

АЛГОРИТМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ АВТОНОМНОЙ ГЛОБАЛЬНОЙ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

Н.Е. Армионов, А.Н. Армионов

Часть 3

Приводятся алгоритмы навигационных, геодезических измерений и автономных определений пользователями-абонентами координат своего местоположения по фазе несущей радиосигналов наземных радиомаяков, ретранслируемых спутниками. Алгоритмы позволяют реализовать концепцию высокоточной перспективной автономной глобальной многофункциональной, интегрированной спутниковой системы навигации, геодезии, а так же связи, наблюдения и управления, а в будущем и «информационной супермагистрали».

Ключевые слова: спутник, пользователь, радиомаяк, антенна, фазовый центр, радиовидимость, направляющие косинусы

Во всех реализованных в настоящее время и изложенных в литературе методах геодезических и навигационных определений с применением спутников практически не рассматривается возможность прямых измерений радионавигационных параметров с учетом форм и размеров Земли, измерений расхождения шкал времени в радиолиниях «радиомаяк-спутник», «спутник-пользователь» и автономного определения пользователями своего местоположения без использования наземных измерительных средств.

На решение именно этих вопросов и организации в едином информационном канале кроме услуг навигации, услуг геодезии, связи, наблюдения и управления, представленных в глобальной многофункциональной интегрированной спутниковой системе (МИСС) автономного функционирования [8], направлены разработанные алгоритмы геодезических навигационных измерений и определений, а также на решение вопросов организации связи, наблюдения и управления.

Алгоритмы дальномерного метода решения навигационной задачи

Все известные алгоритмы дальномерных методов сводятся к решению навигационной задачи на «известной» исчислимой поверхности – поверхности Земли. Следствием этого являются большие погрешности, в основе которых лежит неточный учет формы и размеров Земли (морской поверхности) при счислении и решении навигационной задачи.

Реально параметры Земли не являются постоянными. Они непрерывно изменяются, проявляя характер «живого» существа. Поэтому под действием этих проявлений спутниковые орбиты – сложнейшие незамкнутые кривые, отличающиеся друг от друга.

Это обстоятельство всегда имело место, но не было столь актуальным, как в настоящее время. Непрерывное повышение точности навигационных определений с использованием спутников, естественно, приводит к требованию «идеального» знания формы и

размеров Земли в пределах возможностей знания динамики изменения ее формы.

Представленные алгоритмы основаны на измерении навигационных параметров, выражающих расстояния «между фазовыми центрами антенн радиомаяков – фазовыми центрами антенн спутников» и расстояния «между фазовыми центрами антенн спутников – фазовыми центрами антенн пользователей», а также на измерении модулей векторов положения спутников и пользователей (расстояний от точки размещения начала геоцентрической системы координат до фазовых центров антенн спутников и фазовых центров антенн пользователей, соответственно). Они могут реализовываться в варианте, когда в зоне радиовидимости каждого спутника находятся два радиомаяка, а в зоне радиовидимости каждого пользователя – два спутника, расстояния до которых измеряются одновременно при соответствующем учете на мерном интервале их относительного движения.

Последовательно, сначала для определения пользователями координат и составляющих вектора скорости фазовых центров антенн спутников по измерениям, произведенным навигационной аппаратурой спутников, а затем и по измерениям, произведенным аппаратурой пользователей, устанавливаются соответственно системы навигационных уравнений (отсутствуют поправки дальностей за счет расхождения фаз генераторов НРМ – спутников, спутников – пользователей, условий распространения радиосигналов и другие поправки, связанные с измерением расстояния до i -го спутника вследствие вторичного усреднения на мерных интервалах измеренных значений приращений фаз):

$$\begin{aligned}
 R_{M_1}^{\text{р.с}} &= \left[(X_C - X_{M_1})^2 + \right. \\
 &\left. + (Y_C - Y_{M_1})^2 + (Z_C - Z_{M_1})^2 \right]^{1/2}; \\
 R_{M_2}^{\text{р.с}} &= \left[(X_C - X_{M_2})^2 + \right. \\
 &\left. + (Y_C - Y_{M_2})^2 + (Z_C - Z_{M_2})^2 \right]^{1/2}; \\
 (R_3 + H_1)^{\text{р.с}} &= (X_C^2 + Y_C^2 + Z_C^2)^{1/2},
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$R_1^{\text{р.п}} = \left[(X_{C_1} - X_{\Pi})^2 + \right. \\
 \left. + (Y_{C_1} - Y_{\Pi})^2 + (Z_{C_1} - Z_{\Pi})^2 \right]^{1/2};$$

$$R_2^{\text{р.п}} = \left[(X_{C_2} - X_{\Pi})^2 + \right. \\
 \left. + (Y_{C_2} - Y_{\Pi})^2 + (Z_{C_2} - Z_{\Pi})^2 \right]^{1/2}; \tag{2}$$

$$(R_3 + h_{\Pi})^{\text{р.п}} = (X_{\Pi}^2 + Y_{\Pi}^2 + Z_{\Pi}^2)^{1/2},$$

где $X_{C_1}, Y_{C_1}, Z_{C_1}$ и $X_{C_2}, Y_{C_2}, Z_{C_2}$ – координаты фазовых центров антенн спутников;

$X_{M_1}, Y_{M_1}, Z_{M_1}$ и $X_{M_2}, Y_{M_2}, Z_{M_2}$ – известные координаты фазовых центров антенн радиомаяков;

$R_{M_1}^{\text{р.с}}, R_{M_2}^{\text{р.с}}$ – расстояния между фазовым центром антенны спутника и фазовыми центрами антенн радиомаяков, вычисленные по измеренным фазовым приращениям несущих частот радиосигналов, обусловленных Доплеровским эффектом спутниковой аппаратуры;

$R_1^{\text{р.п}}, R_2^{\text{р.п}}$ – расстояния между фазовым центром пользовательского терминала и фазовыми центрами спутниковых антенн, вычисленные по измеренным фазовым приращениям несущих частот радиосигналов, обусловленных Доплеровским эффектом пользовательского терминала;

$X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$ – неизвестные координаты пользователя; $(R_3 + h_{\Pi})^{\text{р.п}}$ – модуль вектора положения фазовых центров антенн пользователей.

Отличительная особенность изложенного алгоритма дальномерного метода от известного классического, широко используемого в настоящее время в спутниковых навигационных и геодезических системах, заключается в том, что для определения расстояний между фазовыми центрами спутниковых антенн и фазовыми центрами наземных антенн не используется время задержки навигационных радиосигналов. Это особенность кинематического алгоритма измерения дальностей [9]. Именно в этом и заключается отличие предложенного дальномерного алгоритма навигационных определений от известных.

Автономность, мгновенность навигационных определений пользователями заключается в том, что пользователи в процессе навигационного сеанса сами непосредственно по фазовым измерениям определяют требуемые радионавигационные и геодезические параметры с учетом «дыхания» Земли, Вселенной без применения наземных измерительных средств (без определения эфемерид спутников и закладки их на борт каждого спутника). Опорной (базовой) информацией для решения навигационной задачи являются координаты фазовых центров антенн наземных радиомаяков, которые записываются в запоминающие устройства пользовательских терминалов при их изготовлении.

Поскольку в изложенном алгоритме при измерениях радионавигационных и геодезических параметров время не используется, соответственно и нет проблем синхронизации сигналов и применения всевозможных временных поправок.

В результате решения систем уравнений (1), (2) определяются координаты местоположения фазовых центров антенн спутников и фазовых центров антенн пользователей спутниковых систем.

Положения спутников и пользователей спутниковых систем определяются как точки пересечения в пространстве трех поверхностей положения, для которых третьей поверхностью в первом случае является поверхность радиусом $(R_3 + H)$ с центром в центре масс Земли, а во втором случае – поверхность радиусом $(R_3 + h_{\text{П}})$ с центром также в центре масс Земли.

Среднеквадратическая погрешность определения линии положения при дальнометрии $\sigma_{\text{д}}$ совпадает со среднеквадратической погрешностью измерения расстояний между соответствующими фазовыми центрами антенн σ_{R} : $\sigma_{\text{д}}^{\text{пр.с}} = \sigma_{\text{R}}^{\text{пр.с}}$, $\sigma_{\text{д}}^{\text{пр.п}} = \sigma_{\text{R}}^{\text{пр.п}}$.

Определение составляющих векторов скорости сводится к решению систем уравнений, полученных после дифференцирования уравнений (1), (2) по времени.

При реализации предложенного алгоритма дальномерного метода мгновенного решения геодезических и навигационных задач необходимое число спутников, например, в GPS, для непрерывного глобаль-

ного перекрытия при условии обеспечения одновременного наблюдения в любой заданной точке не менее двух спутников, равно 12.

Алгоритмы метода скалярного произведения векторов

Баллистико-навигационная структура любой глобальной спутниковой радионавигационной системы (СРНС) задается определенным количеством орбитальных плоскостей, количеством навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ) в каждой плоскости и количеством спутников в системе в целом. Система в каждый момент времени в зоне радиовидимости каждого пользователя должна формировать созвездие из определенного числа НИСЗ, обеспечивающее решение пользователями навигационной задачи с минимальными погрешностями.

Первое приближение к достижению оптимального баллистико-навигационного построения структуры глобальной СРНС вытекает непосредственно из определения признака компланарности векторов и его обеспечения.

Три вектора (или большее число) называются компланарными, если они, будучи приведены к общему началу, лежат в одной плоскости; и называются коллинеарными, если они параллельны одной прямой [5]. То есть два вектора положения НИСЗ в разных орбитальных плоскостях всегда не компланарны. Следовательно, максимально допустимое количество используемых НИСЗ в одной плоскости не должно превышать двух – это то же самое, что в системе уравнений при решении навигационной задачи максимально допустимое количество функциональных зависимостей одного и того же вида в одной плоскости не должно превышать двух.

Второе приближение также вытекает непосредственно из определения признака компланарности, но уже векторов, используемых в алгоритме навигационных определений, конкретно из метода решения навигационной задачи. Практическую реализацию первого и второго приближений в обеспечение оптимального баллистико-

навигационного построения структуры перспективного варианта глобальной СРНС рассмотрим на примере алгоритмов метода скалярного произведения векторов геодезических и навигационных определений.

В основу рассматриваемого метода решения навигационной и геодезической задач положено свойство векторного евклидова пространства, согласно которому каждой паре векторов – местному геоцентрическому радиус-вектору $R_3 + h_i$ и геоцентрическому радиус-вектору $(R_3 + H_i)^{np.c}$, а также радиус-вектору положения пользователя $R_3 + h_{II}$ и радиус-вектору $(R_3 + H_i)^{np.c}$ ставятся в соответствие действительные числа, называемые скалярными произведениями этих векторов [5].

Исходными данными для решения навигационной и геодезической задач являются:

- координаты радиомаяков (фазовых центров антенн), значения которых не изменяются и записываются в запоминающие устройства каждого комплекта аппаратуры пользователей (АП) в процессе их изготовления;
- информация об изменении принимаемых частот несущих радиомаяков, спутниковых ретрансляторов, имеющих соответственно в цепях управления генератора, управляемого напряжением (ГУН), системы слежения за несущими (СН) приемных устройств спутников-ретрансляторов (ПУСР) и АП, обусловленных эффектом Доплера.

Вычисленные затем соответствующие навигационные параметры позволяют установить системы навигационных уравнений между известными значениями направляющих косинусов векторов положения фазовых центров антенн радиомаяков и неизвестными значениями направляющих косинусов геоцентрических радиус-векторов (векторов положения фазовых центров антенн спутников). В процессе решения систем уравнений определяются непосредственно значения направляющих косинусов векторов положения фазовых центров антенн спутников или значения координат фазовых центров антенн спутников. Далее устанавливаются системы навигационных уравнений между уже известными значениями направляющих косинусов геоцентри-

ческих радиус-векторов и неизвестными значениями направляющих косинусов вектора положения фазового центра антенны пользователя.

Для определения значений направляющих косинусов геоцентрических радиус-векторов, когда в зоне радиовидимости каждого спутника находятся два радиомаяка (рис. 1), системы уравнений имеют вид [4]:

$$\begin{aligned} \cos A_1 &= \cos \alpha_{(R_3+H_i)_{np.c}} \cos \alpha_{(R_3+h_1)} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_i)_{np.c}} \cos \beta_{(R_3+h_1)} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_i)_{np.c}} \cos \gamma_{(R_3+h_1)}; \\ \cos A_2 &= \cos \alpha_{(R_3+H_i)_{np.c}} \cos \alpha_{(R_3+h_2)} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_i)_{np.c}} \cos \beta_{(R_3+h_2)} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_i)_{np.c}} \cos \gamma_{(R_3+h_2)}; \\ 1 &= \cos^2 \alpha_{(R_3+H_i)_{np.c}} + \cos^2 \beta_{(R_3+H_i)_{np.c}} + \cos^2 \gamma_{(R_3+H_i)_{np.c}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} \cos \alpha_{(R_3+h_1)} &= \frac{X_{M_1}}{R_3 + h_1}; \cos \beta_{(R_3+h_1)} = \frac{Y_{M_1}}{R_3 + h_1}; \\ \cos \gamma_{(R_3+h_1)} &= \frac{Z_{M_1}}{R_3 + h_1}; \cos \alpha_{(R_3+h_2)} = \frac{X_{M_2}}{R_3 + h_2}; \\ \cos \beta_{(R_3+h_2)} &= \frac{Y_{M_2}}{R_3 + h_2}; \cos \gamma_{(R_3+h_2)} = \frac{Z_{M_2}}{R_3 + h_2}; \end{aligned}$$

$X_{M_1}, Y_{M_1}, Z_{M_1}, X_{M_2}, Y_{M_2}, Z_{M_2}$ – значения координат первого и второго опорных наземных радиомаяков соответственно;

$$(R_3 + h_1) = \sqrt{X_{M_1}^2 + Y_{M_1}^2 + Z_{M_1}^2};$$

$$(R_3 + h_2) = \sqrt{X_{M_2}^2 + Y_{M_2}^2 + Z_{M_2}^2};$$

$\cos A_1, \cos A_2$ – значения косинусов углов между геоцентрическим радиус-вектором $(R_3 + H_i)^{np.c}$ и местными геоцентрическими радиус-векторами $(R_3 + h_1), (R_3 + h_2)$, соответственно; H_1, H_2 – высоты фазовых центров антенн спутников над поверхностью Земли; h_1, h_2 – высоты фазовых центров антенн радиомаяков над поверхностью Земли;

$$\begin{aligned} (R_3 + H_i)^{np.c} &= R_{M_i}^{np.c} \sin \theta_{M_i}^{np.c} \pm \\ &\pm \sqrt{\left(R_{M_i}^{np.c} \sin \theta_{M_i}^{np.c} \right)^2 - \left(R_{M_i}^{np.c} \right)^2 + (R_3 + h_i)^2}; \end{aligned}$$

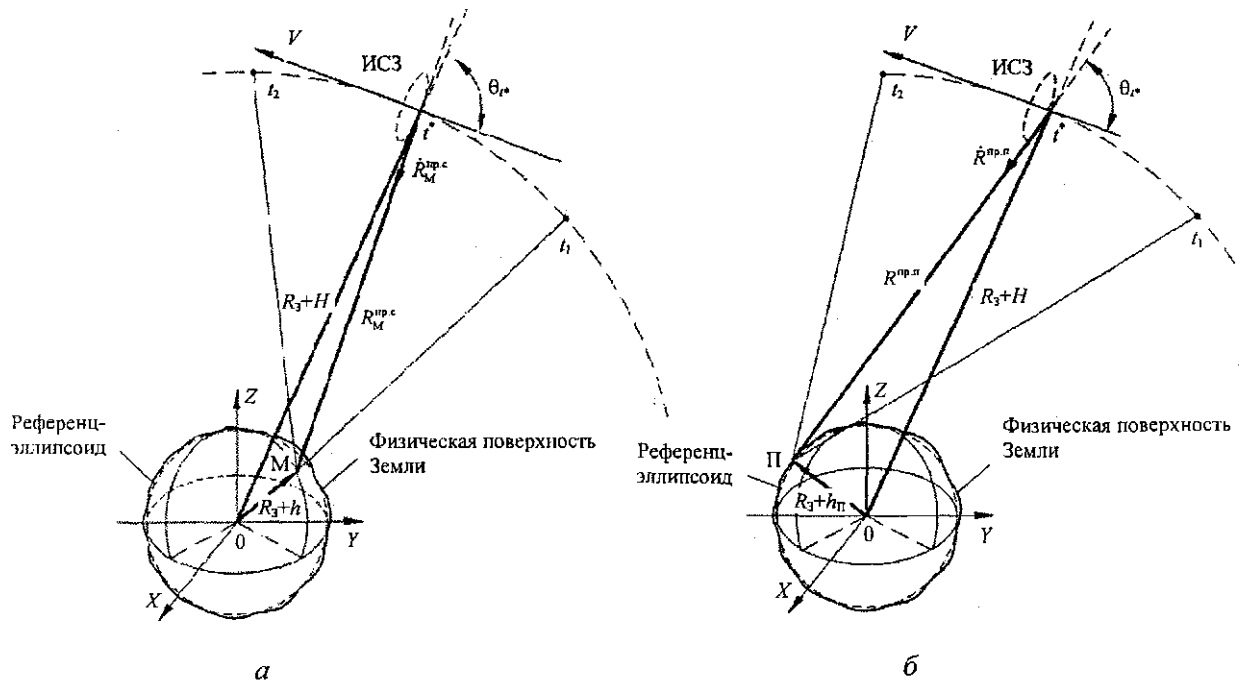


Рис. 1. Геометрическая иллюстрация дифференциальной радиально-скоростной методики фазовых измерений и определения значений геоцентрического радиус-вектора с использованием спутникового интерферометра:

а – в режиме радиопеленгатора; *б* – в режиме радиомаяка

$$(R_3 + H_2)^{np.c} = R_{M_2}^{np.c} \sin \theta_{M_2}^{np.c} \pm \sqrt{\left(R_{M_2}^{np.c} \sin \theta_{M_2}^{np.c}\right)^2 - \left(R_{M_2}^{np.c}\right)^2 + (R_3 + h_2)^2};$$

$$R_i^{np.c} = \frac{\left(\dot{R}_i^{np.c}\right)^2}{\dot{R}_i^{np.c}} \operatorname{tg} \theta_i^{np.c} \operatorname{sc} \theta_i^{np.c} \text{ или}$$

$$R_i^{np.c} = \frac{\dot{R}_i^{np.c} d_i^{np.c}}{\dot{R}_i^{np.c} - \dot{R}_i^{np.c}} \operatorname{tg} \theta_i^{np.c}.$$

В соответствии с рисунком 1, *а* по теореме синусов значения углов $\angle t^*OM$ для первого и второго спутников определяются из выражений:

$$A_1 = \arcsin \frac{R_{M_1}^{np.c} \cos \theta_{1,c}^{np.c}}{R_3 + h_1};$$

$$A_2 = \arcsin \frac{R_{M_2}^{np.c} \cos \theta_{2,c}^{np.c}}{R_3 + h_2}.$$

Для определения значений направляющих косинусов местного геоцентрического

радиус-вектора $(R_3 + h_{II})$ и координат местоположения пользователей при приеме пользователями радиосигналов от двух спутников по известным значениям направляющих косинусов геоцентрических радиус-векторов устанавливаются системы навигационных уравнений [4] (рис. 1, *б*):

$$\begin{aligned} \cos B_1 &= \cos \alpha_{(R_3+H_1)np.c} \cos \alpha_{(R_3+h_{II})} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_1)np.c} \cos \beta_{(R_3+h_{II})} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_1)np.c} \cos \gamma_{(R_3+h_{II})}; \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \cos B_2 &= \cos \alpha_{(R_3+H_2)np.c} \cos \alpha_{(R_3+h_{II})} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_2)np.c} \cos \beta_{(R_3+h_{II})} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_2)np.c} \cos \gamma_{(R_3+h_{II})}; \end{aligned}$$

$$1 = \cos^2 \alpha_{(R_3+h_{II})} + \cos^2 \beta_{(R_3+h_{II})} + \cos^2 \gamma_{(R_3+h_{II})},$$

где $\cos B_1, \cos B_2$ – значения косинусов углов между геоцентрическими радиус-векторами $(R_3 + H_i)^{np.c}$ и местным геоцентрическим вектором $(R_3 + h_{II})$, определяемых выражениями:

$$B_1 = \arcsin \frac{R_1^{\text{np.n}} \cos \theta_{1r}^{\text{np.n}}}{R_3 + h_{\text{П}}};$$

$$B_2 = \arcsin \frac{R_2^{\text{np.n}} \cos \theta_{2r}^{\text{np.n}}}{R_3 + h_{\text{П}}};$$

$$R_i^{\text{np.n}} = \frac{\dot{R}_i^{\text{np.n}} d_i^{\text{np.n}}}{\dot{R}_{i_1}^{\text{np.n}} - \dot{R}_{i_2}^{\text{np.n}}} \operatorname{tg} \theta_{i_r}^{\text{np.n}} \text{ или}$$

$$R_i^{\text{np.n}} = \frac{(\dot{R}_i^{\text{np.n}})^2}{\dot{R}_i^{\text{np.n}}} \operatorname{tg} \theta_{i_r}^{\text{np.n}} \operatorname{sc} \theta_{i_r}^{\text{np.n}}.$$

Определение значений направляющих косинусов векторов положения спутников (фазовых центров антенн) и значений направляющих косинусов векторов положения фазовых центров антенн пользователей разнесены по шкале времени пользователей не более чем на несколько секунд. Для приведения их к единому времени (моменту решения навигационной задачи) направляющие косинусы спутников прогнозируются в АП, то есть вычисляются их текущие значения на момент определения координат пользователей. Закон движения спутников на интервале времени несколько секунд при этом считается линейным.

В результате решения системы уравнений определяют значения направляющих косинусов вектора положения пользователя и координаты его местонахождения — $X_{\text{П}}$, $Y_{\text{П}}$, $Z_{\text{П}}$.

Значения $X_{\text{П}}$, $Y_{\text{П}}$, $Z_{\text{П}}$ определяются путем использования известных значений направляющих косинусов местного геоцентрического радиус-вектора $(R_3 + h_{\text{П}})$ и значения его модуля, определяемого выражением:

$$(R_3 + h_{\text{П}}) = \pm \sqrt{(R_3 + H)_{\text{np.c}}^2 - 2R_i^{\text{np.n}}(R_3 + H)_{\text{np.c}} \sin \theta_{i_r}^{\text{np.n}} + (R_i^{\text{np.n}})^2};$$

$$X_{\text{П}} = \cos \alpha_{(R_3 + h_{\text{П}})} (R_3 + h_{\text{П}});$$

$$Y_{\text{П}} = \cos \beta_{(R_3 + h_{\text{П}})} (R_3 + h_{\text{П}});$$

$$Z_{\text{П}} = \cos \gamma_{(R_3 + h_{\text{П}})} (R_3 + h_{\text{П}}).$$

Таким образом, алгоритм решения навигационной и геодезической задач — систем уравнений (3), (4) — позволяет определить местоположение пользователей без знания координат местоположения фазовых цен-

тров антенн спутников (эфемерид) и без применения наземных измерительных средств, также, как и с применением дальномерного метода.

Аналогичным образом при необходимости можно через известные значения направляющих косинусов вектора положения спутника определить координаты фазовых центров антенн спутников:

$$X_{iC} = \cos \alpha_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} (R_3 + H)_{\text{np.c}};$$

$$Y_{iC} = \cos \beta_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} (R_3 + H)_{\text{np.c}};$$

$$Z_{iC} = \cos \gamma_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} (R_3 + H)_{\text{np.c}}.$$

Составляющие вектора линейной скорости, а также составляющие векторов угловой скорости и углового ускорения спутников относительно осей геоцентрической системы координат определяются соответственно из выражений:

$$\dot{X}_{iC} = V_{\text{np.c}} \cos \alpha_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}}; \quad \dot{Y}_{iC} = V_{\text{np.c}} \cos \beta_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}};$$

$$\dot{Z}_{iC} = V_{\text{np.c}} \cos \gamma_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}}; \quad \dot{\alpha}_{iC} = \frac{V_{\text{np.c}} \cos \alpha_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}}}{(R_3 + H)_{\text{np.c}}};$$

$$\dot{\beta}_{iC} = \frac{V_{\text{np.c}} \cos \beta_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}}}{(R_3 + H)_{\text{np.c}}}; \quad \dot{\gamma}_{iC} = \frac{V_{\text{np.c}} \cos \gamma_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}}}{(R_3 + H)_{\text{np.c}}};$$

$$\ddot{\alpha}_{iC} = \left(\frac{V_{\text{np.c}}}{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \right)^2 \left| \cos \alpha_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \sin \alpha_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \right|;$$

$$\ddot{\beta}_{iC} = \left(\frac{V_{\text{np.c}}}{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \right)^2 \left| \cos \beta_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \sin \beta_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \right|;$$

$$\ddot{\gamma}_{iC} = \left(\frac{V_{\text{np.c}}}{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \right)^2 \left| \cos \gamma_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \sin \gamma_{(R_3 + H)_{\text{np.c}}} \right|.$$

Алгоритм метода скалярного произведения векторов, выраженный через значения их направляющих косинусов и реализованный в спутниковой аппаратуре, может быть с высокой точностью использован в качестве датчика угловых скоростей и ускорений спутников относительно осей геоцентрической системы координат.

Как видно из решения навигационной задачи, для определения координат местоположения фазовых центров антенн пользователей достаточно знать значения модулей и значения направляющих косинусов векторов положения спутников.

Координаты фазовых центров антенн спутников в явном виде не применяются. Они косвенно присутствуют в значениях направляющих косинусов векторов положения спутников. Следовательно, нет необходимости в их определении и передаче пользователям с использованием спутниковых радиолиний.

При дифференциальном радиально-скоростном режиме измерений радионавигационных параметров с двойным усреднением измерений неизвестные приращения фаз, обусловленные нестабильностью частот генераторов окончных пунктов радиоизмерительных трасс, а также дополнительные составляющие фаз, вызванные рассогласованием временных шкал в радиолиниях «радиомаяки-спутники», «спутники-пользователи», сохраняются постоянными на протяжении измерительных сеансов длительностью порядка нескольких секунд и в процессе измерений двойных разностей фаз практически взаимно компенсируются.

При реализации алгоритма скалярного произведения векторов, как и в случае реализации дальномерного метода автономного мгновенного решения геодезических и навигационных задач, число спутников в GPS должно быть равно 12.

Геодезические и навигационные функциональные зависимости систем (3), (4) являются основой для установления системы линейных навигационных уравнений как алгоритма первоначального определения местоположения и составляющих вектора скорости спутников пользователей, спутниковых систем в условиях, когда в зоне радиовидимости каждого спутника и каждого пользователя находится соответственно три радиомаяка и три спутника.

Системы линейных уравнений в этом случае имеют вид:

$$\begin{aligned} \cos A_1 &= \cos \alpha_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \alpha_{(R_3+h_1)} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \beta_{(R_3+h_1)} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \gamma_{(R_3+h_1)}; \\ \cos A_2 &= \cos \alpha_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \alpha_{(R_3+h_2)} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \beta_{(R_3+h_2)} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \gamma_{(R_3+h_2)}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \cos A_3 &= \cos \alpha_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \alpha_{(R_3+h_3)} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \beta_{(R_3+h_3)} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \gamma_{(R_3+h_3)}; \\ \cos B_1 &= \cos \alpha_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \alpha_{(R_3+h_{\text{П}})} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \beta_{(R_3+h_{\text{П}})} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \cos \gamma_{(R_3+h_{\text{П}})}; \\ \cos B_2 &= \cos \alpha_{(R_3+H_2)_{\text{пр.с}}} \cos \alpha_{(R_3+h_{\text{П}})} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_2)_{\text{пр.с}}} \cos \beta_{(R_3+h_{\text{П}})} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_2)_{\text{пр.с}}} \cos \gamma_{(R_3+h_{\text{П}})}; \\ \cos B_3 &= \cos \alpha_{(R_3+H_3)_{\text{пр.с}}} \cos \alpha_{(R_3+h_{\text{П}})} + \\ &+ \cos \beta_{(R_3+H_3)_{\text{пр.с}}} \cos \beta_{(R_3+h_{\text{П}})} + \\ &+ \cos \gamma_{(R_3+H_3)_{\text{пр.с}}} \cos \gamma_{(R_3+h_{\text{П}})}. \end{aligned} \quad (5)$$

Линейные системы первоначального определения дают точные решения геодезических и навигационных задач в условиях полной исходной неопределенности и не требуют априорной информации.

Системы уравнений (5) имеют единственное решение. Покажем это на примере применения определителей к исследованию и решению системы уравнений по определению координат пользователей.

Решение получившейся системы линейных уравнений определения координат пользователей можно записать следующим образом [6]:

$$X_{\text{П}} = \Delta_X / \Delta; Y_{\text{П}} = \Delta_Y / \Delta; Z_{\text{П}} = \Delta_Z / \Delta,$$

где

$$\Delta = \begin{vmatrix} \cos \alpha_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} & \cos \beta_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} & \cos \gamma_{(R_3+H_1)_{\text{пр.с}}} \\ \cos \alpha_{(R_3+H_2)_{\text{пр.с}}} & \cos \beta_{(R_3+H_2)_{\text{пр.с}}} & \cos \gamma_{(R_3+H_2)_{\text{пр.с}}} \\ \cos \alpha_{(R_3+H_3)_{\text{пр.с}}} & \cos \beta_{(R_3+H_3)_{\text{пр.с}}} & \cos \gamma_{(R_3+H_3)_{\text{пр.с}}} \end{vmatrix};$$

$\Delta_X, \Delta_Y, \Delta_Z$ – определители, получаемые путем замены соответствующих столбцов свободными членами.

Необходимым и достаточным условием того, чтобы система уравнений (5) имела одно единственное решение, является неравенство нулю определителя Δ . Аналитически и геометрически, на примере Global Positioning System (GPS), спутники которой размещены в шести орбитальных плоско-

стях – по четыре спутника в каждой плоскости, долготы восходящих узлов отличаются на 60 градусов, это условие можно интерпретировать следующим образом.

Поскольку движущиеся спутники размещены в разных орбитальных плоскостях и в точках, разнесенных по орбитам, то очевидно: не может состоять из нулей какая-нибудь строка (столбец) матрицы определителя; не могут быть две одинаковые строки (столбца); не может быть, чтобы какая-нибудь строка (столбец) матрицы являлась линейной комбинацией. Следовательно, определитель Δ не равен нулю, а система уравнений (5) имеет единственное решение.

С точки зрения геометрии система имеет единственное решение, если любые два вектора не коллинеарны (не параллельны) в плоскости, а все векторы не компланарны в пространстве, то есть все векторы, будучи приведенными к общему началу (фазовому центру антенны АП), не располагаются в одной плоскости [6].

Использование направляющих косинусов удобно для нахождения соответствующих координат пользователей. Именно слагающие разностей проекций векторов положения НИСЗ и вектора положения пользователей на оси геоцентрической системы координат являются геометрическим эквивалентом решения систем линейных уравнений.

Алгоритмы комбинированного метода

Алгоритмы комбинированного метода позволяют определить местоположение и составляющие векторов скорости фазовых центров антенн спутников и пользователей в условиях, когда в зоне радиовидности каждого спутника и каждого пользователя находятся один радиомаяк и один спутник. Действительно, измеренные значения дальности $R_{M_i}^{mp.c}$, модуля геоцентрического радиус-вектора $(R_3 + H)$ и модуля местного радиус-вектора $(R_3 + h_{П_i})$ определяют соответствующие шаровые поверхности положения спутников и пользователей на плоскости. Одновременно измеренные спутниковой аппаратурой и аппаратурой пользователей значения косинусов углов между геоцентрическим радиус-вектором и

местными радиус-векторами $\cos A_i^{mp.c}$, $\cos B_i^{mp.n}$ позволяют установить системы навигационных уравнений. Координаты местоположения фазовых центров антенн спутников и пользователей определяют путем решения систем уравнений:

$$R_M^{mp.c} = [(X_C - X_M)^2 + (Y_C - Y_M)^2 + (Z_C - Z_M)^2]^{1/2};$$

$$(R_3 + H)^{mp.c} = (X_C^2 + Y_C^2 + Z_C^2)^{1/2}; \quad (6)$$

$$(R_3 + H)_{mp.c} \cos A^{mp.c} = \cos \alpha_{(R_3+H)} X_C + \cos \beta_{(R_3+H)} Y_C + \cos \gamma_{(R_3+H)} Z_C$$

и

$$R^{mp.n} = [(X_C - X_{П_i})^2 + (Y_C - Y_{П_i})^2 + (Z_C - Z_{П_i})^2]^{1/2};$$

$$(R_3 + h_{П_i})^{mp.n} = (X_{П_i}^2 + Y_{П_i}^2 + Z_{П_i}^2)^{1/2}; \quad (7)$$

$$(R_3 + h_{П_i}) \cos B^{mp.n} = \cos \alpha_{(R_3+H)_{mp.c}} X_{П_i} + \cos \beta_{(R_3+H)_{mp.c}} Y_{П_i} + \cos \gamma_{(R_3+H)_{mp.c}} Z_{П_i}.$$

Геометрическим эквивалентом решения навигационной задачи в системе уравнений (6) является точка пересечения плоскости и двух сфер с радиусами $R_M^{mp.c}$ и $(R_3 + H)^{mp.c}$, центры которых размещены соответственно в фазовом центре антенны радиомаяка и в точке начала геоцентрической прямоугольной системы координат с координатами $(0, 0, 0)$.

В системе (7) геометрическим эквивалентом является также точка пересечения плоскости и двух сфер, только центр сферы с радиусом $R^{mp.n}$ находится в фазовом центре антенны спутника, а центр сферы с радиусом $(R_3 + h_{П_i})^{mp.n}$ находится в точке с координатами $(0, 0, 0)$.

Геометрическая интерпретация определения местоположения фазовых центров антенн спутников по одному радиомаяку, а также фазового центра антенны пользователя-абонента по одному спутнику приведена на рисунке 1, а и б соответственно.

Значения составляющих вектора скорости пользователей определяются из решения системы уравнений, полученных после дифференцирования уравнений систем (1), (2). Как видно из решения навигационной зада-

Алгоритмы определения угловой ориентации пользователей в пространстве

чи, для определения координат местоположения фазовых центров антенн пользователей достаточно знать значения модулей и направляющих косинусов векторов положения пользователей.

Координаты фазовых центров антенн спутников в явном виде не применяются. Они косвенно присутствуют в значениях направляющих косинусов векторов положения спутников. Следовательно, нет необходимости в их определении и передаче пользователям с использованием спутниковых радиолиний.

При дифференциальном радиально-скоростном режиме измерений радионавигационных параметров с двойным усреднением измерений неизвестные приращения фаз, обусловленные нестабильностью частот генераторов оконечных пунктов радиоизмерительных трасс, а также дополнительные составляющие фаз, вызванные рассогласованием временных шкал в радиолиниях «радиомайки-спутники», «спутники-пользователи» сохраняются постоянными на протяжении измерительных сеансов длительностью порядка нескольких секунд и в процессе измерений двойных разностей фаз практически взаимно компенсируются.

Определение значений направляющих косинусов векторов положения фазовых центров антенн спутников и значений направляющих косинусов векторов положения фазовых центров антенн пользователей разнесены по шкале времени пользователей не более чем на несколько секунд. Для приведения их к единому времени (моменту решения навигационной задачи), направляющие косинусы спутников прогнозируются в АП, то есть вычисляются их текущие значения на момент определения координат пользователей. Закон движения спутников на интервале времени несколько секунд можно считать линейным.

Одновременно результаты навигационных измерений и определений с применением разработанных алгоритмов позволяют определить составляющие линейной скорости, составляющие векторов угловой скорости и углового ускорения фазовых центров антенн спутников относительно осей геоцентрической системы координат.

Некоторые пользователи наряду со знанием координат и составляющих вектора скорости нуждаются в знании ориентации собственных осей в пространстве. Определение ориентации продольной оси движущихся пользователей относительно направления на истинный север сводится к измерению истинного курса, продольной оси относительно горизонта – к измерению дифферента или тангенса, поперечной оси относительно горизонта – к измерению курса. Все эти величины необходимы для морского и воздушного судовождения, некоторые – для топогеодезических работ.

При наличии у пользователей гироскопической или магнитной системы курсоуказания измерение истинной ориентации продольной оси по данным спутниковых систем и сравнение этих результатов с данными гироскопа или магнитного компаса позволит проложить маршрут движения и проконтролировать его. Трехмерная ориентация в пространстве нужна также спутникам, ракетным системам, стартовым устройствам ракетных систем.

Для ориентации пользователей в пространстве с использованием спутниковых систем измеряемыми параметрами являются углы между осями пользователей и прямой, соединяющей определенные точки пользователей и спутников (фазовые центры антенн АП и антенн источников излучения радиосигналов спутников). Для получения информации об ориентации пользователей спутниковых систем в пространстве необходима пеленгация спутников (пользователей). В процессе пеленгации с использованием дифференциально-доплеровского способа и предложенных алгоритмов определяются направляющие косинусы углов α , β и γ местного геоцентрического радиус-вектора, значения которых связаны с географическими координатами известными соотношениями [4]:

$$\cos \alpha_{(R_3+h_T)} = \cos \psi \cos \lambda;$$

$$\cos \beta_{(R_3+h_T)} = \cos \psi \sin \lambda.$$

Известные значения направляющих косинусов векторов положения пользователей в геоцентрической системе координат позволяют найти значения углов ψ , λ из решения системы уравнений:

$$\psi = \arccos \sqrt{\cos^2 \alpha_{(R_3+h_{\Pi})} + \cos^2 \beta_{(R_3+h_{\Pi})}};$$

$$\lambda = \operatorname{arctg} \frac{\cos \beta_{(R_3+h_{\Pi})}}{\cos \alpha_{(R_3+h_{\Pi})}}.$$

Одновременно

$$\cos \alpha_{(R_3+h_{\Pi})} = \frac{X_{\Pi}}{\sqrt{X_{\Pi}^2 + Y_{\Pi}^2 + Z_{\Pi}^2}} = \frac{X_{\Pi}}{(R_3 + h_{\Pi})};$$

$$\cos \beta_{(R_3+h_{\Pi})} = \frac{Y_{\Pi}}{\sqrt{X_{\Pi}^2 + Y_{\Pi}^2 + Z_{\Pi}^2}} = \frac{Y_{\Pi}}{(R_3 + h_{\Pi})}.$$

Для определения значений углов ψ , λ можно использовать также значения направляющих косинусов $\cos \alpha_{R_i^{np,n}}$, $\cos \beta_{R_i^{np,n}}$ или $\cos \alpha_{R_i^{np,c}}$, $\cos \beta_{R_i^{np,c}}$.

Используя формулы перехода из геоцентрической системы координат в топоцентрическую, пересчитывают значения направляющих косинусов векторов $R_i^{np,n}$ в геоцентрической системе координат в значения в топоцентрической системе координат в соответствии с выражениями [7]:

$$\cos \alpha_{R_i^{np,n}}^T = -\sin \psi \cos \lambda \cos \alpha_{R_i^{np,n}} + \sin \psi \sin \lambda \cos \beta_{R_i^{np,n}} + \cos \psi \cos \gamma_{R_i^{np,n}};$$

$$\cos \beta_{R_i^{np,n}}^T = \cos \psi \cos \lambda \cos \alpha_{R_i^{np,n}} - \cos \psi \sin \lambda \cos \beta_{R_i^{np,n}} + \sin \psi \cos \gamma_{R_i^{np,n}};$$

$$\cos \gamma_{R_i^{np,n}}^T = \sin \lambda \cos \alpha_{R_i^{np,n}} + \cos \lambda \cos \beta_{R_i^{np,n}},$$

где

$$\cos \alpha_{R_i^{np,n}} = \frac{X_C - X_{\Pi}}{R_i^{np,n}}; \quad \cos \beta_{R_i^{np,n}} = \frac{Y_C - Y_{\Pi}}{R_i^{np,n}};$$

$$\cos \gamma_{R_i^{np,n}} = \frac{Z_C - Z_{\Pi}}{R_i^{np,n}}.$$

В то же время

$$\cos \alpha_{R_i^{np,n}}^T = \cos \alpha_{\Pi} \cos \beta_{\Pi};$$

$$\cos \beta_{R_i^{np,n}}^T = \sin \alpha_{\Pi} \cos \beta_{\Pi}.$$

Совместное решение уравнений позволяет найти значения углов азимута α_{Π} и мес-

та β_{Π} пользователей в топоцентрической системе координат:

$$\alpha_{\Pi} = \arccos \sqrt{\cos^2 \alpha_{R_i^{np,n}}^T + \cos^2 \beta_{R_i^{np,n}}^T};$$

$$\beta_{\Pi} = \operatorname{arctg} \frac{\cos \beta_{R_i^{np,n}}^T}{\cos \alpha_{R_i^{np,n}}^T}.$$

Знание значений направляющих косинусов вектора положения пользователя в геоцентрической системе координат и в системе координат пользователей позволяет определить углы между ортами двух систем. А знание значений углов, например, между ортами судовой системы координат с началом в центре масс, направленными соответственно по правому борту, носу и вверх относительно неподвижной геоцентрической системы с началом в центре масс Земли, и ортами, направленными соответственно по широте на восток, по меридиану на север и вертикально вверх по отношению к поверхности Земли, является практически исчерпывающей информацией для определения ориентации пользователя в пространстве. Вычисленные значения направляющих косинусов векторов положения спутников и пользователей одновременно позволяют определить не только ориентацию в пространстве, но и составляющие их угловых скоростей и ускорений путем дифференцирования определяющих их выражений, а также решить задачу курсоуказания.

Для того чтобы произвести определение курса движения судна с требуемой погрешностью, необходимо произвести проверку поправки компаса. Условимся, что под поправкой компаса будем понимать угол в горизонтальной плоскости между плоскостью истинного меридиана и осью любого (магнитного, гироскопического и другого) судового хранителя направления.

Определение поправки курсоуказания с применением алгоритма угломерного метода производится путем сличения отнесенных к одному моменту измеренных значений α_{Π} с использованием несущих частот радиосигналов, ретранслируемых спутниками, и измеренных с помощью компаса значений α_k иллюстрируется на рисунке 2.

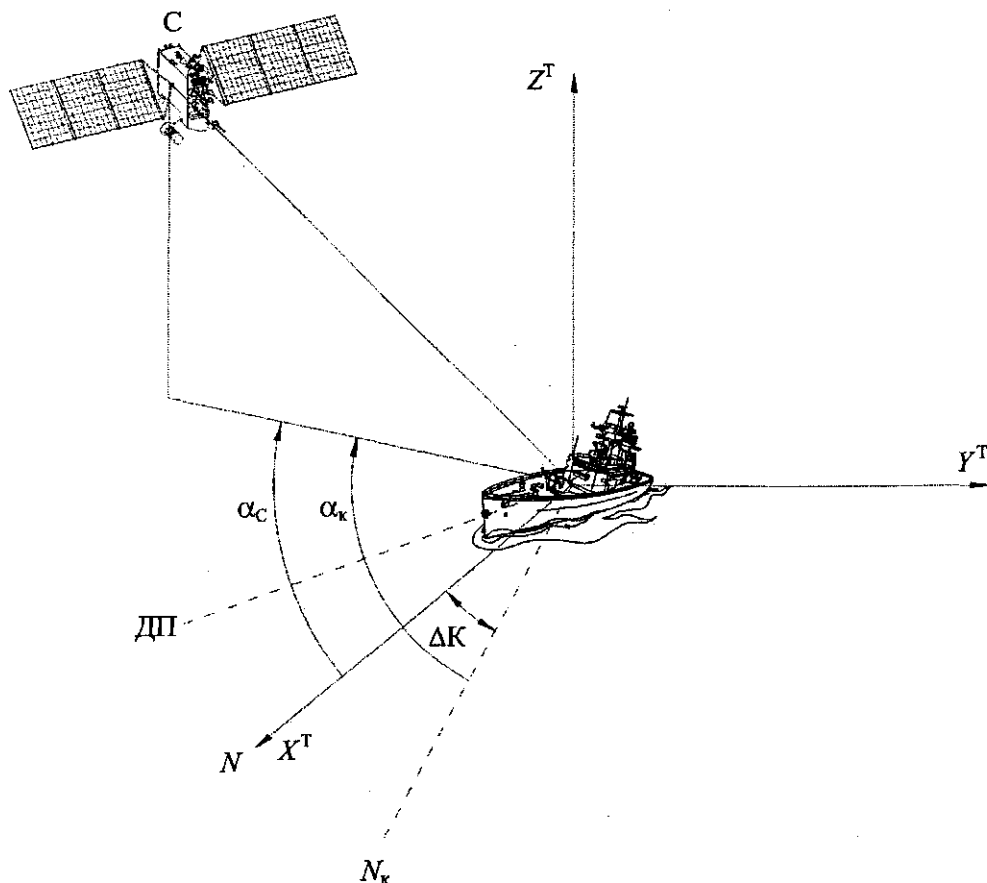


Рис. 2. Геометрическая иллюстрация определения значения азимутов и поправки курсоуказания:

ДП – дирекционный пеленг; N – истинное направление на север; N_k – направление на север, измеренное компасом; X^T , Y^T , Z^T – оси топоцентрической системы координат

Поправка компаса определяется из выражения

$$\Delta K = \alpha_k - \alpha_{\text{ДП}}$$

Таким образом, рассмотренные алгоритмы позволяют пользователям-абонентам определить свою угловую ориентацию в пространстве и поправку к компасу путем приема спутниковых радиосигналов на штатную слаборазвернутую антенну.

Аналогичным образом, используя несущие радиосигналы наземных радиомаяков, известные значения координат фазовых центров их антенн, можно определить угловую ориентацию продольной оси спутников и орт спутниковой системы координат относительно орт неподвижной геоцентрической системы координат.

Основное достоинство алгоритмов, использующих фазовые измерения с применением спутникового интерферометра, заключается в том, что для определения углового

направления на источник излучения со спутника и углового направления на спутник по сравнению с классическим вариантом из двух расположенных в одной плоскости и разнесенных на базовое расстояние d пар антенн, достаточно на спутнике и на пользователе спутникового сигнала установить одну слаборазвернутую антенну. Базовым расстоянием для спутникового интерферометра является расстояние, которое пролетает спутник за время мерного интервала.

Анализ погрешностей геодезических, навигационных измерений и определений

С помощью дифференциальной радиально-скоростной методики измерений приращений фаз несущих радиосигналов устанавливаются определенные зависимости между положениями фазовых центров антенн ННРМ и фазовыми центрами антенн

спутников в пространстве, а также между фазовыми центрами антенн спутников и фазовыми центрами антенн пользователей спутниковых систем.

Очевидно, что погрешности навигационных определений зависят от точности фазовых измерений (приращений фаз, обусловленных приращением доплеровских сдвигов) и от степени определенности функциональных зависимостей, связывающих приращения фаз несущих частот радиосигналов с координатами пользователей. В свою очередь, на степень определенности упомянутых функциональных связей оказывает влияние степень постоянства параметров, которые содержатся в формулах, связывающих координаты пользователей с фазовыми измерениями.

Влияние погрешностей количественно оценивается дифференциальными соотношениями, получаемыми из основных выражений, связывающих фазовые измерения с навигационными параметрами и навигационные параметры с координатами пользователей.

Результирующая погрешность навигационных определений пользователей зависит от множества факторов, полный учет которых едва ли возможен.

В значительной мере погрешность определяется типом сигнала, используемого в навигационной системе, а в основном погрешностью эфемерид, окружающей средой, в которой распространяются навигационные сигналы и погрешностью измерения навигационных параметров непосредственно аппаратурой ПУСР и АП (шумовой погрешностью).

Основой для вычислений приращений дальностей, радиальных скоростей, линейных скоростей кругового движения спутников, модулей топоцентрических, геоцентрических и местных геоцентрических векторов, значений угловых скоростей базовых расстояний, значений косинусов углов между радиальным движением спутников и вектором линейной скорости являются фазовые измерения, измерения значений доплеровских частот аппаратурой ПУСР и АП по приращениям фаз несущих радиосигналов радиомаяков и спутников. Измерение приращений фаз производится с использовани-

ем дифференциальной радиально-скоростной методики. Режим измерений приращений фаз с применением ССН аппаратуры ПУСР и АП эквивалентен режиму измерений двойных разностей хода радиосигналов между фазовыми центрами антенн радиомаяков, АП и двумя положениями фазовых центров спутниковых антенн спутниковым линейным интерферометром, создающим на концах мерных интервалов два источника излучения сигналов, разнесенных в пространстве (фазовый радиомаяк), и интерферометром, создающим на концах мерного интервала две приемных, также разнесенных антенны (радиопеленгатор). Поэтому оценку погрешностей навигационных измерений и определений следует производить из расчета погрешностей фазовых измерений спутниковым интерферометром.

К геоцентрической гравитационной постоянной как к масштабирующей величине координатного пространства при траекторных расчетах в околоземном пространстве при создании, например, геодезической сети теперь уже предъявляются наиболее высокие, но недостаточные требования. Погрешность масштаба создания геодезической сети при этом с учетом современных данных составляет

$$\Delta m_1 = \frac{\Delta a}{a} = \frac{\Delta \mu}{3\mu} \approx 0,25 \cdot 10^{-6},$$

где a и Δa – большая полуось орбиты и ее изменение; $\Delta \mu$ – погрешность геоцентрической гравитационной постоянной.

Погрешность Δm_1 приводит к погрешности определения, например, модуля геоцентрического радиус-вектора $\Delta(R_3 + H)$, которая может быть рассчитана по формуле

$$\Delta(R_3 + H) = (R_3 + H)\Delta m_1.$$

Если измерить геоцентрический радиус-вектор, то он будет отличаться от значения модуля, вычисленного по уравненным координатам. Это отличие объясняется в основном рассогласованием масштабов, задаваемых значением геоцентрической гравитационной постоянной и линейных измерений. При определении геоцентрической гравитационной постоянной с использованием ла-

зерного дальномера, измеренные расстояния по своей сути являются носителями масштаба, который определяется скоростью света. Погрешность этого масштаба равна

$$\Delta m_2 = \frac{\Delta c}{c_0} \approx 0,4 \cdot 10^{-8},$$

где Δc – погрешность определения скорости света c_0 .

Погрешность Δm_2 , в свою очередь для сравнения, приводит к погрешности при определении модуля геоцентрического радиус-вектора, равной

$$\Delta(R_3 + H) = (R_3 + H)\Delta m_2.$$

Значение погрешности определения значения модуля вектора положения фазового центра антенн в геоцентрической системе координат, например, спутников системы GPS, в этом случае составит

$$\Delta(R_3 + H) = 0,4 \cdot 10^{-8} \cdot 26516,136 \approx 10,6 \text{ см},$$

где $R_3 = 6371,136 \text{ км}$; $H = 20145 \text{ км}$.

Погрешности фазовых измерений спутниковым интерферометром в общем случае обусловлены неточностями определения частот принимаемых спутниковой и наземной ПА радиосигналов (доплеровских сдвигов частоты), ошибками при разрешении неоднозначности фазовых измерений, нестабильностью принимаемых частот, многолучевостью распространения сигналов, влиянием ионосферы, тропосферы, гравитационного поля Земли, радиационного потока, излучаемого Солнцем и погрешностями углов визирования пользователей, обусловленными вычислительным процессом, а также характеристиками спутниковой и наземной ПА.

Измерения приращений фаз спутниковым интерферометром являются реализацией режима относительных измерений, положительной особенностью которых является то, что при их измерениях погрешности, имеющие систематический характер взаимно компенсируются. По существу относительные измерения являются одной из разновидностей дифференциального режима использования интерферометрических измерений для определения постоянной μ , в ходе реализации которого за счет компенса-

ции систематических погрешностей и обеспечивается высокая точность фазовых измерений, а, следовательно, и высокая точность постоянной μ .

Эффективность компенсации зависит от выходных характеристик цифровых следящих систем приемных устройств спутниковой и наземной ПА, в частности от характеристик цифровых ССН, поскольку именно шумовая погрешность ограничивает эффект компенсации сильно коррелированных погрешностей.

Предложенный алгоритм мгновенного определения геоцентрической гравитационной постоянной $\mu(f \cdot M_3)$ по фазе несущей радиосигнала наземного источника излучения, ретранслированного спутником, с применением радиально-скоростной методики фазовых измерений есть практическая реализация схемы радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой (РСДБ).

Например, спутники GPS пролетают за одну секунду расстояние порядка 4 км. Следовательно, на односекундных интервалах реализуются интерферометрические измерения разностей дальностей с использованием базового расстояния d равного 4 км. Соответственно разности дальности на 100-секундном мерном интервале будут соответствовать интерферометрическим измерениям с применением базового расстояния равного 400 км, а на 10000-секундном ($-2,7$ часа) мерном интервале будут соответствовать интерферометрическим измерениям с применением базового расстояния равного 40000 км. Максимальное базовое расстояние, например, нового наземного российского радиоинтерферометрического комплекса «Квазар-КВО» составляет всего 4,5 тыс. км.

Измерение значений доплеровского сдвига частоты радиосигналов в современных отечественных и зарубежных приемоиндикаторах спутниковых систем основано на измерениях приращений фаз несущих частот с использованием цифровых систем ССН, позволяющим весьма просто и относительно точно измерять набег нециклической фазы выходных колебаний (то есть фазы, изменяющейся в пределах, не ограниченных интервалом 2π) без использования огибающей дальномерного кода.

Следовательно, проблемы разрешения неоднозначности фазовых измерений нет. Это дает возможность применять относительно простые квазиоптимальные алгоритмы фазовых измерений значений по сигналу, замаскированному шумом. Среднеквадратическое значение погрешности слежения следящих систем, например, на частотах американской GPS, имеющих полосу слежения 20 Гц, обусловленной спектральной плотностью фазовых шумов, составляет не более 0,1 радиана (3 мм).

Нестабильность принимаемых частот (нестабильность приращений фаз) в спутниковой и наземной ПА можно представить как сумму постоянной в течение сеанса измерений (но неизвестной) и флуктуационных составляющих. Первая при образовании вторых разностей фаз практически устраняется, доля вторых сводится к величине также порядка 0,1 радиана.

Погрешности, обусловленные многолучевостью, сводятся также к незначительным величинам, как за счет применения направленных антенн с правой круговой поляризацией, в результате которой отраженные сигналы принимаются при малых углах возвышения с меньшим усилением и в основном имеют левую поляризацию, так и за счет компенсации систематических погрешностей в процессе измерений и их обработки.

Влияние ионосферы, тропосферы, радиационного потока, излучаемого Солнцем, лобового сопротивления спутников, аномалий гравитационного поля, сил притяжения Луны и Солнца, давления солнечного света, магнитных и электрических полей незначительно, поскольку приращения фаз на мерных интервалах отличаются мало, и в процессе измерений разностей фаз большая часть их взаимно компенсируется. Использование вторичного усреднения фазовых измерений позволяет оставшиеся части погрешностей свести к минимуму.

По своему происхождению причины погрешностей могут быть самые разные, но самой весомой является погрешность, обусловленная энергетическим потенциалом радиолинии, отношением «сигнал/шум»: P_C / N_0 – шумовая погрешность.

Для оценки шумовой погрешности измерений приращений дальностей ($\sigma_{\Delta\phi}$)

(приращений фаз) можно использовать выражение для дисперсии фазы ϵ_{ϕ}^2 схем ССН. Среднеквадратические значения погрешности измерений разностей дальностей (приращений фаз) определяются выражением

$$\sigma_{\Delta\phi} = \sqrt{\epsilon_{\phi}^2} = \sqrt{\frac{\lambda_{\text{пр.п}}^2 B_{\text{ССН}}}{(2\pi)^2 (P_C / N_0)}},$$

где $B_{\text{ССН}}$ – ширина полосы системы слежения за несущей.

Среднеквадратическое значение погрешности измерения приращений дальностей, например, в GPS $P_C / N_0 = 35$ дБ·Гц и $B_{\text{ССН}} = 20$ Гц на несущей частоте ($\lambda = 19$ см) составит 0,079 радиан. Погрешность измерения приращений дальностей, как приращений фаз несущей за определенный интервал времени, увеличивается в $\sqrt{2}$ раз. Поэтому среднеквадратическая погрешность измерения приращений дальностей по фазе несущей, обусловленной шумом, $\sigma_{\Delta\phi} = 0,34$ см.

Измерение радиальной скорости основано также на измерениях приращений фаз на несущей частоте. Если интервал времени, в течение которого измеряется приращение фазы несущей, равен одной секунде, то погрешность измерения радиальной скорости, выраженная через длину волны, составит соответственно $\sigma_{\Delta\phi} = 0,34$ см/с.

Погрешности квантования являются специфическими, неустраняемыми случайными погрешностями и определяются выражением $\sigma_{\text{кв}} = 1/L^2$, где L – число уровней квантования.

Погрешности квантования измеряемых приращений дальности при цифровой реализации ССН в предположении равномерного их распределения $\sigma_{\Delta R_{\text{кв}}}$ равны 0,25 см.

Источниками погрешностей вычислительного процесса в спутниковой и наземной ПА являются ограниченная разрядность процесса, математические аппроксимации и приближения, выполнение команд с временной задержкой. Используя вычислители, способные выполнять расчеты с удвоенной точностью и с плавающей запятой, можно получить среднеквадратическую погреш-

ность обработки приращений дальностей не более $\sigma_{\Delta\phi} = 0,3$ см.

Таким образом, в первом приближении можно утверждать, что доминирующее влияние на точность фазовых измерений спутниковым интерферометром оказывают помехи шумового типа и собственные шумы приемников, погрешности, обусловленные квантованием и вычислительным процессом.

Результирующая погрешность измерения приращений фаз (приращений дальностей) определяется квадратичным суммированием составляющих согласно формуле:

$$\sigma_{\Delta\phi} = \sqrt{\sigma_{\Delta R_m}^2 + \sigma_{\Delta R_n}^2 + \sigma_{\Delta R_s}^2} = 0,52 \text{ см.}$$

Рассмотрим погрешности навигационных измерений применительно к рассмотренной дифференциальной радиально-скоростной методике измерения радионавигационных параметров выражений двойных разностей фаз. В соответствии с формулой полного дифференциала измеряемых величин $\Omega_D^{\text{пр.с}}, \Omega_D^{\text{пр.п}}, \Delta R^{\text{пр.с}}, \Delta R^{\text{пр.п}}, \dot{R}^{\text{пр.с}}, \dot{R}^{\text{пр.п}}$ получим для конечных приращений:

$$\Delta\Omega_D^{\text{пр.с}} = \frac{2\Delta\Delta\Delta\phi^{\text{пр.с}}}{(t_{i+1} - t_i)};$$

$$\Delta\Omega_D^{\text{пр.п}} = \frac{2\Delta\Delta\Delta\phi^{\text{пр.п}}}{(t_{i+1} - t_i)};$$

$$\Delta\Delta R^{\text{пр.с}} = \frac{\lambda^{\text{пр.с}}}{2\pi} \Delta\Delta\Delta\phi^{\text{пр.с}};$$

$$\Delta\Delta R^{\text{пр.п}} = \frac{\lambda^{\text{пр.п}}}{2\pi} \Delta\Delta\Delta\phi^{\text{пр.п}};$$

$$\Delta\dot{R}^{\text{пр.с}} = \frac{\lambda^{\text{пр.с}} \Delta\Delta\Delta\phi^{\text{пр.с}}}{\pi(t_{i+1} - t_i)};$$

$$\Delta\dot{R}^{\text{пр.п}} = \frac{\lambda^{\text{пр.п}} \Delta\Delta\Delta\phi^{\text{пр.п}}}{\pi(t_{i+1} - t_i)}.$$

Погрешности измерений двойных разностей фаз могут быть вызваны как погрешностями слежения ССН, так и погрешностями определения длин волн, мерных интервалов. Обычно случайные погрешности измерений по радиоканалам «радиомаяки-

спутники» и «спутники-пользователи» независимы, а их среднеквадратические значения одинаковы $\sigma_{\Delta\Delta\phi}^{\text{пр.с}} = \sigma_{\Delta\Delta\phi}^{\text{пр.п}} = \sigma_{\Delta\Delta\phi}$. Поэтому среднеквадратические значения погрешностей измерений радионавигационных параметров с использованием дифференциальной радиально-скоростной методики можно найти по формулам:

$$\sigma_{\Omega_D} = \frac{2\sigma_{\Delta\Delta\phi}}{(t_{i+1} - t_i)};$$

$$\sigma_{\Delta R} = \frac{\lambda}{2\pi} \sigma_{\Delta\Delta\phi};$$

$$\sigma_{\dot{R}} = \frac{\lambda \sigma_{\Delta\Delta\phi}}{\pi(t_{i+1} - t_i)}.$$

Аналогичным образом в соответствии с формулой полного дифференциала определяемых величин $\cos\theta_i^{\text{пр.с}}, \cos\theta_i^{\text{пр.п}}$ оценивается среднеквадратическая погрешность углов визирования θ_i :

$$\sigma_{\theta_i} = \frac{\lambda \sigma_{\Delta\Delta\phi}}{2\pi d |\sin\theta_i|}.$$

Таким образом, погрешность пеленгации с использованием спутникового интерферометра уменьшается с увеличением отношения сигнала к шуму, длительности мерного интервала и с уменьшением полосы слежения ССН.

С учетом приведенной выше информации о среднеквадратической погрешности фазовых измерений, равной 0,079 радиан на односекундном мерном интервале, среднеквадратическая погрешность углов визирования σ_{θ_i} спутниковым фазовым интерферометром, например, на частотах GPS составит не более 0,123 угл.сек. (на односекундном мерном интервале $d \approx 4$ км). Соответственно на мерном интервале 10 секунд погрешность составит 0,0123 угл.сек.

Рассмотрим погрешности измерения дальностей и погрешности навигационных определений спутников, пользователей, например, по радиосигналу GPS с применением дифференциальной радиально-

скоростной методики фазовых измерений навигационных параметров.

Значения искомым дальностей $R_i^{\text{пр.с}}$, $R_i^{\text{пр.п}}$ вычисляются по приращениям $\Delta R_i^{\text{пр.с}}$, $\Delta R_i^{\text{пр.п}}$ и значениям $\Omega_{\text{д}}^{\text{пр.с}}$, $\Omega_{\text{д}}^{\text{пр.п}}$, $\Delta\Omega_{\text{д}}^{\text{пр.с}}$, $\Delta\Omega_{\text{д}}^{\text{пр.п}}$, которые в свою очередь измеряются с использованием одной и той же дифференциальной радиально-скоростной методики. Поэтому их случайные погрешности зависимы и равны между собой.

Применяя принципы равного влияния погрешностей фазовых измерений на среднеквадратические значения погрешностей измерения дальностей, погрешности последних можно определить, используя выражение $\sigma_R = \sqrt{3}\sigma_{\Delta\Delta\phi}$.

Погрешности измерения дальностей, как и погрешности фазовых измерений на несущей частоте за определенные мерные интервалы, увеличиваются в $\sqrt{2}$ раз. Чтобы учесть все неучтенные или неправильно учтенные и остаточные погрешности фазовых измерений, увеличим среднеквадратическую погрешность измерения дальностей еще в два раза. Тогда

$$\sigma_R^{\text{пр.с}} \approx \frac{5\lambda^{\text{пр.с}}\sigma_{\Delta\Delta\phi}}{2\pi};$$

$$\sigma_R^{\text{пр.п}} \approx \frac{5\lambda^{\text{пр.п}}\sigma_{\Delta\Delta\phi}}{2\pi}.$$

Погрешность масштаба определения значения геоцентрической гравитационной постоянной $\mu^{\text{пр.с}}$, $\mu^{\text{пр.п}}$ на основании анализа погрешностей измерений и определений, составит на односекундном интервале

$$\begin{aligned} \Delta m_3 &= \frac{\Delta(R_3 + H)^{\text{пр.с}}}{c} = \\ &= \frac{\Delta(R_3 + H)^{\text{пр.п}}}{c} \approx 0,4 \times 10^{-10}, \end{aligned}$$

где $\Delta(R_3 + H)^{\text{пр.с}}$, $\Delta(R_3 + H)^{\text{пр.п}}$ – погрешности определения значений модулей радиус-векторов равные порядка 0,1 см; c – скорость распространения электромагнитных волн ($c = c_0$).

Соответственно на 100-секундном мерном интервале погрешность масштаба уточнения $\mu^{\text{пр.с}}$, $\mu^{\text{пр.п}}$ составит $0,4 \cdot 10^{-12}$, а на

10000-секундном мерном интервале ($\sim 2,7$ часа) погрешность составит $0,4 \cdot 10^{-14}$. В этом случае погрешность определения модуля радиус-вектора (вектора положения фазового центра антенн) спутников системы GPS составит 0,0001 мм.

Смысл определения численного значения геоцентрической константы гравитационного поля, таким образом, заключается в согласовании ее со скоростью электромагнитных волн, а численные значения погрешностей определения Δm_3 характеризуют степень согласования.

Поскольку погрешности масштаба уточнения геоцентрической константы с использованием рассмотренных алгоритмов измерений и определений незначительны по сравнению с погрешностями масштабирования при создании геодезической сети, то значения $\Delta\mu$ могут быть выражены как функция погрешностей измерения дальности ΔR при дальномерных измерениях и введены в уравнения дальномерных измерений дальномерных алгоритмов решения геодезических задач.

При равенстве длин волн несущих $\lambda^{\text{пр.с}} = \lambda^{\text{пр.п}} = 19$ см среднеквадратическое значение погрешности определения дальностей между фазовыми центрами антенн радиомаяков-спутников, спутников-пользователей равно 1,2 см. Соответственно предельное значение погрешности измерения дальностей ($3\sigma_R$) равно 3,6 см.

Среднеквадратическая погрешность навигационных определений при применении дальномерной методики, определяется как произведение предельных значений среднеквадратической погрешности измерения навигационного параметра (дальности) на соответствующее значение геометрического фактора (ГФ). Принимая номинальную величину ГФ равной 3...5, предельная среднеквадратическая погрешность навигационных определений пользователей при применении дальномерной методики соответственно составит (10,8...18) см (без учета погрешностей определения координат местоположения фазовых центров антенн спутников).

В случае применения этой же дальномерной методики для определения координат спутников (эфемерид), предельное зна-

чение погрешности определения местоположения пользователей соответственно составит (15,23...25,4) см, то есть увеличится в $\sqrt{2}$ раз.

Измерения приращений фаз (приращеня дальностей) в АП с применением цифровых ССН производятся с использованием дифференциальной радиально-скоростной методики с двойным усреднением результатов измерений. Поэтому в навигационных системах уравнений отсутствуют погрешности, обусловленные расхождением шкал времени пользователей и спутников. Следовательно, для определения координат местоположения и составляющих вектора скорости пользователей GPS с применением алгоритмов автономного функционирования достаточно, чтобы в зоне радиовидимости каждого пользователя находилось не менее одного-трех спутников, а в зоне радиовидимости каждого спутника размещалось не менее одного-трех радиомаяков в зависимости от выбранного алгоритма решения навигационной задачи.

Для уменьшения случайных составляющих погрешностей навигационных определений и погрешностей, обусловленных шумом, необходимо увеличивать размеры базовых расстояний d (мерных интервалов) и соотношение P_c/N_0 (отношение мощности сигнала к мощности шума) и уменьшать ширину полосы слежения ССН $B_{\text{ССН}}$.

Глобальный дефект увеличения вертикальной составляющей погрешности определения местоположения пользователей за счет различия радиус-векторов, который может быть интерпретирован как следствие ошибок в знании высоты антенн (ошибок их учета), так и за счет неточного знания формы и размеров Земли, а также динамики поверхности Земли и океанов, вызванной природными явлениями, в представленных алгоритмах устраняется путем использования в системах навигационных уравнений значений радиус-векторов $(R_3 + H)$ и $(R_3 + h_{\text{П}})$, измеренных непосредственно во время навигационных сеансов.

Рассмотрим погрешность определения угловой ориентации пользователей в пространстве. Погрешности установления функциональных зависимостей определяются погрешностями измерений спутниковыми

линейными интерферометрами углов визирования θ_i и составляют на мерных интервалах 1 с и 10 с $5,975 \cdot 10^{-7}$ и $5,975 \cdot 10^{-8}$ радиан соответственно. Учитывая, что процесс вычисления значений направляющих косинусов геоцентрического радиус-вектора $(R_3 + H)$ и радиус-вектора положения пользователей $(R_3 + h_{\text{П}})$ вносит дополнительную погрешность $\sqrt{2}$, среднеквадратические значения погрешностей определения углов $\sigma_{\alpha_{(R_3+H)}} = \sigma_{\beta_{(R_3+H)}} = \sigma_{\gamma_{(R_3+H)}}$ и $\sigma_{\alpha_{(R_3+h_{\text{П}})}} = \sigma_{\beta_{(R_3+h_{\text{П}})}}$, $\sigma_{\gamma_{(R_3+h_{\text{П}})}}$ на мерных интервалах 1 и 10 секунд соответственно составят $8,42 \cdot 10^{-7}$; $8,42 \cdot 10^{-8}$ и $1,19 \cdot 10^{-6}$; $1,19 \cdot 10^{-7}$ радиан. Это значит, что с такими средними погрешностями соответствующие радиус-векторы привязаны к осям геоцентрической системы координат, в том числе и к меридиану, направленному на север. То есть среднеквадратическое значение погрешности определения направления истинного меридиана с использованием спутниковых линейных интерферометров составит $1,19 \cdot 10^{-6}$ радиан (0,258 угл.сек.) на мерном интервале 1 с и $1,19 \cdot 10^{-7}$ радиан (0,0258 угл.сек.) на мерном интервале 10 с. Следовательно, предельная погрешность определения поправки курсоуказания спутниковыми интерферометрами с использованием приема спутниковых радиосигналов на одну слабонаправленную антенну на мерном интервале 1 с составит 1 угл.сек. Соответственно, на мерном интервале 10 с предельная погрешность поправки курсоуказания составит 0,1 угл.сек.

Значения среднеквадратических погрешностей навигационных определений, определения радиальной скорости спутников, угловых скоростей и угловых ускорений спутников относительно осей геоцентрической системы координат, а также значения среднеквадратических погрешностей определения угловых скоростей пользователей относительно осей топоцентрической системы координат определяются выражениями:

$$\begin{aligned}\sigma X_{\text{П}} &= (R_3 + h_{\text{П}}) \left| \sin \alpha_{(R_3+h_{\text{П}})} \right| \sigma \alpha_{(R_3+h_{\text{П}})}; \\ \sigma Y_{\text{П}} &= (R_3 + h_{\text{П}}) \left| \sin \beta_{(R_3+h_{\text{П}})} \right| \sigma \beta_{(R_3+h_{\text{П}})}; \\ \sigma Z_{\text{П}} &= (R_3 + h_{\text{П}}) \left| \sin \gamma_{(R_3+h_{\text{П}})} \right| \sigma \gamma_{(R_3+h_{\text{П}})};\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\sigma X_{iC} &= (R_3 + H) \left| \sin \alpha_{(R_3+H)} \right| \sigma \alpha_{(R_3+H)}; \\ \sigma Y_{iC} &= (R_3 + H) \left| \sin \beta_{(R_3+H)} \right| \sigma \beta_{(R_3+H)}; \\ \sigma Z_{iC} &= (R_3 + H) \left| \sin \gamma_{(R_3+H)} \right| \sigma \gamma_{(R_3+H)}; \\ \sigma \dot{X}_{iC} &= V_{np.c} \left| \sin \alpha_{(R_3+H)} \right| \sigma \alpha_{(R_3+H)}; \\ \sigma \dot{Y}_{iC} &= V_{np.c} \left| \sin \beta_{(R_3+H)} \right| \sigma \beta_{(R_3+H)}; \\ \sigma \dot{Z}_{iC} &= V_{np.c} \left| \sin \gamma_{(R_3+H)} \right| \sigma \gamma_{(R_3+H)};\end{aligned}$$

$$\sigma \ddot{\alpha}_{iC} = \frac{V_{np.c}}{(R_3 + H)^{np.c}} \left| \sin \alpha_{(R_3+H)} \right| \sigma \alpha_{(R_3+H)};$$

$$\sigma \ddot{\beta}_{iC} = \frac{V_{np.c}}{(R_3 + H)^{np.c}} \left| \sin \beta_{(R_3+H)} \right| \sigma \beta_{(R_3+H)};$$

$$\sigma \ddot{\gamma}_{iC} = \frac{V_{np.c}}{(R_3 + H)^{np.c}} \left| \sin \gamma_{(R_3+H)} \right| \sigma \gamma_{(R_3+H)};$$

$$\sigma \ddot{\alpha}_{iC} = \left(\frac{V_{np.c}}{(R_3 + H)^{np.c}} \right)^2 \sigma \alpha_{(R_3+H)};$$

$$\sigma \ddot{\beta}_{iC} = \left(\frac{V_{np.c}}{(R_3 + H)^{np.c}} \right)^2 \sigma \beta_{(R_3+H)};$$

$$\sigma \ddot{\gamma}_{iC} = \left(\frac{V_{np.c}}{(R_3 + H)^{np.c}} \right)^2 \sigma \gamma_{(R_3+H)};$$

$$\sigma_{\alpha_{(R_3+h_{\Pi})}} = \frac{\sigma_{X_{\Pi}}}{\left| \sin \alpha_{(R_3+h_{\Pi})} \right| (R_3 + h_{\Pi})};$$

$$\sigma_{\beta_{(R_3+h_{\Pi})}} = \frac{\sigma_{Y_{\Pi}}}{\left| \sin \beta_{(R_3+h_{\Pi})} \right| (R_3 + h_{\Pi})};$$

$$\sigma_{\gamma_{(R_3+h_{\Pi})}} = \frac{\sigma_{Z_{\Pi}}}{\left| \sin \gamma_{(R_3+h_{\Pi})} \right| (R_3 + h_{\Pi})}.$$

Средние значения предельных погрешностей навигационных определений при отношении $P_C / N_0 = 35$ дБ·Вт без учета влияния отклонений значений геоцентрической гравитационной постоянной

Таблица 1

| Характеристики | Значения мерных интервалов ($t_{i+1} - t_i$), с; ширина полос слежения ССН ($B_{ССН}$), Гц | | | |
|--|---|------------------------|------------------------|-------------------------|
| | 1; 20 | 1; 2 | 10; 20 | 10; 2 |
| Погрешности определения координат местоположения пользователей (3σ) $X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$ и составляющих вектора скорости (3σ) $\dot{X}_{\Pi}, \dot{Y}_{\Pi}, \dot{Z}_{\Pi}$: с использованием дальномерного метода координат, м скорости, м/с | 0,25 0,01 | 0,025 0,001 | 0,025 0,001 | 0,0025 0,0001 |
| с применением алгоритма угломерного метода координат, м скорости, м/с | 16 0,01 | 1,6 0,001 | 1,6 0,001 | 0,16 0,0001 |
| Погрешности определения угловой скорости и ускорения спутников относительно осей геоцентрической системы координат (3σ): скорости, угл.сек./с ускорения, угл.сек. ² /с | 10^{-4} 10^{-8} | 10^{-5} 10^{-9} | 10^{-5} 10^{-9} | 10^{-6} 10^{-10} |
| Погрешности определения угловой скорости пользователей (3σ) относительно осей геоцентрической системы координат, угл.сек./с ² | 10^{-2} | 10^{-3} | 10^{-3} | 10^{-4} |
| Погрешности определения поправки курсоуказания пользователей (3σ), угл.сек./с | 1 | 0,1 | 0,1 | 0,01 |

Примечание. Планируемая достижимая погрешность определения местоположения пользователей с использованием навигационных радиосигналов GPS составляет 0,25 м.

Средние значения предельных погрешностей навигационных определений с применением алгоритма угломерного и дальномерного методов в зависимости от отношения мощности сигнала к спектральной плотности мощности шума P_c / N_0 приведены в таблице 1.

Необходимо помнить, что точность измерений точными измерительными средствами не выше, чем точность используемого метода.

Заключение

Основными преимуществами разработанных алгоритмов функционирования спутниковых систем перед алгоритмами эксплуатируемой в настоящее время специализированной системы GPS является возможность предоставления пользователям-абонентам услуг автономного и мгновенного позиционирования, услуг геодезии, связи, наблюдения и управления, определения угловой ориентации в пространстве и поправки курсоуказания путем приема спутниковых радиосигналов на слаботрахованную антенну.

Разработанные алгоритмы обеспечивают высокую точность навигационных определений, достоверность, помехоустойчивость, надежность, экономическую эффективность и рыночную привлекательность, а также позволяют эффективно использовать невостребованный мировой ресурс, каким является радиочастотный спектр и спутниковые орбиты. Благодаря этим алгоритмам возможно создание перспективной глобальной многофункциональной интегрированной спутниковой системы, которая предоставит массовому пользователю комплексные услуги в любой географической точке, в любое время суток, при помощи одного универсального, простого, дешевого и малогабаритного прибора.

Литература

1. Казаринов Ю.М., Коломенский Ю.А. и др. Радиотехнические системы. – М.: Советское радио, 1968.
2. Цифровые радиоприемные системы. Справочник под редакцией М.И. Жодзишского. – М.: Радио и связь, 1990.
3. Армионов А.Н. Способ определения местоположения составляющих вектора скорости фазовых центров антенн спутниковых источников навигационных сигналов и фазовых центров антенн навигационной аппаратуры пользователей спутниковых радионавигационных систем. Патент № 2210788(МКП G01S 5/00, 2001,RU).
4. Армионов А.Н. Способ автономного мгновенного определения пользователями-абонентами координат местоположения, составляющих вектора скорости, угловой ориентации в пространстве и пеленга по фазе несущей радиосигналов наземных радиомаяков, ретранслируемых спутниками. Патент № 2286584 (МКП G01S 5/14, 2004,RU).
5. Армионов Н.Е., Армионов А.Н. Способ глобальной съемки карты гравитационного поля Земли и спутниковая система для ее реализации. Заявка № 2009 106365/28 от 24 февраля 2009 г.
6. Выгодский М.Я. Справочник по математике. – М.: Наука, 1980.
7. Шебшаевич В.С. Введение в теорию космической навигации. – М.: Радио и связь, 1971.
8. Армионов Н.Е., Армионов А.Н. Тенденция и особенности развития спутниковых систем // Авиакосмическая техника и технология, № 1, 2011.
9. Армионов Н.Е., Армионов А.Н. Алгоритмы кинематического метода определения дальности // Авиакосмическая техника и технология, № 2, 2011.