УДК 629.197
DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.2.067-091

Д. А. КОШАЕВ

ПРОБЛЕМЫ ИЗБЫТКА И НЕДОСТАТКА ИЗМЕРЕНИЙ ГНСС В СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗАДАЧАХ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ

Рассматриваются четыре задачи вторичной обработки измерений глобальных навигационных спутниковых систем, нетривиальность которых вызвана либо значительным объемом доступной информации и ограниченными вычислительными ресурсами бортовой аппаратуры, либо скудостью и фрагментарностью поступающих данных. Излагаются теоретические основы предлагаемых решений. Приведены результаты экспериментальной апробации.

Ключевые слова: задачи вторичной обработки измерений ГНСС, экспериментальная апробация.

Введение

Модернизируемые глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) ГЛОНАСС, GPS совместно с новыми ГНСС Galileo, BeiDou, региональными системами (QZSS, IRNSS), а также геостационарными широкозонными дополнениями (СДКМ, EGNOS, WAAS, MSAS) открывают возможность единовременно наблюдать до 40-50 навигационных спутников (НС). С учетом расширенного набора частот у Galileo и модернизируемых ГЛОНАСС, GPS становится понятно, что общее количество доступных сигналов в ближайшем будущем будет исчисляться сотнями. У многих современных приемников число измерительных каналов превышает 200 [1–3]. В расчете на перспективные системы и сигналы уже выпускаются приемники с более чем 800 каналами [1]. Обилие сигналов повышает точность навигации в стесненных условиях (город, каньон, складки горной местности) и надежность контроля целостности поступающей информации. Следует заметить, что количественное наращивание группировки НС сопровождается улучшением качества работы систем, в частности, повышается стабильность шкал времени, снижается погрешность эфемеридной информации.

Дополнительная информация от ГНСС – это благо с точки зрения конечного потребителя, но она создает новые трудности с реализацией бортовых алгоритмов вторичной обработки. Эти трудности возрастают с переходом на повышенные частоты выработки показаний ГНСС-приемников (до 100 Гц у Javad, NovAtel [1, 2]). Немалую роль играет и коммерческий фактор – желание обойтись без мощных дорогостоящих вычислителей. Отказ от использования части данных ГНСС представляется неконструктивным, так как при этом нивелируются преимущества избыточного количества информации и снижается надежность решений.

Кошаев Дмитрий Анатольевич. Доктор технических наук, ведущий научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Статья по докладу на 7-й мультиконференции по проблемам управления, 2014 г.

В то же время, несмотря на количественное и качественное развитие ГНСС, полностью не исчезнут проблемы, связанные с недостаточностью спутниковых данных в условиях ограниченной радиовидимости. Так, актуальной остается проблема спутниковой навигации в окружении плотной городской застройки, когда доступные для наблюдения НС расположены в узкой полосе над проезжей частью. Наиболее надежным способом поддержания точности в стесненных условиях остается сильносвязанная интеграция приемников спутниковой навигации и инерциальных модулей с применением фильтра Калмана (ФК) [4, 30]. Эта тема развивается на протяжении десятков лет и подробно здесь не рассматривается. Помимо инерциального модуля интеграция приемников ГНСС может осуществляться с одометром, магнитометром, электронной картой [6]. Комплексирование также возможно с информацией от вышек сотовой связи и источников сигналов WiFi. Ассистирующие службы (A-GNSS), поставляющие потребителю служебную информацию, дают ему возможность сформировать измерения из сигнала пониженной мощности.

Настоящая статья посвящена четырем другим задачам вторичной обработки данных ГНСС при их более чем достаточном или, наоборот, сокращенном объеме. К первой категории относятся:

- исключение неоднозначности всех имеющихся фазовых измерений,
- обнаружение и изоляция нарушений в полном массиве доступных измерений.

Ко второй категории относятся:

- определение курса по фазовым многоантенным измерениям в стесненных условиях
- оценивание координат и скорости геостационарного спутника на основе модели его возмущенного движения и измерений ГНСС.

Выбор именно этих задач определяется непосредственным участием автора в их решении. Некоторые из предложенных решений уже используются в исследованиях и аппаратуре, изготавливаемой АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Так, алгоритмы исключения неоднозначности применяются в инерциально-спутниковых двухантенных системах «Вега» и «ИСОН-1» [5]. Также они востребованы при обработке данных аэрогравиметрических съемок в части компенсации вертикального ускорения в показаниях гравиметра [7, 8]. Кроме того, на их основе разрабатывается математическое обеспечение задачи определения курса по фазовым измерениям ГНСС от двухантенного модуля с поддержкой со стороны гравиметра данными об углах качки и составляющих угловой скорости. Такой курс требуется для эффективного управления гироплатформой гравиметра.

Исключение неоднозначности всех имеющихся фазовых измерений

Увеличение числа доступных НС и частот сигналов от каждого из них должно особенно обрадовать потребителей относительных навигационных решений, получаемых на основе измерений фазы несущей (RTK-решения). То же можно сказать о пользователях многоантенных угломерных систем. С ростом числа измерений повышается надежность исключения фазовой неоднозначности, но в то же время обостряется проблема вычислительных ресурсов, необходимых для решения этой нетривиальной задачи, которое даже для одночастотных измерений одной ГНСС нереально путем непосредственного перебора целочисленных значений периодов фазы. В АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» разработаны алгоритмы, обеспечивающие эффективное разрешение фазовой неоднозначности в задачах относительной навигации и определения ориентации [9–11]. С одной стороны, в них использованы наиболее удачные известные приемы для исключения неоднозначности, в частности LAMBDA-преобразование [12], а с другой – применяются нововведения с более рациональной по сравнению с существующими аналогами организацией перебора целого числа периодов при последовательном сужении области поиска наиболее вероятных значений. Алгоритмы предусматривают как независимое использование измерений ГНСС, так и интеграцию с данными других измерителей, например инерциального модуля.

Дадим обобщенную формулировку задач относительной навигации и определения ориентации. По существу, в них требуется оценить вектор состояния

$$x_k = \Phi_k x_k + w_k \tag{1}$$

по измерениям вида

$$z_k = H_k x_k + \Lambda N + v_k\,, \tag{2}$$

где Φ_k, H_k, Λ – известные матрицы; w_k, v_k – чисто случайные последовательности с известными ковариационными матрицами; N – случайный m-мерный вектор, компоненты которого принимают целочисленные значения.

Уравнение вектора состояния (1) в задаче относительной навигации описывает погрешности в знании антенной базы бортового и базового приемников – подразумевается наличие априорной модели динамики объекта или дополнительных по отношению к приемнику спутниковой навигации данных о расположении бортовой и базовой антенн. В простейшем случае x_k может представлять собой чисто случайную последовательность. В задаче определения ориентации уравнение (1) служит для описания погрешностей в знании баз многоантенной системы либо самих антенных баз в системе координат, связанной с объектом. Очевидно то, что оценивание антенных баз или их погрешностей в географических осях с учетом известного расположения антенн на объекте дает возможность определить ориентацию объекта. В обеих задачах x_k может включать погрешности дополнительных измерительных средств, а также небелошумные помехи измерений ГНСС.

Вектор измерений (2) в задаче относительной навигации формируется из невязок вторых или первых разностей кодовых и фазовых измерений, рассчитанных по приближенным оценкам координат бортового и базового приемников с учетом поправок на разновременность выработки измерений бортовым и базовым приемниками, а также ранее разрешенной неоднозначности. При определении ориентации это могут быть сами первые или вторые разности измерений ГНСС либо, как и для относительной навигации, их невязки. Отметим, что первые и вторые разности формируются среди измерений каждой отдельной ГНСС, поскольку их шкалы времени не совпадают.

Матрица H_k определяется направляющими косинусами используемых НС и структурой небелошумных помех. Строки матрицы Λ для кодовых и для фазовых измерений с уже разрешенной неоднозначностью состоят из нулей, а для неоднозначных фазовых измерений содержат соответствующие значения длины волны несущей. Компонентами вектора N в уравнении (2) являются подлежащие определению целые значения периодов фазовых измерений.

Доказано, что задача может решаться в два этапа [9–11, 29]. На первом этапе, который называется плавающим (float) решением, вектор N оценивается без учета целочисленного характера компонент. Это делается с помощью ФК, оценивающего совместно векторы x и N. На втором этапе он называется фиксированным (fixed) решением, отыскивается такое значение вектора N в m-мерном пространстве целых чисел $\mathbb{Z}^m$, для которого апостериорная вероятность максимальна. Этот этап – наиболее трудоемкая часть решения. Здесь особенно остро стоит проблема сокращения вычислительных затрат.

После однозначного определения целочисленного вектора N получение оценки вектора состояния x выполняется в предположении, что найденное значение N является истинным.

На втором этапе наиболее вероятное целочисленное значение N^* при решении задачи относительной навигации может быть получено в результате минимизации

$$N^* = \arg \min_{N \in \mathbb{Z}^m} \underbrace{(N - \widehat{N})^{\mathrm{T}} P_N^{-1} (N - \widehat{N})}_{q}, \tag{3}$$

где $\widehat{N}$, P_N – оценка и ковариационная матрица ее ошибок, полученные ФК на первом этапе. В задаче определения ориентации по многоантенной системе имеется возможность использовать информацию о длинах антенных баз. Так, для двухантенной системы с вектором состояния x, представляющим собой трехмерный вектор антенной базы, введено дополнительное измерение вида $\zeta = |x| + \varepsilon$, где ε – центрированная гауссовская погрешность в знании длины x с дисперсией σ_ε^2, и обосновано следующее выражение для N^* [11]:

$$N^* = \arg \min_{N \in \mathbb{Z}^m} \underbrace{\left[(N - \widehat{N})^{\mathrm{T}} P_N^{-1} (N - \widehat{N}) + (\zeta - |\check{x}(N)|)^2 / \check{\sigma}_\zeta^2\right]}_{q}, \tag{4}$$

где $\check{x}(N)$ – оценка вектора x, полученная по измерениям (2) в предположении, что N является истинным значением, $\check{\sigma}_\zeta^2 = \check{x}(N)^T P_{x/N} \check{x}(N) / |\check{x}(N)|^2 + \sigma_\varepsilon^2$ – условная по отношению к z и N дисперсия ζ, $P_{x/N}$ – ковариационная матрица погрешности оценки $\check{x}(N)$.

На практике определение N^* происходит не напрямую по (3), (4). Вектор оценок $\widehat{N}$ и ковариационная матрица P_N подвергаются LAMBDA-преобразованию [12], которое приводит P_N к виду, близкому к диагональному. Выражения (3), (4) используются для преобразованных таким образом оценок и ковариационной матрицы. Наиболее вероятное значение N^* исходного вектора N определяется путем обратного преобразования.

Для вычисления минимизируемой в (3), (4) квадратичной формы q используется рекуррентный способ

$$q_j = q_{j-1} + (N_j - \widehat{N}_{j/j-1})^2 \Big/ \sigma_{j/j-1}^2, \quad j = \overline{1,m}, \quad q_0 = 0, \tag{5}$$

где $\widehat{N}_{1/0}=\widehat{N}_1$, $\sigma^2_{1/0}=\sigma^2_1$; $\widehat{N}_{j/j-1}$, $\sigma^2_{j/j-1}$, $j=\overline{2,m}$ – условные по отношению к вектору $\overline{N}_{j-1}=(N_1,...N_{j-1})^{\mathrm{T}}$ математическое ожидание и дисперсия компоненты N_j, которые определяются исходя из $\widehat{N}$ и P_N. Применительно к (3) $q=q_m$, тогда как для получения *q*, минимизируемой в (4), после (5) следует вычислить $q=q_m+(\zeta-|\check{x}(N)|)^2/\sigma^2_\zeta$.

Естественно, на практике поиск значений (3), (4) выполняется не во всем целочисленном пространстве $\mathbb{Z}^m$, а лишь в ограниченной области, где минимизируемая величина *q* не выходит за некоторый порог $\overline{q}$. Значение порога $\overline{q}$ в ходе перебора значений *N* может уменьшаться. Но и при таких ограничительных мерах целочисленный перебор представляет собой реальную вычислительную проблему. В [11] были предложены оригинальные приемы, позволяющие более рационально по сравнению с существующими методами использовать вычислительные ресурсы при выполнении перебора целочисленных компонент вектора *N*. В этой же работе проводятся сопоставления известных способов организации целочисленного перебора с предложенным.

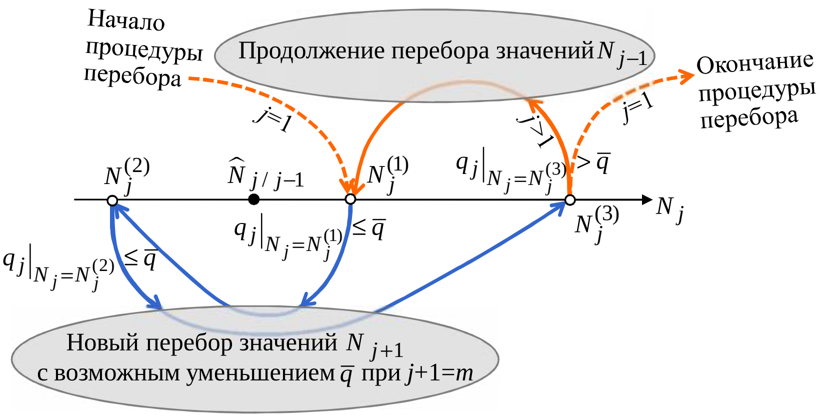

Рис. 1. Схема перебора значений N_j (*j*<*m*)

Процедура перебора значений *N* начинается с N_1. В ходе перебора номер *j* рассматриваемой на данный момент компоненты может многократно увеличиваться и уменьшаться. Завершение процедуры, как и начало, происходит при *j*=1, когда становится ясным, что все представляющие интерес значения вектора *N* учтены и проанализированы. На рис. 1 показано, как выполняется перебор значений *j*-й компоненты. Здесь применяется нумерация целочисленных компонент вектора *N*, которая вводится по аналитическому правилу:

$$N_j^{(s_j)}=\begin{cases}\langle\widehat{N}_{j/j-1}\rangle, \text{при } s_j=1;\\ N_j^{(s_j-1)}+(-1)^{s_j}(s_j-1), \text{при } s_j>1 \text{ и } (N_j^{(1)}-\widehat{N}_{j/j-1})<0;\\ N_j^{(s_j-1)}+(-1)^{s_j-1}(s_j-1), \text{при } s_j>1 \text{ и } (N_j^{(1)}-\widehat{N}_{j/j-1})\ge 0,\end{cases} \quad (6)$$

где $s_j = 1, 2, \ldots$ номер значения N_j, $\langle \cdot \rangle$ – операция округления до ближайшего целого числа. С помощью этой нумерации значения компонент *N* автоматически сортируются по мере их удаления от центра интервала перебора (см. рис. 1). Поскольку q_j увеличивается с ростом номера s_j значения N_j, первым рассматривается $N_j^{(1)}$, а затем – $N_j^{(2)}, N_j^{(3)}$ и т.д. до тех пор, пока выполняется неравенство $q_j\big|_{N_j = N_j^{(s_j)}} \le \bar{q}$. Введенная нумерация избавляет от необходимости многократного расчета границ перебираемых значений N_j, требующих извлечения квадратного корня. Вместе с тем правило (6) позволяет обойтись без сортировки и сохранения в памяти больших массивов отсортированных компонент, а также позволяет избежать пересчета каких-либо промежуточных результатов при изменении порога $\bar{q}$.

В процессе перебора с изменением номера *j* рассматриваемой компоненты условные оценки $\widehat{N}_{j/j-1}$ не пересчитываются заново. Они вычисляются с учетом полученных ранее промежуточных результатов для компонент *N*, не претерпевших изменения.

При обнаружении значения *N*, для которого справедливо $q \le \bar{q}$, порогу $\bar{q}$ может быть присвоено значение *q*. Это уже известный прием, позволяющий последовательно сужать область целочисленного перебора, но он более органично встраивается в предлагаемую процедуру на основе нумерации по правилу (6).

Исключение неоднозначности состоит не только в поиске значения N^*, но, что не менее важно, и в оценке его достоверности. В качестве меры достоверности служит апостериорная (условная к вектору $\bar{z}_k$ накопленных измерений) вероятность $g^* = \mathbf{P}(N = N^* \mid \bar{z}_k)$ либо ее отношение ко второй по величине вероятности g^{**}. Отношение g^* / g^{**} вычисляется проще. В случае если g^* или g^* / g^{**} достигает порога, значение N^* принимается за истинное и для этого предположения вычисляется оценка вектора состояния *x*.

Таким образом, процедура исключения неоднозначности состоит из двух частей: первая часть – поиск N^*, вторая – оценка достоверности на основе g^* либо g^* / g^{**}. Причем во второй части уже по промежуточным результатам выявляется ситуация, когда соответствующая характеристика достоверности не сможет превысить заданный порог. Это позволяет избежать бесполезных уточняющих расчетов, связанных с вычислением g^* и g^* / g^{**}.

В общем виде процедура исключения неоднозначности с оценкой достоверности по g^* / g^{**} схематично представлена на рис. 2. Здесь действия и переходы для первой и второй частей показаны разными цветами. Пороговое значение $\Delta\bar{q} > 0$ связано с порогом $\gamma^{\min}$ для g^* / g^{**} равенством $\Delta\bar{q} = 2 \ln \gamma^{\min}$.

При использовании g^* для оценки достоверности N^* вторая часть процедуры начинается так же, как первая (поиск N^*), но при ее выполнении используется увеличенное значение порога $\bar{q}$, которое в рассматриваемом случае не подлежит изменению. При этом после каждого обнаружения *N*, такого, что

$q \le \bar{q}$, обновляется сумма $\Sigma := \Sigma + e^{-q/2}$ начальное значение которой $\Sigma = e^{-q^*/2}$. Далее проверяется неравенство $e^{-q^*/2} \big/ \Sigma \le \bar{g}^*$, где $\bar{g}^*$ – заданный порог для апостериорной вероятности. Выполнение данного неравенства приводит к выходу из процедуры перебора с признаком недостоверности N^*.

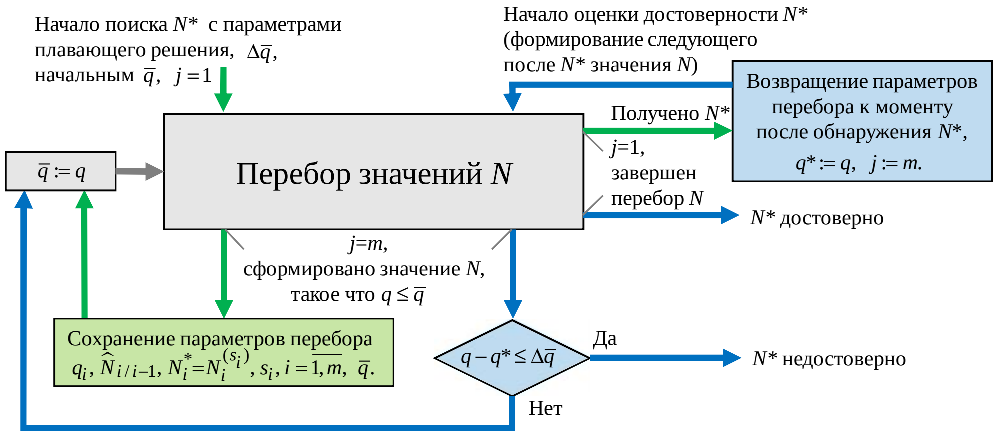

Рис. 2. Общая схема процедуры исключения неоднозначности. Зеленый цвет соответствует поиску значения N*, синий – оценке его достоверности, серый – общим для обоих частей процедуры действиям

Если в результате выполнения первой части процедуры оказывается, что N^* – это единственное найденное значение, удовлетворяющее условию $q \le \bar{q}$, при наличии достаточного ресурса времени предпринимается попытка найти конкурирующие значения N в более обширной области путем увеличения порога $\bar{q}$. В противном случае приходится довольствоваться плавающим решением, не учитывающим целочисленность N.

Обсудим кратко целесообразность применения техники бутстреппинга (bootstrapping) [29] для определения начального значения порога $\bar{q} = q(N = N^b)$ перед выполнением поиска N*. Компоненты N^b определяются путем последовательного – для $j = \overline{1,m}$ – вычисления и округления до ближайшего целого оценок $\widehat{N}_{j/j-1}$, условных к $\bar{N}_{j-1} = \bar{N}^b_{j-1}$, т.е. без какого-либо перебора и поиска. Если бы речь шла исключительно о нахождении N*, простота определения N^b дала бы значительную экономию вычислительных ресурсов. Но поскольку помимо N* интерес представляют и другие альтернативные значения N, необходимые для оценки достоверности N*, применение бутстреппинга выглядит не столь однозначно. Действительно, когда мерой достоверности служит g^* / g^{**}, поиск N* сопровождается определением второго конкурирующего значения N, которое уточняется во второй части процедуры исключения неоднозначности (см. рис. 2). В данном случае применение бутстреппинга представляется неуместным. Если оценивается g^*, бутстреппинг перед поиском N* не лишен смысла, однако, принимая во внимание значительно более высокую трудоемкость второй части процедуры с поиском всех N, отвечающих условию $q \le \bar{q}$, эффект от применения полученного по бутстреппингу порога $\bar{q} = q(N = N^B)$ в первой части процедуры с точки зрения общих затрат будет незначительным.

В настоящее время алгоритмы исключения фазовой неоднозначности находят конкретное применение в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Они внедрены в инерциально-спутниковые двухантенные системы «Вега» и «ИСОН-1» [5], а также используются для компенсации вертикального ускорения в показаниях аэрогравиметра [7, 8].

Обнаружение и изоляция нарушений в полном массиве доступных измерений

Расширение информационных потоков от ГНСС и их дополнений требует проведения более тщательного контроля их целостности, поскольку при этом повышается риск принять в качестве рабочих аномальные измерения с различного вида нарушениями, которые не учитываются в штатных алгоритмах навигационных или угломерных решений. Кроме того, возрастает число вариантов комбинированных нарушений, возможность появления которых оказывается вполне реальной. Для того чтобы осуществлять контроль целостности в реальном времени с частотой поступления измерений в десятки герц (типичной для современных ГНСС-приемников), требуется применение нересурсоемких эффективных алгоритмов, обеспечивающих своевременное обнаружение нарушений и их изоляцию, т.е. выявление и отбраковку затронутых нарушениями измерений. Для построения таких алгоритмов предложено двухэтапное решение [13]. На первом этапе используется расширенный ФК (РФК), оценивающий все возможные нарушения. На втором этапе результаты работы расширенного фильтра применяются для оценки вероятностей конкретных вариантов нарушений. При этом в отличие от классического многоальтернативного решения [14–17] удается обойтись без получения множества частных решений для каждого возможного варианта нарушений.

Основную идею предлагаемого решения поясним на упрощенной ситуации, когда факт появления некоего нарушения уже установлен и требуется его изоляция. При этом считается невозможным наличие сразу нескольких нарушений. Также исключается возможность самоустранения нарушения. Рассмотрим случайные постоянно действующие нарушения, аддитивно входящие в уравнения для *n*-мерного вектора состояния x_k и *m*-мерного вектора измерений z_k :

$$x_k = \Phi_k x_{k-1} + w_k + B_k D(\gamma)\eta , \qquad z_k = H_k x_k + C_k D(\gamma)\eta + v_k . \tag{7}$$

Отметим, что z_k может представлять собой вектор невязок измерений ГНСС относительно параметров, вычисленных по имеющимся данным о координатах, скоростях или ориентации объекта. Это могут быть априорные данные о начальном положении и динамике объекта или показания внешних по отношению к ГНСС приемнику измерительных устройств. Вектор x_k служит для описания небелошумных помех измерений и ошибок внешних приборов. Кроме того, $\eta = (\eta^1,...\eta^N)^{\mathrm{T}}$ – вектор всех возможных скалярных нарушений; Φ_k, B_k, H_k, C_k – известные матрицы; $D(\gamma)$ – диагональная матрица с диагональю, образованной из компонент вектора $\gamma = (\gamma^1,...\gamma^N)^{\mathrm{T}}$, принимающих значения 0 или 1 ($\gamma^i = 1$ передает наличие нарушения η^i). При этом лишь одна из γ^i

равна 1, а остальные – 0. Априорные вероятности нарушений $p^i = \mathbf{P}(\gamma^j = \delta^i_j,\ j = \overline{1,N})$, где δ^i_j – символ Кронекера, известны. Векторы x_0, w_k, v_k, η случайны и независимы друг от друга и от γ. Они имеют гауссовское центрированное распределение с известными ковариационными матрицами. Ковариационная матрица вектора η диагональная. Векторы w_k, v_k образуют чисто случайные последовательности.

В задаче требуется вычислить апостериорные, т.е. условные по отношению к вектору накопленных на момент k ГНСС-измерений $\bar{z}_k$, вероятности нарушений $g^i_k = \mathbf{P}(\gamma^j = \delta^i_j,\ j = \overline{1,N} \mid \bar{z}_k)$, позволяющие изолировать действующее нарушение.

Классическая схема решения такой задачи требует реализации банка N ФК [14-17], каждый из которых с учетом (7) оценивает x_k совместно с одним из нарушений η^i в предположении, что именно оно реализовалось, т.е. $\gamma^j = \delta^i_j,\ j = \overline{1,N}$.

В противовес такому трудоемкому решению предлагается применить один РФК, оценивающий вектор состояния увеличенной размерности $\bar{x}_k = (x^{\mathrm{T}}_k, \eta^{\mathrm{T}})^{\mathrm{T}}$ в предположении, что одновременно действуют все нарушения, т.е. $\gamma^j = 1$ для $j = \overline{1,N}$ и, как следствие, $D(\gamma) = E$. С точки зрения наблюдаемого процесса $\bar{z}_k$ (см. (7)) события $\gamma^j = \delta^i_j,\ j = \overline{1,N}$ и $\gamma^j = 1,\ j = \overline{1,N}, \tilde{\eta}^i = 0$, где $\tilde{\eta}^i$ – вектор, образованный из η путем исключения η^i, эквивалентны. Исходя из этого обстоятельства получена формула для вычисления апостериорных вероятностей по результатам работы РФК в предположении о независимости нарушений

$$g^i_k \propto \sqrt{\prod_{j=\overline{1,N},\, j\neq i} \sigma^2_{\eta^j} \Big/ \left| P^*_{\tilde{\eta}^i_k} \right|}\, \exp\left(-\frac{1}{2} (\hat{\tilde{\eta}}^{i*}_k)^{\mathrm{T}} (P^*_{\tilde{\eta}^i_k})^{-1} \hat{\tilde{\eta}}^{i*}_k \right) p^i, \qquad (8)$$

где $\sigma^2_{\eta^j}$ – априорная дисперсия η^j; $\hat{\tilde{\eta}}^{i*}_k$, $P^*_{\tilde{\eta}^i_k}$ – оценка $\tilde{\eta}^i$ и ковариационная матрица ее погрешности, полученные РФК.

Согласно выражению (8) для получения апостериорных вероятностей g^i_k необходимо вычислить обратные к $P^*_{\tilde{\eta}^i}$ матрицы и определители этих матриц для всех $i = \overline{1,N}$. Для таких вычислений требуется порядка N^4 операций умножения, что при больших N может существенно снизить эффективность данного решения. Однако этой трудности можно избежать, если использовать достаточно простое преобразование $\left(P^*_{\eta}\right)^{-1}$ и $\left|P^*_{\eta}\right|$, обоснованное в [13].

Чтобы выполнить это преобразование, нужно сформировать обратную ковариационную матрицу $\left(P^*_{\bar{\eta}^i}\right)^{-1}$ ошибок оценок РФК для вектора $\bar{\eta}^i = \left((\tilde{\eta}^i)^{\mathrm{T}}, \eta^i \right)^{\mathrm{T}}$. Примечательно, что для получения этой матрицы вычисления не требуются – достаточно просто переставить *i*-ю строку и *i*-й столбец матрицы $\left(P^*_\eta\right)^{-1}$ на нижний и правый край соответственно. Для получения необходимых в (8) матрицы $\left(P^*_{\tilde{\eta}^i}\right)^{-1}$ и определителя $\left|P^*_{\tilde{\eta}^i}\right|$ целесообразно использовать простые соотношения:

$$\left(P^*_{\tilde{\eta}^i}\right)^{-1} = \Theta_{\tilde{\eta}^i} - \Theta_{\tilde{\eta}_i,\eta_i}\Theta^T_{\tilde{\eta}_i,\eta_i} \Big/ \Theta_{\eta_i}\,, \qquad \left|P^*_{\tilde{\eta}^i}\right| = \left|P^*_\eta\right|\Theta_{\eta^i}\,, \tag{9}$$

где $\Theta_{\tilde{\eta}^i}$ – верхний $(N-1)\times(N-1)$ диагональный блок матрицы $\left(P^*_{\tilde{\eta}^i}\right)^{-1}$, $\Theta_{\tilde{\eta}^i\eta^i}$ – верхний правый $(N-1)\times 1$ блок этой матрицы, Θ_{η^i} – нижний диагональный элемент $\left(P^*_{\tilde{\eta}^i}\right)^{-1}$. Обращаем внимание, что при использовании (9) для вычисления $\left(P^*_{\tilde{\eta}^i}\right)^{-1}$ операции умножения требуются только для вычисления произведения $\Theta_{\tilde{\eta}^i,\eta^i}\Theta^{\mathrm{T}}_{\tilde{\eta}^i,\eta^i} / \Theta_{\eta^i}$, в котором участвуют матрицы-векторы $\Theta_{\tilde{\eta}^i,\eta^i}$, тогда как определитель $\left|P^*_{\tilde{\eta}^i}\right|$ можно получить в результате всего одного умножения. Применение (9) позволяет избежать значительных вычислительных затрат при определении вероятностей g^i с использованием результатов работы РФК.

Таким образом, на основе РФК без потери оптимальности вычисляются те же характеристики состояния совокупности измерений, которые определяются с помощью банка ФК для отдельных нарушений. Преимущество предложенного метода достаточно очевидно: вместо *N* ФК, оценивающих (*n*+1)-мерный вектор, применяется один РФК, оценивающий вектор размерности *n*+*N*. Чем выше размерность вектора состояния *n*, тем более существенное сокращение вычислительных затрат дает применение РФК. При малых *n* более экономичным может оказаться применение не одного, а нескольких РФК, каждый из которых предполагает действие своей группы нарушений.

Далее рассмотрим более общую задачу обнаружения и изоляции нарушений, предполагающую, что массив одномоментных измерений ГНСС может находиться в номинальном состоянии – гипотеза $h^0:\ \gamma = 0$, либо в аномальном состоянии с одним из *N* нарушений – гипотезы $h^i:\ \gamma^j = \delta^i_j,\ j = \overline{1,N}$. Кроме того, с известными вероятностями допускаются переходы $h^0 \to h^i,\ i = \overline{1,N}$, и обратно.

Традиционное решение такой задачи сводится к построению банка из 3*N*+1 взаимодействующих друг с другом ФК для всех возможных переходов между гипотезами на двух соседних шагах решения (см. рис. 3, слева). При этом на каждом *k*-м шаге вычисляются апостериорные вероятности гипотез $g^0_k, g^i_k, i = \overline{1,N}$, а также оценки векторов $\chi^i_k = (x^{\mathrm{T}}_k, \eta^i)^{\mathrm{T}}$ с соответствующими ковариационными матрицами для $i = \overline{1,N}$. Характеристики для полных цепочек переходов между состояниями здесь не определяются, так как их число с течением времени неограниченно увеличивается.

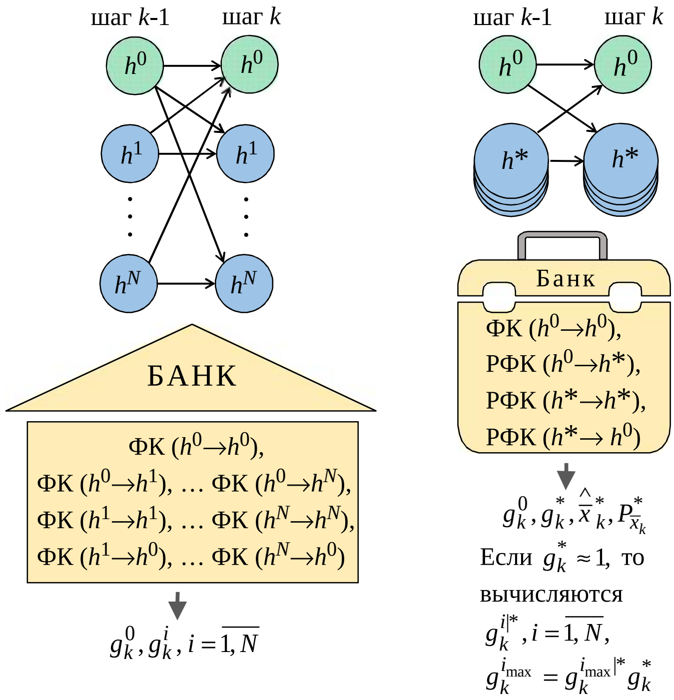

Рис. 3. Классическое решение на основе банка частных ФК (*слева*)
и предлагаемое решение на основе РФК (*справа*)

Вместо такого трудоемкого решения, как и при постоянно действующих нарушениях, предлагается использовать РФК и ограничиться всего двумя гипотезами h^0 и h^*. Гипотеза h^* предполагает наличие любой комбинации нарушений в совокупности единовременных измерений ГНСС. Состав банка и процедура обработки результатов, вырабатываемых входящими в него четырьмя фильтрами, здесь существенно проще (см. рис. 3, справа).

При $g_k^* \approx 1$ с помощью (8) рассчитываются условные по отношению к h^* вероятности отдельных нарушений $g_k^{i|*} = \mathbf{P}(\gamma^j = \delta_j^i,\ j = \overline{1, N} \mid \bar{z}_k, h^*)$. Для нарушения $i = i_{\max}$ с наибольшей $g_k^{i|*}$ вычисляется безусловная апостериорная вероятность $g_k^i = \mathbf{P}(\gamma^j = \delta_j^i,\ j = \overline{1, N} \mid \bar{z}_k) = g_k^{i|*} g_k^*$, а при необходимости – и оценка $\hat{\chi}_k^i$ с ковариационной матрицей ее погрешности $P_{\chi_k^i}$. Такую схему решения можно использовать и для нескольких составных гипотез $h^{1*}, h^{2*} \ldots$ о нарушениях в ГНСС-измерениях.

Представленное решение для одиночных нарушений в измерениях ГНСС нетрудно применить и для определения комбинированных нарушений. В этом случае i-й гипотезе сопоставляется определенный набор γ^j, равных 1. Для таких нарушений в (8) под $\tilde{\eta}^i$ следует понимать вектор, образованный из η путем исключения компонент, номерам j которых соответствуют γ^j, равные 1, а в произведении дисперсий $\sigma^2_{\eta^j}$ индекс *j* пробегает значения от 1 до *N*, за исключением тех *j*, для которых $\gamma^j = 1$.

Предложенное решение допускает также обобщение, когда аддитивные нарушения представляют собой не просто постоянные смещения, а некоторые квазидетерминированные функции. В этом случае под η^i следует понимать вектор параметров, определяющих функцию, которая описывает соответствующее нарушение.

Эффективность данного решения была подтверждена в условиях избыточной навигационной информации на примере навигационного комплекса с двумя инерциальными системами [13]. Его применение в интересах диагностики нарушений среди измерений ГНСС в связи с увеличением их количества представляется весьма перспективным.

Отметим, что рассмотренное решение относится к классу инерционных, используя не одномоментный набор измерений, как при безынерционном подходе, а их реализации на некотором интервале времени. Наряду с очевидными преимуществами: больший объем полезной информации, учет предыстории событий – инерционное решение обладает и недостатками: уязвимостью к несоответствию модели динамики вектора состояния реальному поведению помех измерений и ошибок внешних датчиков, необходимостью идентификации и тонкой настройки этой модели, а также более значительными вычислительными затратами, несмотря на меры по их сокращению. В настоящее время предпочтение отдается безынерционным методам контроля целостности, как более простым, робастным и универсальным. Представленное решение может использоваться как резервное или уточняющее в случае отсутствия или неоднозначности результатов безынерционного решения.

Определение курса по фазовым многоантенным измерениям в стесненных условиях

Недостаточность единовременно наблюдаемых НС приходится преодолевать в приложениях, связанных с определением курса по фазовым многоантенным измерениям ГНСС, например, на буровых установках и платформах, где верхняя полусфера в значительной степени перекрывается вышками, антеннами и другими строениями и оборудованием. В ходе проведения буровых работ курс нужен для выставки скважинного прибора гироинклинометра.

В АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» разработан алгоритм определения курса в подобных условиях [18, 19]. Его отличительной особенностью является получение курсового решения после исключения неоднозначности сразу для всей совокупности фазовых измерений, полученных от начала решения, без необходимости одновременного наблюдения полного или избыточного числа НС. Снятие этого требования существенно расширяет возможность определения курса при наблюдаемости НС лишь в некоторой части верхней полусферы. Наряду с этим новым свойством в алгоритме используются описанные выше приемы для исключения неоднозначности фазовых измерений. На рис. 4 представлена блок-схема разработанного алгоритма, предполагающего, что ориентация антенной базы в ходе решения не меняется.

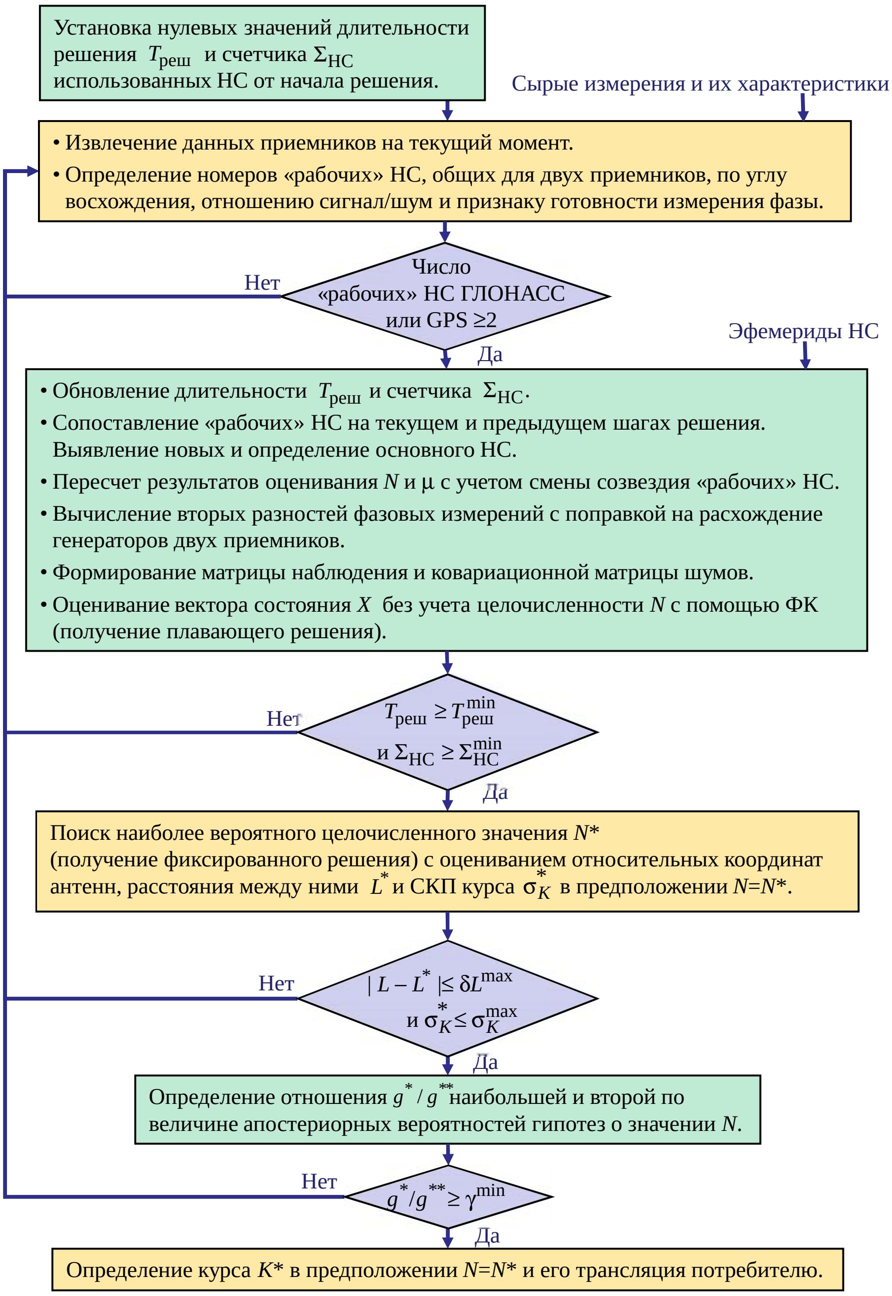

Рис. 4. Блок-схема оценки курса по фазовым измерениям ГНСС, где $T_{реш}^{min}$, $\Sigma_{НС}^{min}$, δL^{max}, σ_K^{max}, γ^{min} – заранее заданные пороговые значения

Обращаем внимание, что в алгоритме предусматривается проверка ряда условий. Условие «Число «рабочих» НС ГЛОНАСС или GPS ≥2», очевидно, должно выполняться, чтобы образовать хотя бы одну вторую разность измерений. Условие для расчетного значения среднеквадратической погрешности (СКП) курса σ_K^* призвано обеспечить заданную потребителем предельную погрешность определения курса $3\sigma_K^{max}$.

Условия для длительности решения $T_{\text{реш}}$, числа $\Sigma_{\text{НС}}$, используемых от начала решения НС, для оценки L^* длины антенной базы и отношения γ наибольшей и второй по величине апостериорных вероятностей гипотез о периодах фазовых измерений подбираются с таким расчетом, чтобы предоставлять курсовое решение только при достоверном исключении неоднозначности фазовых измерений. Недостаточная достоверность может привести к фатальным для пользователя последствиям, когда расчетное значение СКП σ_K^* будет удовлетворять условию $\sigma_K^* \le \sigma_K^{\max}$, а реальная погрешность определения курса – значительно превышать уровень $3\sigma_K^{\max}$. При невыполнении какого-либо условия производится обработка новых измерений. Отметим, что условие на $T_{\text{реш}}$ может определяться и исходя из готовности пользователя затратить определенное время на получение решения. Оно не теряет смысл даже в благоприятных для наблюдения за НС ситуациях, когда временные ресурсы позволяют достичь более высокой по отношению к заданному значению $\sigma_K^{\max}$ точности курсоуказания.

В алгоритме используется рассмотренный ранее двухэтапный подход к исключению неоднозначности фазовых измерений (плавающее и фиксированное решения). В ходе плавающего решения на каждом шаге с помощью ФК обрабатывается вектор вторых разностей фазовых одномоментных измерений аналогичного (2) вида

$$Y = H\,S + \Lambda\,N + \mu + \nu\,.$$

На выходе фильтра формируются оценка и ковариационная матрица ее погрешности для вектора состояния $X = \left(S^{\mathrm{T}}, N^{\mathrm{T}}, \mu^{\mathrm{T}}\right)^{\mathrm{T}}$, в котором S – постоянный трехмерный вектор относительных координат фазовых центров двух антенн, μ – вектор коррелированных во времени составляющих помех для вторых разностей фазовых измерений на текущий момент. Необходимость учета коррелированных составляющих помех обусловлена протяженным временем фильтрации измерений в рассматриваемой задаче (1 ч и более). По сравнению со случаем, где решение может быть получено без длительного накопления и обработки измерений, в рассматриваемой задаче нужно полагаться на более тщательное описание изменчивости помех.

В итоге после успешной проверки всех условий принимается окончательное решение о достоверности значения N^* и пользователь получает курсовое решение K^*, которое определяется исходя из восточной и северной составляющих оценки антенной базы при $N = N^*$.

Ценой, которую приходится платить за получение единого решения для всей совокупности разномоментных измерений, является сравнительно большое количество подлежащих определению значений периодов фазовых измерений. Это количество зависит не только от числа используемых НС, но и от фрагментарности реализаций измерений. После разрыва, как и при появлении в «рабочем» созвездии нового НС, в фазовых измерениях появляется неоднозначное целое число периодов, которое должно быть оценено. Обычной в рассматриваемой задаче является ситуация, когда приходится оценивать несколько десятков значений фазовых периодов.

На рис. 5 показана взаимосвязь векторов Y, μ и N с диаграммой поступления измерений. Здесь предполагается применение распространенного правила формирования вторых разностей, когда выбирается основной НС, первые разности измерений для которого вычитаются из первых разностей измерений для остальных – вспомогательных НС. При прекращении/перерыве в поступлении измерений сокращается размерность вектора измерений и входящих в вектор состояния коррелированных помех. Размерность же вектора N не меняется. Если пропадают измерения от основного НС, его роль переходит к НС, который был вспомогательным на предыдущем шаге решения. При этом состав вектора N претерпевает изменение (см. 2-й и 7-й столбцы схемы на рис. 5). В случае пропадания измерения от вспомогательного НС ни размерность, ни состав вектора N не меняются (3-й и 5-й столбцы). С появлением/возобновлением поступления измерений от какого-либо НС он, если речь не идет об отсутствии на предыдущем шаге измерений от двух НС, используется в качестве вспомогательного, и это сопровождается увеличением размерности векторов Y, N и μ (6-й столбец). В результате размерность вектора N в ходе решения задачи постоянно увеличивается.

При смене созвездия «рабочих» НС в алгоритме предусмотрен пересчет полученных ФК результатов оценивания векторов N и μ (в 3-м сверху прямоугольном блоке на рис. 4), который позволяет в полной мере учесть взаимосвязь компонент, входящих в текущие и предыдущие измерения.

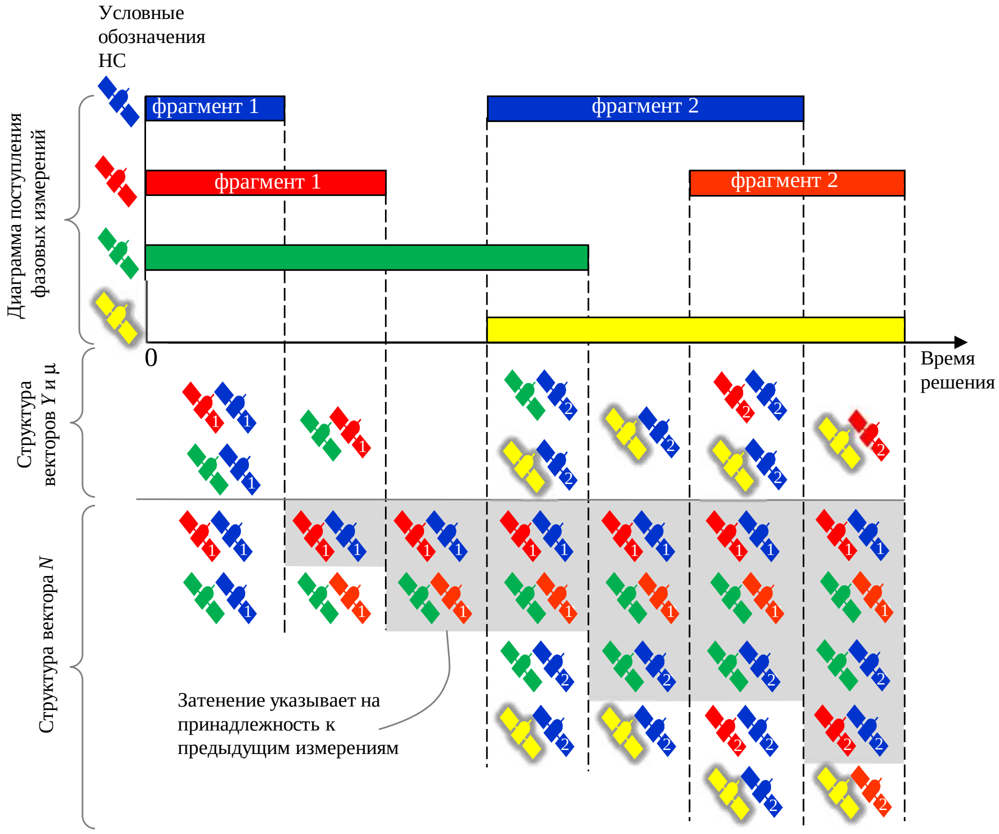

Рис. 5. Изменение структуры вектора вторых разностей фазовых измерений Y, вектора коррелированных помех μ и вектора целого числа периодов N в зависимости от диаграммы поступления фазовых измерений. Представлены вспомогательный и основной НС для соответствующей второй разности с указанием фрагмента измерений

Были выработаны рекомендации ориентировать антенную базу примерно по биссектрисе угла, определяющего сектор видимости, и избегать размещения антенн к полюсу от препятствий, блокирующих прохождение сигналов от НС.

Эти рекомендации актуальны на широтах 40-70°. Рекомендации основаны на анализе «мертвых зон» небесной полусферы, где НС никогда не появляются. На рис. 6 эти зоны представлены отдельно для ГЛОНАСС и GPS при различных значениях широты в северном полушарии. Зависимость этих зон от долготы не существенна. Рисунки показывают, что расположение НС на достаточно длительном интервале времени для обоих систем близко к симметричному относительно оси север–юг. При этом мертвая зона целиком или почти целиком находится в северной части небесной полусферы. Примечательно, что мертвые зоны для GPS более обширны, чем для ГЛОНАСС, поэтому с точки зрения доступности в стесненных условиях ГЛОНАСС имеет преимущество.

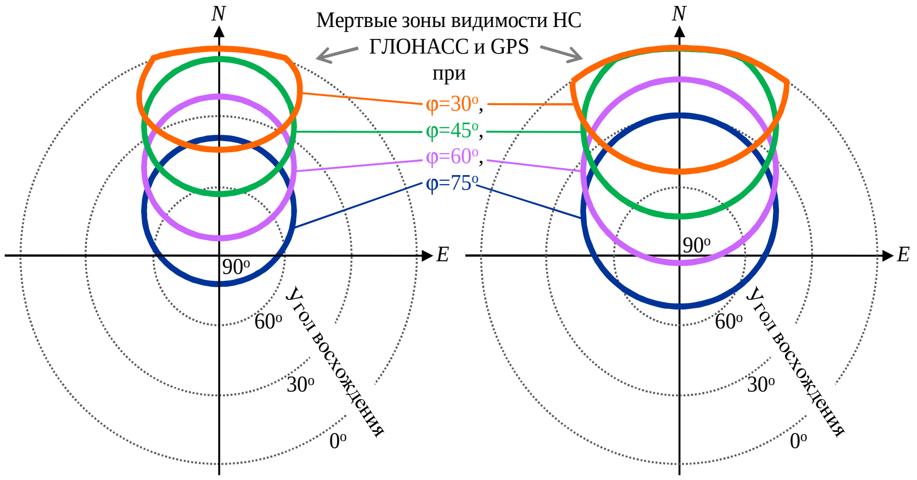

Рис. 6. Мертвые зоны видимости НС на разных широтах

В серии тестовых решений, проведенных с применением реальной одночастотной аппаратуры GPS при антенной базе 1,5 м с искусственным ограничением доступности НС, показано, что при соблюдении указанных выше рекомендаций возможность обеспечения СКП определения курса в 0,2° с помощью разработанного алгоритма при угле расствора сектора видимости 180, 120 и 90° характеризуется представленной ниже таблицей.

Сектор видимости НС		Время достижения СКП курса в 0,2°, ч	
Направление	Угол расствора, °	среднее	максимальное
На запад или восток	180	1,1	1,7
	120	1,5	2,5
	90	2	5
На юг	180	1	1
	120	1,5	2,5
	90	2	4

Результаты исследований позволяют говорить о возможности эффективного применения предложенного алгоритма, например, для выставки скважинного прибора гироинклинометра на буровых установках, а также самоподъемных, погружных и стационарных платформах при соблюдении выработанных рекомендаций. Следует отметить, что постоянное угловое положение антенной базы, предполагаемое в рассматриваемой задаче, не всегда возможно в условиях значительных ветроволновых возмущений, когда начинают сказываться деформации конструкции. Поэтому следует избегать решения задачи определения курса в таких жестких условиях либо учитывать нестабильность антенной базы и отражать это обстоятельство в расчетном значении СКП. Не существует препятствий и для использования разработанного алгоритма на полупогружных платформах. В этом случае в алгоритме целесообразно применить квазидетерминированную модель угловых движений платформы, вызванных волнением моря. Параметры такой модели должны быть включены в вектор состояния.

Оценивание координат и скорости геостационарного спутника на основе модели его возмущенного движения и измерений ГНСС

С проблемой доступности НС приходится сталкиваться и космическому потребителю на высоких орбитах, например, геостационарным спутникам связи. Для коммерческих спутников применение радиационно стойкого оборудования (инерциальной системы, приемника с аппаратным коррелятором), как правило, оказывается невозможным. Поэтому возникает потребность обеспечить приемлемую точность навигации посредством исключительно данных ГНСС, причем с помощью доступного коммерческому потребителю приемника с программной реализацией коррелятора, в котором вычислительные ресурсы для вторичной обработки сигналов существенно ограниченны [20, 21]. Следует также отметить, что иностранные потребители зачастую желают ограничиться применением односистемного GPS-приемника. Приемник на геостационарном спутнике (ГС) может принимать сигналы только от НС, расположенных с противоположной от него стороны Земли в очень узкой области, которая с одной стороны ограничена Землей, а с другой – шириной диаграммы направленности излучающей антенны НС (рис. 7).

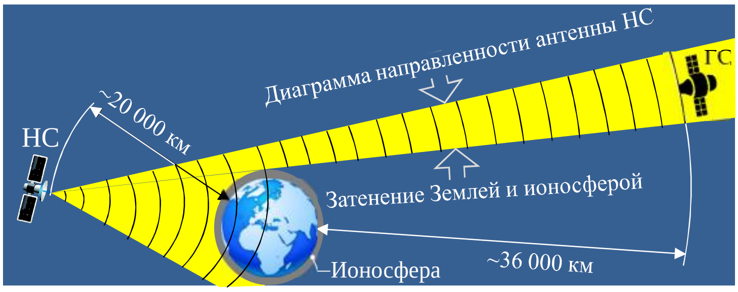

Рис. 7. Возможность приема сигналов НС на ГС

Следует также обратить внимание, что сигналы, проходящие вблизи поверхности Земли, деградируют под действием ионосферного слоя, причем в большей степени, чем для наземного потребителя. Так происходит из-за того, что сигналы от НС к ГС, проходя по касательной к поверхности Земли, преодолевают больший путь через ионосферу. Учет ионосферных ошибок в таких обстоятельствах затруднен. Для одночастотного потребителя, не имеющего возможности компенсировать ионосферную погрешность, может оказаться целесообразным не обрабатывать сигналы, проходящие слишком близко от Земли, где значительна концентрация электронов. При этом доступными для решения навигационной задачи будут сигналы, не затененные Землей и не задевающие ионосферу, что и показано на рис. 7.

Для того чтобы наглядно представить навигационную обстановку, складывающуюся на геостационарной орбите, на рис. 8 приведен график, на котором в полярных координатах показаны траектории НС GPS, видимых с ГС в течение суток. Здесь в радиальном направлении отложен угол восхождения НС относительно плоскости, проходящей через ГС перпендикулярно направлению на центр Земли. Направление для угла восхождения в 90° соответствует надиру.

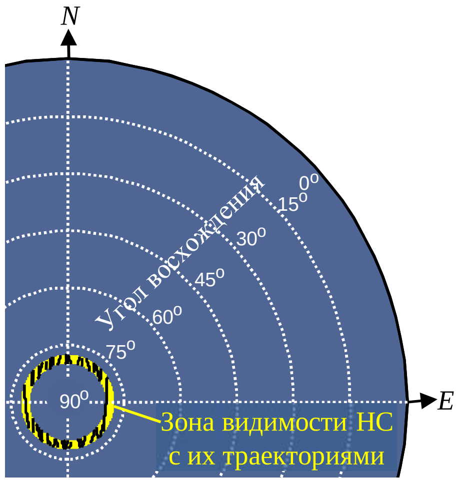

Рис. 8. Траектории НС GPS, наблюдаемых с ГС на 24ч интервале

В данной ситуации геометрия наблюдаемых НС крайне неблагоприятна для определения навигационных параметров. Более того, имеются интервалы в несколько часов, когда измерения ГНСС вообще не поступают. Ключом к решению навигационной задачи в этих условиях является применение методов фильтрации с учетом нелинейной модели движения спутника, предусматривающей действие таких возмущающих факторов, как несферичность гравитационного поля Земли, притяжение Луны и Солнца, а также параметрически неопределенное прямое солнечное давление [21–23]. Применение модели движения спутника позволяет отнести данную задачу к разряду неинвариантных [24]. Соответствующая постановка задачи формулируется следующим образом.

Пусть трехмерные векторы r^{CRS} и v^{CRS} координат и составляющих скорости ГС в геоцентрической инерциальной системе CRS (Celestial Reference System) определяются дифференциальными уравнениями вида [22, 25]:

$$\dot{r}^{\text{CRS}} = v^{\text{CRS}}, \qquad \dot{v}^{\text{CRS}} = -GM_{\oplus}\, r^{\text{CRS}} \Big/ \left|r^{\text{CRS}}\right|^3 + F(r^{\text{CRS}}, v^{\text{CRS}}, t)\,. \tag{10}$$

Здесь $GM_{\oplus}$ — произведение гравитационной постоянной на массу Земли; $F(\cdot)$ — возмущающее ускорение, t – время. Структура и параметры $F(\cdot)$ на практике могут носить приближенный характер. В рассматриваемой же постановке неопределенность $F(\cdot)$ порождена только отсутствием точного значения постоянного коэффициента отражения ГС, влияющего на величину светового давления. Представляется удобным ввести в рассмотрение параметр $\mathbb{C}$, равный увеличенному на единицу коэффициенту отражения, поскольку именно такая величина определяет возмущающее ускорение из-за действия солнечного давления. Считаем, что для начального момента t_0 имеются априорные значения координат и скорости ГС – $\tilde{r}_0, \tilde{v}_0$ и известны ковариационные матрицы их ошибок P_{r_0}, P_{v_0}. Кроме того, полагаем известными априорную оценку $\tilde{\mathbb{C}}_0$ параметра влияния солнечного света и дисперсию ее ошибки $\sigma^2_{\mathbb{C}_0}$. В указанных условиях (10) представляют собой стохастические уравнения.

Отнесем координаты ГС к антенне приемника сигналов ГНСС, установленного на его борту, и предположим, что в дискретные моменты времени с помощью этого приемника вырабатываются измерения псевдодальностей и псевдоскоростей. Количество НС, используемых для получения измерений, со временем меняется и может быть вообще нулевым, что преимущественно и имеет место для ГС. Моменты поступления измерений нерегулярны. Они могут отличаться от регулярных моментов $t_k = t_0 + k\Delta t,\, k = 1, 2, ...$ (где $\Delta t > 0$ — постоянный параметр) лишь на величину $\delta t_k^{\mathrm{GPS}}$, которая по модулю не превышает известного порога $\delta t_{\max}^{\mathrm{GPS}} \ll \Delta t$.

Пусть для n_k НС вблизи момента t_k, т. е. в интервале $[t_k; t_k + \delta t_{\max}^{\mathrm{GPS}}]$, получены измерения псевдодальностей и псевдоскоростей:

$$\mathcal{Z}_{\mathcal{D}_k}^j = \mathcal{D}_k^j\left(r(t_k + \delta t_k^{\mathrm{GPS}}), t_k + \delta t_k^{\mathrm{GPS}}\right) + \vartheta_k^j + \delta t_k + \zeta_{\mathcal{D}_k}^j ,$$

$$\mathcal{Z}_{\dot{\mathcal{D}}_k}^j = \dot{\mathcal{D}}_k^j\left(r(t_k + \delta t_k^{\mathrm{GPS}}),\, v(t_k + \delta t_k^{\mathrm{GPS}}),\, t_k + \delta t_k^{\mathrm{GPS}}\right) + \delta f_k + \zeta_{\dot{\mathcal{D}}_k}^j , \qquad (11)$$

где $j = \overline{1, n_k}$ — порядковый номер измерения для данного момента; $\mathcal{D}_k^j(\cdot)$, $\dot{\mathcal{D}}_k^j(\cdot)$ — известные функции, передающие зависимость дальностей и радиальных скоростей j-го «рабочего» НС от времени измерений и относящихся к этому времени векторов положения r и скорости v антенны бортового приемника в системе WGS–84; δt_k, δf_k — погрешности генератора приемника в выработке времени и частоты; $\zeta_{\mathcal{D}_k}^j, \zeta_{\dot{\mathcal{D}}_k}^j$ — векторы белошумных ошибок измерений; ϑ_k^j — вектор коррелированных во времени ошибок, для которых приемлема стохастическая аппроксимация в виде стационарных марковских процессов первого порядка. Полагаем, что белошумные $\zeta_{\mathcal{D}_k}^j$, $\zeta_{\dot{\mathcal{D}}_k}^j$ и коррелированные ϑ_k^j ошибки независимы друг от друга и подчиняются центрированному гауссовому распределению вероятности. Причем статистические характеристики этих составляющих — дисперсии для $\zeta_{\mathcal{D}_k}^j$, $\zeta_{\dot{\mathcal{D}}_k}^j$, дисперсии и интервалы корреляции для ϑ_k^j — одинаковы для всех НС.

Время t свяжем с системным временем одной из ГНСС.

Ставится задача: опираясь на модель (10), оценить значения r, v для регулярных моментов времени $t_k = t_0 + k\Delta t,\, k = 1, 2, ...$ по измерениям $\mathcal{Z}_{\mathcal{P}_l}^j,\, \mathcal{P} = \mathcal{D}, \dot{\mathcal{D}},\, l = \overline{1, k},\, j = \overline{1, n_k}$ вида (11). Помимо оценок в задаче требуется определить еще и среднеквадратические ошибки оценивания компонент векторов r и v.

Сразу отметим, что отсутствие априорной информации об ошибках генератора приемника δt_k, δf_k приводит к неинформативности единовременных измерений от одного НС ($n_k = 1$). Поэтому обработке подвергаются не исходные (11), а разностные единовременные измерения от двух и более НС, в которых δt_k, δf_k исключаются. Разностные измерения формируются путем вычитания из измерений для одного (основного) НС измерений того же типа для остальных (вспомогательных) НС. В результате при наличии в рабочем созвездии n_k спутников образуется $m_k = n_k - 1$ разностных измерений псевдодальностей и столько же измерений псевдоскоростей.

Рассмотрим в общих чертах алгоритм решения сформулированной задачи. Его основу составляет итерационный ФК [10, 26]. Необходимость выполнения итераций обусловлена существенно нелинейной зависимостью измеряемых параметров — дальностей и радиальных скоростей — от координат и скоростей ГС при значительной неопределенности последних. Вектор состояния, оцениваемый фильтром, включает векторы ошибок координат Δr, скорости Δv, параметр $\mathbb{C}$ влияния солнечного света на движение ГС, а также вектор коррелированных ошибок $\Delta\vartheta$ разностных измерений псевдодальностей. При этом с помощью стандартных соотношений калмановской фильтрации обрабатываются измерения, в которых дальности и радиальные скорости представляются в виде, линеаризованном относительно оценок векторов *r* и *v*, полученных на предыдущей итерации или, если это первая итерация, то относительно оценок прогноза *r*, *v*. В ковариационных соотношениях ФК на этапе прогноза используются уравнения динамики ГС (10), линеаризованные в точке, соответствующей оценкам координат и скорости на предыдущем шаге.

Оценки прогноза координат и скорости на момент *k* вычисляются путем интегрирования нелинейных уравнений типа (10), где в качестве начальных условий берутся относящиеся к моменту *k*–1 значения *r*, *v*, скорректированные с учетом выработанных фильтром оценок для Δr, Δv. Такая процедура обработки измерений аналогична схеме коррекции с обратной связью, которая применяется в интегрированных навигационных системах [27], где полученные с помощью фильтра оценки ошибок навигационной системы используются далее при интегрировании уравнений ее идеальной работы. Таким образом, входящие в вектор состояния Δr, Δv — это ошибки прогноза координат и скорости по измерениям, полученным на предшествующих шагах решения. В отличие от варианта, в котором уравнения (10) интегрируются от априорных начальных значений $\tilde{r}_0, \tilde{v}_0$, а ФК соответственно оценивает ошибки, порожденные неточностью этих значений, выбранный метод удерживает погрешности координат и скорости на малом уровне. Малость погрешностей позволяет более корректно выполнить линеаризацию, необходимую для применения ФК.

Еще одной особенностью используемого алгоритма является применение модификации ФК на основе *UD*-разложения [28]. В этой модификации вместо ковариационной матрицы ошибок оценок *P* вычисляются верхнетреугольная матрица *U* с единицами на диагонали и диагональная матрица *D*, такие что $P=UDU^{\mathrm{T}}$. По сравнению с классическим вариантом ФК *UD*-модификация более устойчива к вычислительным ошибкам, что особенно актуально для рассматриваемой задачи, где приходится сталкиваться с плохой обусловленностью ковариационной матрицы *P* из-за редкого поступления измерений, а также малого количества и неблагоприятной геометрии расположения доступных для наблюдения НС.

Принципиальная схема решения задачи представлена на рис. 9.

Указанный в верхнем блоке пересчет векторов координат и скорости ГС из WGS-84 в CRS и обратный пересчет производятся согласно руководящим документам IERS – International Earth Rotation Service (см., например, [25]). Эти преобразования требуют формирования промежуточных результатов во вращающейся с Землей системе TRS – Terrestrial Reference System.

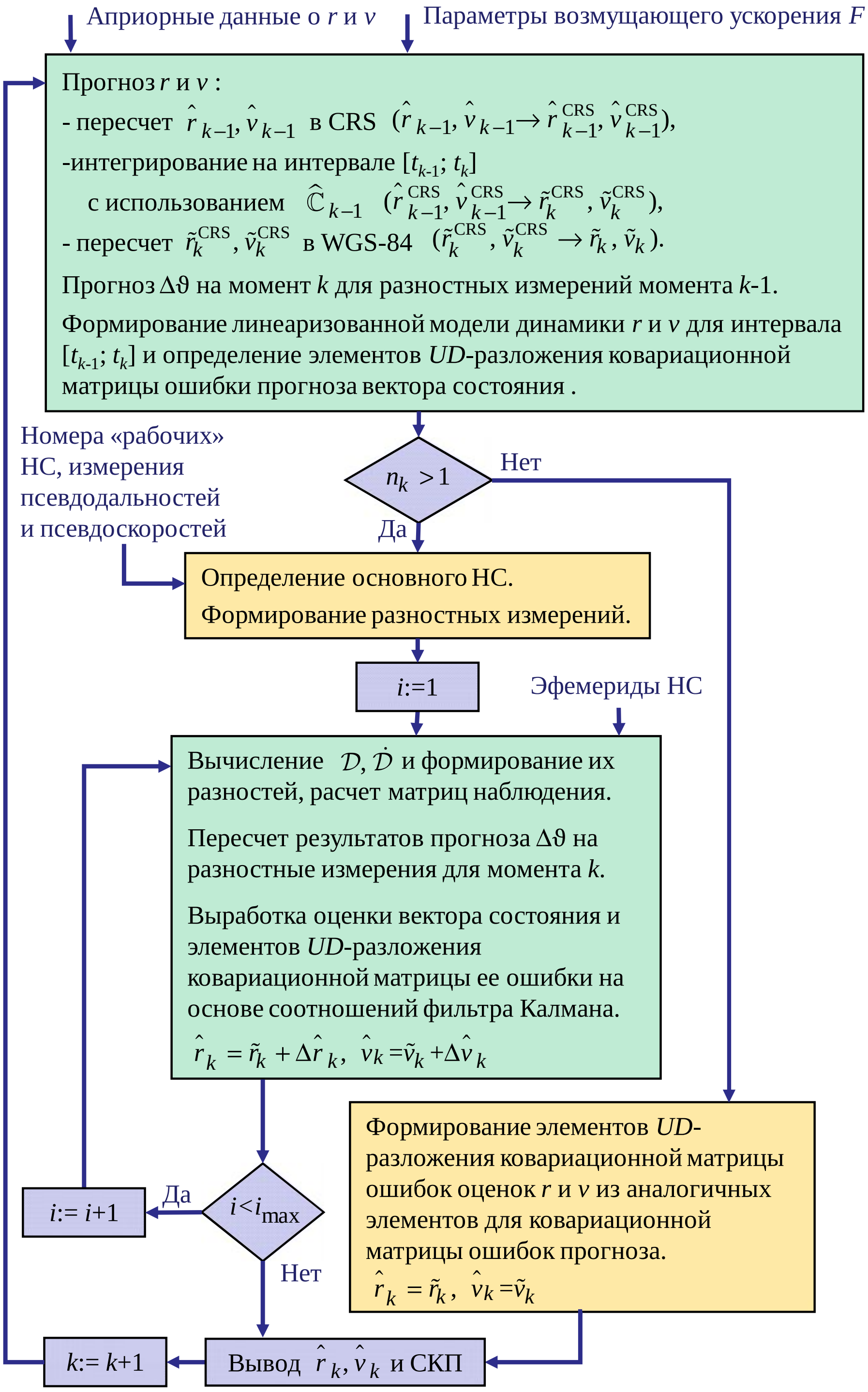

Рис. 9. Принципиальная схема решения задачи навигации ГС

Как отмечалось, ФК в ходе нескольких итераций (*i* – номер итерации) по разностным измерениям оценивает вектор состояния $X_k = \left(\Delta r_k^{\mathrm{T}}, \Delta v_k^{\mathrm{T}}, \mathbb{C}, \Delta\vartheta_k^{\mathrm{T}}\right)^{\mathrm{T}}$, где Δr_k, Δv_k – ошибки оценок прогноза $\tilde{r}_k$, $\tilde{v}_k$. Оценки $\Delta\hat{r}_k$, $\Delta\hat{v}_k$, полученные с помощью ФК, после каждой итерации используются для уточнения $\tilde{r}_k$, $\tilde{v}_k$ и последующей линеаризации измеряемых дальностей $\mathcal{D}$ и радиальных скоростей $\dot{\mathcal{D}}$. В результате на последней итерации формируются финальные оценки $\hat{r}_k$, $\hat{v}_k$ и соответствующие среднеквадратические значения погрешностей.

Если измерения отсутствуют, то оценкам $\hat{r}_k$, $\hat{v}_k$ и составляющим *UD*-разложения ковариационной матрицы их ошибок присваиваются значения, полученные на этапе прогноза.

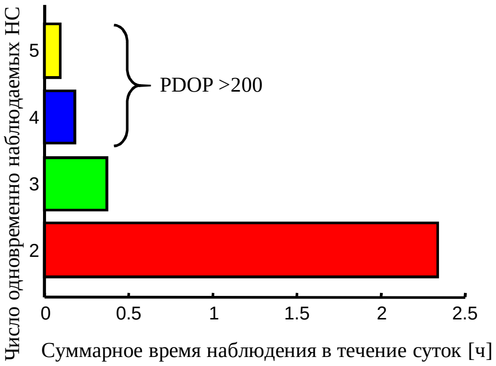

Рис. 10. Суммарная длительность одновременной видимости различного количества НС GPS на 24-часовом интервале

В [23] представлены результаты экспериментов, проведенных с использованием имитатора сигналов GPS и реального приемника, подтверждающие эффективность изложенного решения для ГС с точки зрения достижимой точности. Решения выполнялись с дискретностью $\Delta t = 1$ с в камеральном режиме по измерениям, записанным на двухсуточном интервале с частотой 1 Гц. При формировании траектории ГС, для которой производилась имитация измерений, учитывались уже упомянутые выше три возмущающих фактора: несферичность гравитационного поля Земли, притяжение Луны и Солнца, давление прямого солнечного света. При этом начальные СКО по координатам составляли 10 км, по скорости – 10 м/с, по коэффициенту отражения – 0,1.

На рис. 10 показана составленная по экспериментальным данным диаграмма суммарной продолжительности единовременного наблюдения на ГС разного числа НС GPS – от 2 до 5 (напомним, измерения от одного наблюдаемого НС не принимались в расчет) на суточном интервале.

Эксперименты продемонстрировали способность ковариационного канала ФК выдавать характеристики точности, адекватные реальным погрешностям оценок. Эти характеристики для двухсуточного интервала решения представлены на рис. 11. Здесь показаны большие полуоси эллипсоида ошибок координат и составляющих скорости в сопровождении числа используемых НС GPS.

Отметим, что на интервале 0-17 ч при каждом появлении в «видимой» зоне новых НС происходит резкое – иногда на порядок – уменьшение уровня ошибок. Спустя 17 ч после начала решения СКО позиционирования даже в период отсутствия измерений не превышает 20 м и резкого изменения уровня ошибок уже не происходит. По прошествии 26 ч можно говорить о стабилизации точности: СКО по координатам оказывается на уровне 10 м, а по скорости – 1 мм/с.

Важно отметить, что продемонстрированное решение для применения в реальных условиях космоса потребует уточнения в части модели возмущений движения ГС и помех измерений ГНСС. При этом, очевидно, придется столкнуться с неопределенностью некоторых параметров, которые следует включить в вектор состояния в виде случайных констант или процессов.

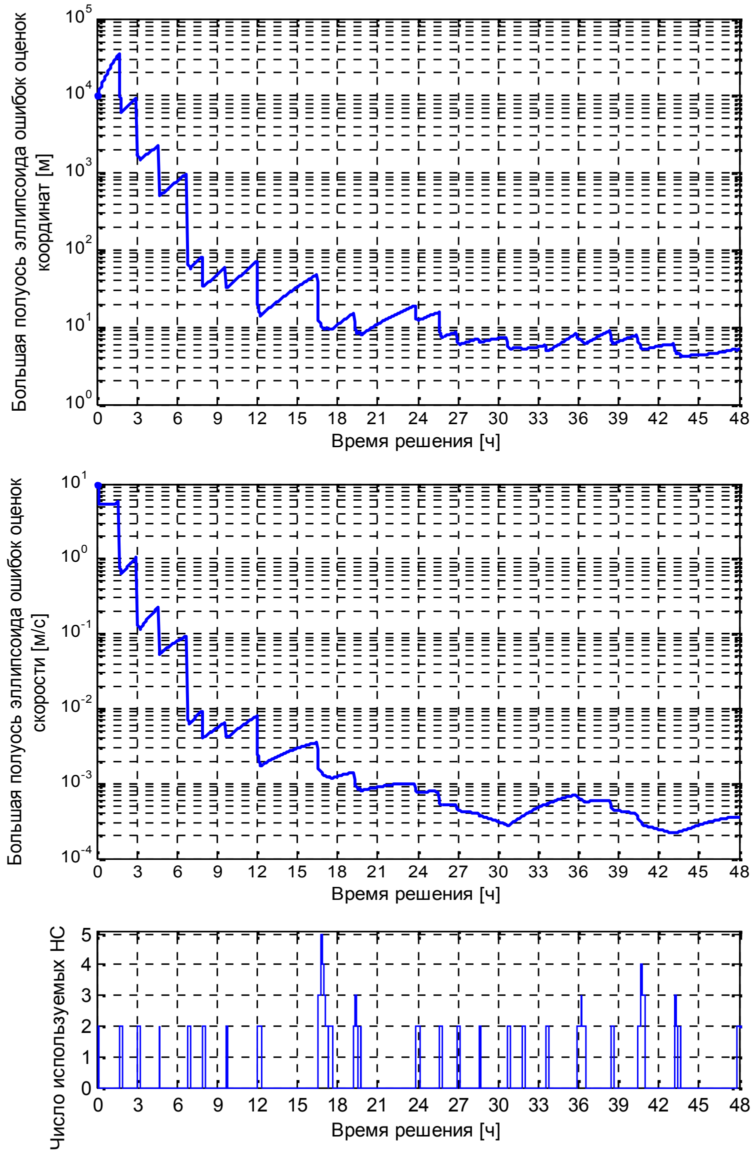

Рис. 11. Среднеквадратические погрешности оценок координат и скорости с количеством используемых в решении НС

Заключение

Представлены решения четырех задач вторичной обработки измерений ГНСС, в которых приходится преодолевать две проблемы: проблему сокращения вычислительных затрат, обостряющуюся из-за увеличения объема данных современных ГНСС, и проблему недостаточности данных в неблагоприятных с точки зрения радиовидимости условиях, остающуюся актуальной. Для исключения неоднозначности фазовых измерений, а также для обнаружения и изоляции нарушений предложены экономичные алгоритмы, позволяющие вырабатывать высокочастотное решение с использованием ограниченных вычислительных ресурсов бортовой аппаратуры в условиях значительного объема доступных данных ГНСС. Для определения курса с помощью двухантенной системы в стесненных условиях и для навигации геостационарного спутника предложены алгоритмы, позволяющие получить необходимые навигационные параметры, опираясь на взаимосвязь разномоментных, эпизодически поступающих измерений. Развитие ГНСС и их дополнений позволяет значительно расширить возможности потребителей навигационных приложений, однако еще остается много вопросов применения спутниковой информации, которые требуют тщательной аналитической и экспериментальной проработки.

Работа выполнена при поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 14-29-00160).

ЛИТЕРАТУРА

1. **http://www.javad.com\jgnss**
2. **http://www.novatel.com**
3. **http://www.trimble.com**
4. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания. ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", СПб НИУ ИТМО, С-Петербург. 2010. - 509 с.
5. **Блажнов Б.А.** Опыт разработки двухантенной спутнико-инерциальной системы / Б.А.Блажнов [и др.] // Гироскопия и навигация. - 2012. - № 4. - С.123-124.
6. **Дмитриев С.П.** Оптимальное решение задачи автомобильной навигации с использованием карты дорог / С.П.Дмитриев, О.А.Степанов, Б.С.Ривкин, Д.А.Кошаев, Д.Чанг // Гироскопия и навигация. 2000. №2. С.57-70.
7. **Степанов О.А.** Исследование эффективности использования спутниковых измерений при определении ускорения силы тяжести на летательном аппарате / О.А.Степанов, Б.А.Блажнов, Д.А.Кошаев // Гироскопия и навигация. - 2002. - №3. - С. 33-47.
8. **Краснов А.А.** Результаты эксплуатации гравиметров «Чекан-АМ» / А.А. Краснов, А.В.Соколов, Л.С. Элинсон // Гироскопия и навигация. - 2014. - № 1. - С.98-104.
9. **Дмитриев С.П.** Многоканальная фильтрация и ее применение для исключения неоднозначности при позиционировании объектов с помощью GPS / С.П.Дмитриев, Д.А.Кошаев, О.А.Степанов // Изв. РАН. Теория и системы управления. - 1997. - №1. - С. 65-70.
10. **Степанов, О.А.,** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. — 3-е изд. — СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2003.
11. **Блажнов Б.А.** Определение относительной траектории движения и углов ориентации по фазовым спутниковым измерениям и данным микромеханического гироскопа / Б.А.Блажнов, Д.А.Кошаев // Гироскопия и навигация. - 2009. – №4. -С. 15-34.
12. **De Jong P.J., Tiberius C.C.J.M., Teunissen P.J.G.** Computational Aspects of the LAMBDA Method for GPS Ambiguity Resolution // Proc. of ION GPS-96. Sept. 17-20, 1996, Kansas City, Missouri.
13. **Кошаев Д.А.** Многоальтернативный метод обнаружения и оценки нарушений на основе расширенного фильтра Калмана // Автоматика и Телемеханика. 2010. №5. С. 70-83.
14. **Magill D.T.** Optimal adaptive estimation of sampled stochastic processes // IEEE Trans. Automatic Control. 1965. V. 10. Issue 4. P. 434-439.
15. **Дмитриев, С.П.,** Фильтрационный подход к задаче контроля целостности спутниковой навигационной системы / С.П.Дмитриев, А.В. Осипов // Радиотехника. - 2002. - №1. С.- 39-47.
16. **Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В.** Информационная надежность, контроль и диагностика информационных систем. СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2003.
17. **Дмитриев С.П.** Многоальтернативная фильтрация в задачах обработки навигационной информации / С.П.Дмитриев, О.А.Степанов // Радиотехника. - 2004. - №7. - С. 11-17.
18. **Кошаев Д.А.** Определение курса по фазовым измерениям в условиях ограниченной видимости навигационных спутников. // Гироскопия и навигация. - 2013. - № 1. - С.64-78.
19. **Биндер Я.И.** Анализ возможности азимутальной выставки скважинных гироинклинометров в высоких широтах / Я.И.Биндер [и др.] // Гироскопия и навигация. - 2013. - № 3. - С. 14-23.
20. **Михайлов Н.В., Чистяков В.В.** Приемники спутниковой навигации космического базирования: Архитектура и первичная обработка сигналов. - Воронеж: Научная книга, 2014. - 135 с.
21. **Михайлов Н.В.** Автономная навигация космических кораблей при помощи спутниковых радионавигационных систем. - Спб.: Политехника, 2014. - 363 с.

22. **Tapley B.D., Schutz B.E., Born G.H.** Statistical Orbit Determination. Elsevier Academic Press, 2004.
23. **Михайлов Н.В., Кошаев, Д.А.** Решение задачи навигации для геостационарного космического аппарата на основе уравнений его динамики и эпизодических измерений от навигационных спутников // Гироскопия и навигация. - 2014. - № 4. - С. 16-33
24. **Дмитриев С.П.** Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем / С.П.Дмитриев, О.А.Степанов // Гироскопия и навигация. - 2000. - № 1. - С. 24-38.
25. **Xu G.** Orbits. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008.
26. **Дмитриев С.П.** Высокоточная морская навигация. - СПб.: Судостроение, 1991.
27. **Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В.** Статистическая оптимизация навигационных систем. Л.: Судостроение, 1976.
28. **Brown R.G., Hwang P.Y.C.** Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering, 2nd ed., Wiley, New York, 1992.
29. **Teunissen P.J.G.** GNSS Ambiguity Bootstrapping: Theory and Application // Proc. of KIS'2001, June 5-8 2001, Banff, Canada: University of Calgary, pp. 246-254.
30. **Анучин О.Н., Емельянцев Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. Под общей ред. Пешехонова В.Г. –СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2003.

Abstract. The paper focuses on four problems of GNSS measurement processing. The difficulty of problems lies in large volume of available data and limited resources of onboard equipment (phase measurement ambiguity resolution, fault detection and isolation); or in insufficient volume and fragmentarity of data (multiantenna heading determination in constrained conditions, navigation of geostationary satellites). Theoretical foundations of proposed solutions are given. Experimental results are provided.

Key words: GNSS measurement processing, experimental results.