КА в СК НИП (V_a – азимутальная и V_u – угломестная скорость) были получены путем перехода из прямоугольной СК НИП в т.н. «лучевую» СК, ось X которой расположена вдоль наклонной дальности, а ось Y – горизонтальна. Такое преобразование может быть получено с помощью поворотов на угол A вокруг оси Z и на угол $-B$ вокруг оси Y :

$$V_{\text{л}} = \begin{bmatrix} V_1 \\ V_a \\ V_u \end{bmatrix} = M_{\text{AB}} \cdot V_0 ;$$

$$M_{\text{AB}} = \begin{bmatrix} \cos B \cdot \cos A & \cos B \cdot \sin A & \sin B \\ -\sin A & \cos A & 0 \\ -\sin B \cdot \cos A & -\sin B \cdot \sin A & \cos B \end{bmatrix} .$$

Рассмотренная модель используется в Центре контроля космического пространства Национальной системы контроля и анализа космической обстановки при ведении каталога космических объектов [10].

4. Результаты моделирования канальных погрешностей

При моделировании использовались данные геостационарного спутника 33750 HotBird 10, который расположен в позиции 7.20 W. Рассмотрено три случая расположения синхронизируемых пунктов: на расстоянии около 100 км (трасса № 1) – г. Харьков (ХНУРЭ) и БНИП (Балаклейский научно – исследовательский полигон, Харьковская обл.); на расстоянии около 500 км (трасса № 2) – г. Харьков (ХНУРЭ) и г. Киев (Главная астрономическая обсерватория); на расстоянии около 800 км (трасса № 3) – г. Харьков (Государственный первичный эталон времени и частоты Украины) и г. Москва (Государственный эталон времени и частоты России). Использовались наблюдения за двое суток – 3–4 июня 2009 года. Моделирование выполнялось с временным интервалом 30 с.

Для каждой из трасс рассчитывались дальности от пунктов до спутника и его радиальные скорости. Далее рассчитывалась разность дальностей ΔR и радиальных скоростей ΔV , оценивались средние значения за весь период ΔR_0 и ΔV_0 соответственно. В заключе-

ние определялись вызванные нутацией спутника канальные составляющие погрешностей синхронизации по времени и частоте:

$$\Delta\tau_p - \Delta\tau_{p0} = (\Delta R - \Delta R_0) / c; \Delta f_0 = (\Delta V - \Delta V_0) / c$$

где c – скорость света.

Полученные результаты приведены на рис. 2 (а, б – для трассы № 1; в, г – для трассы № 2; г, д – для трассы № 3).

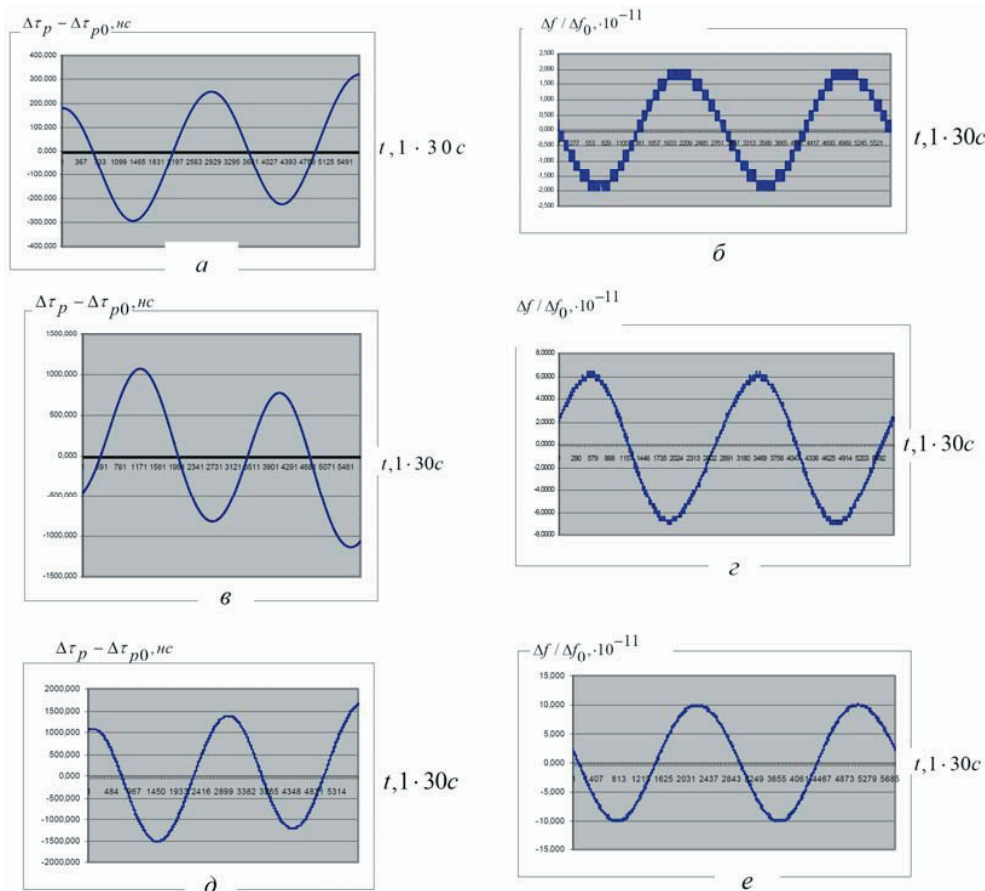


Рис. 2.

5. Выводы

Моделирование показало, что без учета влияния нутаций спутника канальные составляющие погрешностей рассматриваемого метода синхронизации по времени в зависимости от расстояния между пунктами лежат в пределах ± 200 нс – ± 1 мкс, а относительные канальные погрешности по частоте – $\pm 2 \cdot 10^{-11}$ – $\pm 10^{-10}$. Для снижения канальных погрешностей синхронизации можно либо их учитывать, пользуясь рассмотренной моделью, либо усреднять результаты измерений в течение суток. Представляет интерес выполнение моделирование для геостационарных спутников, имеющих другие позиции, и оценка влияния взаимного размещения синхронизируемых пунктов и спутника на величину канальных погрешностей.

Литература

1. Финкельштейн А. М. Фундаментальное координатно-временное обеспечение. Вестник Российской Академии наук, 2007, том 77, М 7, с. 608-617.
2. Програма розвитку державної служби єдиного часу і еталонних частот: зб. наук. праць за матеріалами VI міжнар. наук.-техн. конференції, 14-16 жовтня 2008 р./Держ. комітет України з питань техн. регулюв. та споживч. політики, Націон. наук. Центр «Інститут метрології» [та ін.]- Х.: ХФ ДП «УкрНДНЦ», 2008. – 350 с.
3. Коваль Ю.А. Анализ возможностей метода общего охвата для высокоточной синхронизации стандартов времени и частоты в пределах прямой видимости/ Коваль Ю.А., Костыря А.А., Обельченко В.В., Иванова Е.А., и др. – Радиоэлектроника. Информатика. Управление. Научный журнал. Вып. 1(20)2009. С.21-30.
4. Пат. 38167 Украина, МПК51 (2006), G04G 7/00. Спосіб частотно-часової синхронізації просторово рознесених еталонів та стандартів часу і частоти /Нестеренко Г.В., Коваль Ю.О., Иванова О.О., заявник та власник Харківський нац. університет радіоелектр. - № u2008 09468, подано 21.07.2008; опубл. 25.12.2008, Бюл. № 24.
5. F. Meyer.1995. One-way time transfer using geostationary satellite TDF2, IEEE Trans. IM,44, 103-106.
6. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова, М.К.Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
7. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Под ред. Г.Н. Дубошина. – М.: Наука, 1976. – 862 с.
8. Назаренко А.И., Скребушевский Б. С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. – М.: Машиностроение, 1981. – 286 с.
9. Бранец В.Н., Шмаглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М.: Наука, 1970. – 261 с.
10. Эскизный проект "Создание Системы контроля и анализа космической обстановки 1-ой очереди". Часть 2. Центр контроля космического пространства "Спостереження" ПЗ 2. – Днепропетровск: ГКБ "Южное", 1997. – 207 с.