

В. В. Б е т а н о в, Ю. Ю. М а х н е н к о

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ОДНОПУНКТОВОГО СПОСОБА НАВИГАЦИИ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА**

*Рассмотрена задача уточнения параметров движения геостационарных спутников на основе траекторных измерений пункта. Проанализированы причины, вызывающие необходимость проведения однопунктовых схем. Исследованы специальные меры и обстоятельства, позволяющие реализовать указанные схемы. Выявлены основные преимущества разработанного обобщенного способа навигации и его недостатки и ограничения.*

**Ключевые слова:** навигация, измерение текущих навигационных параметров, сеанс, орбита, краевая задача, трасса полета.

В навигации геостационарных спутников (стационарных искусственных спутников Земли — СИСЗ) произвольных типов и конструкций, управляемых различными спутниковыми операторами, широкое распространение получил способ, основанный на проведении и обработке измерений единственной станцией [1]. Причины такой популярности подобного однопунктового способа навигации связаны с удобством управления, низкой стоимостью эксплуатации (по сравнению, например, с многопунктовыми способами). Кроме того, нередко возможность привлечения дополнительных измерительных средств просто отсутствует [2].

Среди возможных измеряемых текущих навигационных параметров (ИТНП) любого космического аппарата (КА) наиболее простым параметром является наклонная дальность [1]. Если для КА других типов обработка наклонных дальностей единственной станцией в течение нескольких сеансов позволяет с достаточно высокой точностью определить все параметры орбиты (как внутриплоскостные — описывающие движение КА в плоскости орбиты, так и внеплоскостные — описывающие положение этой плоскости), то для СИСЗ из-за очевидной геометрической неопределенности этот измеряемый параметр крайне слабо зависит от изменений внеплоскостных параметров. Соответствующая краевая задача обработки дальностей для определения параметров орбиты СИСЗ является неустойчивой (некорректной) в смысле возможности значительного возрастания ошибок результатов ее решения даже при сравнительно небольших погрешностях измерений [1, 3–6].

Возможность применения однопунктового способа для навигации СИСЗ с точностью, обеспечивающей его надежное удержание в заданном угловом диапазоне по долготе и широте, реализуется благодаря применению специальных мер и учету определенных обстоятельств [1]:

— эффективной регуляризации некорректной задачи обработки измерений дальности с одной станции, что может быть выполнено благодаря дополнительному привлечению к обработке проводимых той же станцией измерений углового положения линии визирования на спутник;

— повышению точности определения внутрисферических элементов орбиты спутника, которая зависит исключительно от точности измерений дальности, и точности определения внесферических элементов, зависящей, в свою очередь, в значительной степени от точности угловых измерений;

— проведению избыточных измерений дальности, позволяющих уточнять постоянные систематические составляющие погрешностей угловых измерений, что уменьшает их влияние и существенно повышает точность определения внесферических параметров (поскольку эти составляющие погрешностей в большинстве случаев являются преобладающими);

— выбору специальной структуры цикла измерений (продолжительностью от 1,5 до 2,5 сут, длительностью каждого сеанса 5...20 мин при шаге измерений в сеансе 10...30 с, шаге проведения сеансов 2...3 ч), что является необходимым условием для обеспечения требований к точности и надежности навигации;

— обеспечению заметно более высокой точности определения внутрисферических элементов орбиты в сравнении с внесферическими элементами, что удачно соответствует особенностям управления удержанием спутника по долготе (чувствительного именно к ошибкам внутрисферических параметров) и широте (значительно менее критичного к ошибкам соответствующих внесферических параметров) [2].

Перечисленные положения необходимо учитывать при различных практических реализациях однопунктового способа навигации СИЗ. В то же время необходимость проведения и обработки угловых измерений для реализации однопунктовой схемы предъявляет целый ряд дополнительных требований как к используемым техническим средствам, так и к соответствующим методам обработки ИТПП:

— антенна станции должна иметь достаточно сложные устройства для измерения и передачи данных об угловом положении линии визирования на спутник;

— необходимо уменьшение межсеансового разброса систематических погрешностей угловых измерений, для чего антенна станции, как правило, должна быть оснащена специальными устройствами антиобледенения, защиты от снега, дождя, порывистого ветра и пр.;

— размеры антенны должны обеспечивать приемлемый уровень случайных ошибок угловых измерений (диаметр зеркала — не менее 8...10 м в *C*-диапазоне, 4...6 м в *Ku*-диапазоне);

— необходимо выполнять периодическую юстировку угломерных каналов антенной системы;

— алгоритм обработки должен позволять проводить компенсацию влияния систематических ошибок измерений углов азимута и места на

точность определения параметров орбиты, учитывать относительную значимость дальномерных и угловых измерений при их совместной обработке и пр.

Обеспечение возможности отказа от использования угловых измерений при выполнении требований по точности и надежности позволяет значительно снизить затраты на проведение навигации СИСЗ и является крайне желательным. В настоящей статье описаны результаты исследований и разработки такого способа навигации.

**Анализ известных подходов.** Известные подходы к обеспечению возможности использования измерений наклонной дальности только единственной станцией основаны на регуляризации соответствующей краевой задачи за счет сокращения (изменения) уточняемых параметров либо за счет привлечения априорной информации того или иного вида об этих параметрах.

Один из подобных подходов состоит в уточнении по результатам обработки измерений дальности только внутриспоскостных параметров орбиты обслуживаемого геостационарного спутника. При этом внепоскостные параметры не уточняются (сохраняются их исходные значения). В отечественной практике управления полетом СИСЗ подобный подход применялся в ЦУП НПО ПМ для навигации неуправляемых по углу наклона (широте) спутников [1]. На интервалах полета СИСЗ, при которых угол наклона орбиты превышал  $0,5^\circ$ , надежно уточнялись все шесть элементов его орбиты (ввиду достаточно большой динамики движения спутника относительно наземного измерителя). При углах наклона, меньших  $0,5^\circ$ , уточнялись только четыре внутриспоскостных элемента орбиты, а угол наклона и долгота восходящего узла орбиты фиксировались и брались их прогнозируемые значения. Ошибки прогнозирования внепоскостных элементов орбиты в основном зависят от начальных ошибок их определения (не приводящих к вековым уходам), а также от возмущающих ускорений при проведении коррекций по долготе [1, 2]. Поскольку эти возмущения в течение одного года не превышали нескольких угловых секунд, то на интервале активного существования СИСЗ с малым углом наклона обеспечивалась точность угла наклона не хуже  $1,5$  угл. мин, а долготы восходящего узла — не хуже  $3^\circ$ . Данные ошибки допустимы (для удержания спутников по долготе).

Другой известный подход состоит в уточнении всего состава кинематических параметров только периодически с привлечением дополнительных средств в некоторых отдельных циклах определения ИТНП. В промежуточных же циклах используются только дальности, измеряемые одной станцией, и уточняются лишь внутриспоскостные параметры, а для внепоскостных параметров принимаются значения, получаемые в результате прогнозирования с предыдущего цикла. Правомочность применения этого подхода была подтверждена при управлении полетом спутника “Купон”, когда для высокоточного определения всех параметров орбиты периодически (один раз в  $2,5$ – $3$  недели)

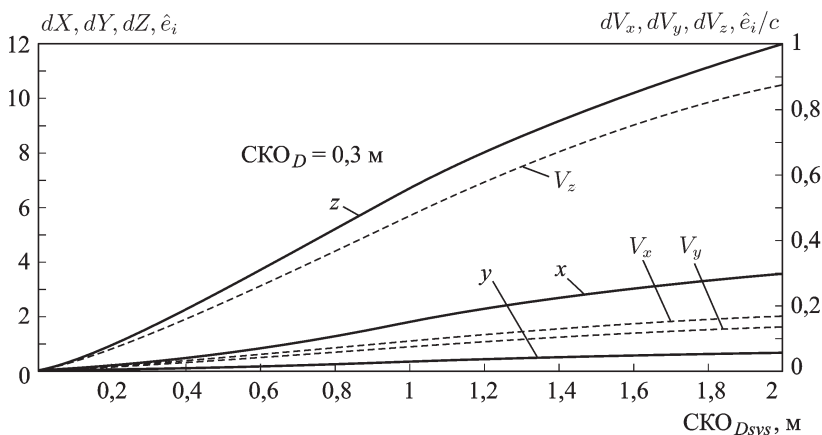
привлекались данные оптических наблюдений спутника с телескопа, установленного на Терсколе [1].

Для получения уточненных значений всех кинематических параметров орбиты можно использовать метод главных компонент [7]. При этом исключая незначимые компоненты (например, с применением метода кросс-проверки [8]) удается получить устойчивое решение задачи обработки измерений дальности от единственной станции.

Среди известных подходов можно также назвать привлечение априорной информации об ошибках параметров орбиты СИСЗ. Такая информация обычно задается в виде ковариационной матрицы. Ее достаточно знать с точностью до некоторого множителя, значение которого может приниматься в качестве параметра регуляризации и выбираться при устойчивом решении одним из рекомендованных в работах [4, 7] способов.

Общим недостатком перечисленных подходов, снижающим возможность их применения в реальной практике, является зависимость от наличия и точности дополнительных данных о параметрах орбиты спутника. Желательным является обеспечение возможности получения устойчивого решения только по одним дальностям при минимальном использовании априорных ограничений на исходные значения параметров орбиты.

**Предпосылки для совершенствования однопунктового способа навигации СИСЗ.** Исследования показывают, что информация о внеплоскостных параметрах орбиты СИСЗ в выборке измерений дальности, проведенных на определенных мерных интервалах с достаточной точностью, все же имеется. На рис. 1 приведены графики изменения отклонений координат  $dX$ ,  $dY$ ,  $dZ$  и составляющих вектора скорости СИСЗ  $dV_x$ ,  $dV_y$ ,  $dV_z$  по осям гринвичской системы координат от соответствующих эталонных значений при их уточнении по моделированным измерениям дальности с постоянным уровнем СКО<sub>D</sub> случайной погрешности 0,3 м и изменяющимся от 0 до 2 м уровнем сеансной



**Рис. 1. Изменение ошибок навигации СИСЗ при возрастании уровня сеансных систематических погрешностей измерений дальности**

систематической погрешности  $СКО_{D_{sys}}$ . Анализ графиков показывает, если  $СКО_{D_{sys}}$  не превышает  $0,7 \dots 0,8$  м, то даже применение обычной обработки позволяет получить приемлемую для управления удержанием СИСЗ точность навигации не только по внутриспосредственным ( $X, Y, V_x, V_y$ ), но и по внеплоскостным ( $Z, V_z$ ) параметрам.

К числу дополнительных предпосылок, которые способствуют реализации возможности использования только измерений дальности для уточнения всех элементов орбиты СИСЗ, следует отнести следующие положения:

— корреляционные связи между внутриспосредственными и внеплоскостными элементами орбиты СИСЗ при совместном уточнении по данным обработки ИТНП являются крайне слабыми, что позволяет выполнять их независимое уточнение без существенных потерь точности;

— имеются возможности проведения циклов обработки ИТНП без существенных ограничений при реализации необходимых по структуре мерных интервалов;

— имеются в наличии и уже находятся в эксплуатации высокоточные измерительные средства, обеспечивающие деци- и даже сантиметровый уровень аппаратных погрешностей измерения дальности до СИСЗ (не только зарубежные станции типа SATRE, DARTS, но и ряд отечественных станций [1]).

В результате анализа выявили, что гипертрофированное возрастание ошибок определения внеплоскостных параметров орбиты СИСЗ при обработке измерений только дальности от одной наземной станции возможно в случае превышения определенного уровня погрешностей исходных данных. Поэтому необходимы выявление и возможное уменьшение всех источников этих погрешностей, а также разработка способов для повышения устойчивости решения краевой задачи.

Источниками погрешностей исходных данных являются погрешности ИТНП, а также ошибки применяемых моделей измерений и движения СИСЗ. При выборе способов проверки уменьшения их влияния на точность навигации СИСЗ целесообразно использовать известный из теории обработки наблюдений метод анализа невязок измерений [7, 8].

**Структурные составляющие однопунктового способа навигации.** *Уменьшение погрешностей модели измерений.* Модель измерения дальности включает в себя учет аппаратных погрешностей и погрешностей определения параметров среды распространения сигнала. Анализ особенностей влияния различных составляющих погрешностей измерений дальности до геостационарного спутника показывает:

— влияние на точность навигации случайных погрешностей эффективно ослабевает при обеспечении в сеансе информационной избыточности (длительность — не менее  $5 \dots 7$  мин, шаг измерений — не более  $20 \dots 30$  с);

— влияние постоянных для всех сеансов данного цикла измерений систематических погрешностей не является существенным;

— влияние постоянных в пределах одного сеанса, но изменяющихся от сеанса к сеансу систематических погрешностей оказывается определяющим.

Последние погрешности в значительной степени обуславливаются тропосферной и ионосферной составляющими погрешностей измерения дальности [1]. Для компенсации их влияния можно использовать подходы, разработанные, например, для высокоточной навигации спутников систем ГЛОНАСС/GPS. Они заключаются в применении математических моделей для расчета корректирующих поправок каждого выполненного измерения либо в использовании специальных технических средств, например двухчастотных приемников сигналов.

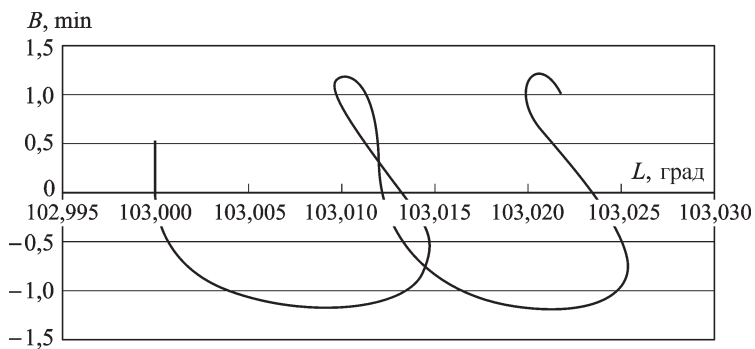
Обобщая результаты анализа способов компенсации влияния тропосферной ошибки на результаты измерений дальности, можно отметить, что достаточным для реализации рассматриваемой технологии навигации является применение модели с текущим значением индекса рефракции [1]. Для снижения влияния ионосферы на погрешность измерения дальности в большинстве случаев достаточно применять стандартную модель [9]. Остаточные погрешности могут быть при этом снижены до 0,2...0,4 м.

*Совершенствование модели движения спутника.* Модель движения большинства геостационарных спутников учитывает влияние следующих возмущающих факторов [1, 3]: составляющих силы притяжения Земли, обусловленных нецентральностью ее гравитационного поля; сил притяжения Луны и Солнца; силы прямого светового давления; силы тяги двигательной установки на участках ее включения для выполнения маневров.

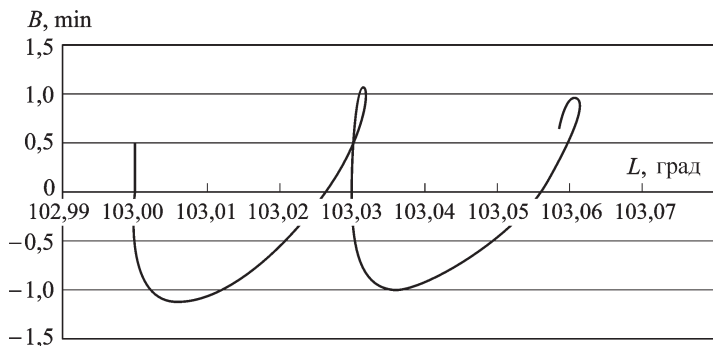
Анализ невязок измерений показывает, что учет других возмущений мало влияет на точность навигации с помощью разрабатываемого способа. Гораздо более значимым является совершенствование способов учета влияния перечисленных основных возмущающих факторов.

Для описания влияния силы притяжения Земли обычно используется модель разложения земного потенциала в ряд по сферическим функциям [1, 2]. Существующие модели обеспечивают учет до нескольких сотен членов такого разложения. Однако различия соответствующих невязок измерений дальности, полученных с помощью одной из наиболее высокоточных моделей — JEM-3 и с помощью модели ПЗ-90, используемой при навигации отечественных СИСЗ, являются незначительными (не превышают 0,05...0,07 м).

Влияние на движение геостационарного спутника притяжения Луны или Солнца обычно описывается как притяжение точечных масс, хотя более высокоточные модели могут включать разложение соответствующих потенциалов в ряды до 3-й гармоники. Однако, как было установлено при проведении данных исследований, гораздо большее влияние на точность навигации СИСЗ по измерениям только дальности единственной станцией может оказывать учет специфического влияния силы притяжения Луны. Этот эффект иллюстрируется графиками изменения трассы подспутниковой точки СИСЗ на интервале



*a*



*б*

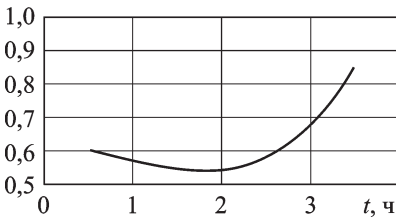
**Рис. 2.** Трасса спутника KAZSAT-1 ( $B$  — широта,  $L$  — долгота подспутниковой точки) на двухсуточном интервале 5–6 декабря 2006 г., когда Луна пересекает плоскость экватора (*a*), и 9–10 декабря 2006 г., когда Луна не пересекает плоскость экватора (*б*)

проведения цикла обработки ИТНП (рис. 2) для различных вариантов положения Луны. Если за время проведения цикла измерений Луна пересекает плоскость орбиты спутника и одновременно шаг проведения измерений дальности в сеансе превышает 2,5... 3 ч, то из-за существенно нелинейного изменения внеплоскостных параметров орбиты могут значительно возрасти погрешности навигации.

Результаты проведенных исследований позволили установить, что эффективный способ компенсации роста погрешностей навигации из-за обнаруженного специфического влияния Луны достаточно прост: необходимо, чтобы интервалы между сеансами измерений дальности при проведении цикла не превышали 2 ч (рис. 3).

Анализ влияния различных источников ошибок модели движения СИЗ показывает, что основным из них является приближенность описания действия силы светового давления на корпус аппарата. Традиционный подход к ослаблению этого влияния на точность навигации спутника состоит во включении в состав уточняемых параметров при обработке измерений постоянного значения коэффициента светового давления  $\chi_{\text{const}}$  наряду с элементами орбиты. Проведенные исследования позволили установить, что в рассматриваемой ситуации при использовании для навигации только измерений дальности целесообразно применять более сложную модель влияния силы светового давления

$\Delta\varphi$ , угл. мин



**Рис. 3.** Изменение ошибки навигации по широте при изменении интервала между сеансами измерения дальности

формы спутника, его программных разворотов (например, при осуществлении маневров), способов изменения ориентации и взаимных затмений элементов конструкции, солнечных батарей, антенн и пр. Однако этот фактор оказывает и наибольшее влияние на точность навигации в однопунктовом варианте по одним дальностям, позволяя, например, в несколько раз снизить уровень остаточных невязок измерений, как это показано на рис. 4 в примере реализации однопунктового способа навигации спутника KAZSAT-1.

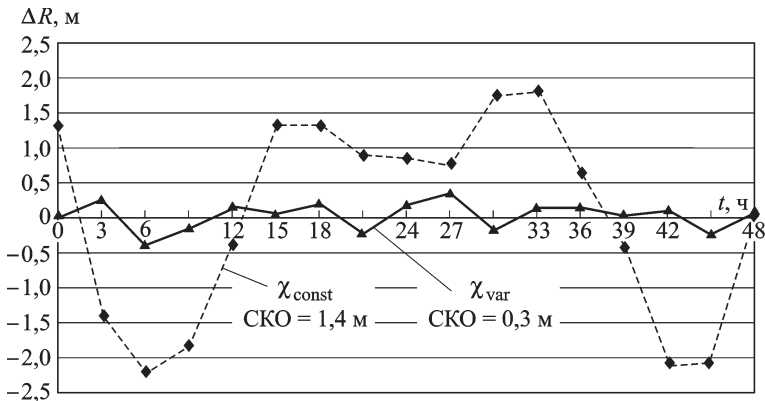
Следует отметить, что использование модели с переменным значением коэффициента светового давления  $\chi_{var}$  позволяет отказаться от его уточнения, что дополнительно способствует регуляризации процедуры обработки измерений.

Проведенные исследования позволили также установить, что при наличии на интервале проведения измерений включений двигателя коррекции, соответствующие компоненты вектора силы тяги должны учитываться в модели движения спутника. Для того чтобы невязки измерений не возросли заметно по отношению к варианту обработки при отсутствии включений необходимо, чтобы ошибки моделирования влияния силы тяги не превышали 10% номинального значения. Сле-

с переменным значением коэффициента  $\chi_{var}$ , зависящим от изменения расстояния от спутника до Солнца, высоты Солнца над плоскостью орбиты, затмений Солнца и Луны, а также различия отражательных характеристик различных элементов конструкции спутника, изменения плоскости поперечного сечения корпуса КА по отношению к направлению на Солнце.

Последний фактор наиболее сложен для учета, поскольку он зависит от формы

спутника, его программных разворотов (например, при осуществлении маневров), способов изменения ориентации и взаимных затмений элементов конструкции, солнечных батарей, антенн и пр. Однако этот фактор оказывает и наибольшее влияние на точность навигации в однопунктовом варианте по одним дальностям, позволяя, например, в несколько раз снизить уровень остаточных невязок измерений, как это показано на рис. 4 в примере реализации однопунктового способа навигации спутника KAZSAT-1.



**Рис. 4.** Поведение невязок измерений дальности  $\Delta R$  для различных моделей учета влияния силы давления солнечной радиации (спутник KAZSAT-1, станция “Акколь”, цикл измерений 16–18 сентября 2006 г.)



дует заметить, что такой уровень ошибок обычно уверенно обеспечивается при навигации СИСЗ после проведения калибровки двигателей коррекции [1].

*Регуляризация процедуры обработки результатов измерений.* Уменьшение влияния рассмотренных источников погрешностей до уровней, соответствующих остаточным невязкам в измерениях дальности порядка нескольких дециметров, является необходимой, но недостаточной мерой. Повышение надежности навигации в рассматриваемом варианте требует применения дополнительной регуляризирующей процедуры. Поскольку в данном случае можно выполнять независимое уточнение внутри- и внеплоскостных элементов орбиты без существенных потерь точности, то в качестве такой процедуры рассматривалось применение метода подбора решения некорректной задачи [4, 7], предполагающего выполнение серии решений при различных значениях искомых параметров и выбор из них наилучшего с использованием стабилизирующего функционала. Могут применяться различные виды таких функционалов: евклидова норма вектора решения, значение определителя или следа ковариационной матрицы ошибок определяемых параметров и пр. Исследования показали, что в условиях неопределенности относительно погрешностей моделей и исходной информации наиболее высокую точность позволяет получить применение функционала метода кросс-проверки [1, 8]. Он формируется разделением выборки полученных ИТНП на две части, одна из которых используется для решения задачи, а по второй выполняется контроль качества такого решения.

Пусть  $\{R_j\}_{j=1,2,\dots,M}$  – совокупность всех поступивших измерений дальности;  $\{Rt_j\}_{j=1,2,\dots,L}$  – совокупность измерений дальности обучаемой выборки;  $\{Rk_j\}_{j=1,2,\dots,N}$  – совокупность измерений дальности контрольной выборки;  $M = L + N$ ;  $f_1, f_2$  – исходные значения внеплоскостных элементов орбиты спутника;  $l_1, l_2, l_3, l_4$  – уточненные значения внутриплоскостных элементов орбиты, полученные статистической обработкой измерений дальности из обучаемой выборки при фиксированных значениях  $f_1, f_2$ ;  $\{R^nk_j(f_1, f_2)\}_{j=1,2,\dots,N}$  – предсказанные (расчетные) значения измерений дальности из контрольной выборки, полученные при уточненных значениях внутриплоскостных параметров  $l_1, l_2, l_3, l_4$  и выбранных значениях внеплоскостных параметров  $f_1, f_2$ ;  $p_j$  – весовой коэффициент  $j$ -го измерения (для равнозначных измерений все  $p_j = 1$ ).

Тогда функционал метода кросс-проверки имеет вид

$$P(f_1, f_2) = \sum_{j=1}^N (Rk_j - R^nk_j(f_1, f_2))^2 \cdot p_j / \sum_{j=1}^N p_j.$$

Исследования показывают, что одним из предпочтительных вариантов разделения всей выборки измерений является отнесение к обучаемой выборке всех сеансов измерений, проведенных в первые сутки, а к контрольной – в последующие сутки интервала проведения

измерений. Вычисленные при различных  $f_1, f_2$  значения функционала используются для нахождения его глобального минимума. Соответствующие этому минимуму значения  $f_1, f_2$  и полученные в результате уточнения по обучаемой выборке значения  $l_1, l_2, l_3, l_4$  принимаются в качестве искомых оценок параметров орбиты СИСЗ.

### **Результаты применения разработанного способа навигации.**

Проверка возможностей предложенного способа навигации СИСЗ, основанного на обработке измерений дальности одной станцией, проводилась как с помощью метода математического моделирования, так и с использованием измерительной информации, получаемой в реальных циклах навигации обслуживаемых СИСЗ. В первом случае, когда имелась возможность получать циклы обработки ИТНП любой структуры с произвольным составом погрешностей, а также идеальный эталон для проверки результатов обработки этих ИТНП, исследовалось влияние различных исходных данных на точность навигации СИСЗ в соответствии с тем или иным способом. Эти исследования, в частности, позволили установить, что предпочтительная структура цикла обработки ИТНП для разработанного способа навигации представляет собой измерения дальности, полученные в течение временного интервала, составляющего не менее 1,5...2 суток, в сеансах (продолжительностью 7...20 мин с шагом не более 20...30 с), следующих с интервалом не более 2 ч. Ошибки навигации СИСЗ при использовании моделированных циклов обработки ИТНП не превышали 2...2,5 км по внутриспосредственным и 6...7 км по внеплоскостным параметрам орбиты. Такая точность является достаточной для надежного удержания спутника в области порядка  $\pm 0,05^\circ$  по широте и долготе относительно номинальной точки стояния [1, 2].

Во втором случае, при использовании реальных ИТНП для применения разработанного способа навигации и объективной оценки его возможностей требовалось выполнение указанных условий по точности используемых моделей, а также по достоверности значений параметров орбиты, принимаемых в качестве эталонных. Такие условия обеспечивались при обработке ИТНП, полученных при навигации спутников KAZSAT-1, БОНУМ-1, ЭКСПРЕСС-АМ11 [1]. Один из примеров сравнения результатов применения разработанного способа для навигации спутника ЭКСПРЕСС-АМ11 при использовании двухсуточного цикла измерений дальности станцией Гусь-Хрустальный с результатами применения других способов навигации приведен в таблице. Цифрами обозначены следующие варианты.

1. Использование многопунктового способа навигации, рассматриваемого в качестве эталонного.
2. Использование измерений тех же средств за исключением измерений станцией Гусь-Хрустальный (в целях получения независимой от данных этой станции оценки параметров орбиты).
3. Использование измерений дальности и углов линии визирования станцией Гусь-Хрустальный (в соответствии с классической однопунктовой технологией навигации).

**Параметры орбиты СИЗ3 ЭКСПРЕСС-АМ11, полученные для различных вариантов навигации при обработке результатов измерения ИТНП за 26-28.01.2005 г.**

Параметры орбиты	Вариант навигации				
	1	2	3	4	5
Большая полуось, км	42165,840	42165,849	42165,841	42165,840	42165,838
Эксцентриситет	0,0000916	0,0000921	0,0001017	0,0003212	0,0000959
Наклонение, град.	0,0150	0,0153	0,0173	0,1143	0,01493
Долгота восходящего узла, град.	114,0466	114,4598	127,5313	154,8840	122,4890
Аргумент перигея, град.	344,0501	343,1762	330,5250	289,3108	337,1011
Аргумент широты, град.	62,7165	62,3034	49,2330	21,9056	54,2746
Период, мин	1436,153	1436,153	1436,153	1436,153	1436,153
Широта, град.	0,0133	0,0135	0,0131	0,0427	0,0121
Долгота, град.	96,5012	96,5013	96,5023	96,5276	96,5016
Высота, км	35786,943	35786,978	35786,864	35788,311	35786,802

4. Использование только измерений дальности станцией Гусь-Хрустальный и уточнение полного состава орбитальных параметров.

5. Использование только измерений дальности станцией Гусь-Хрустальный в разработанного однопунктового способа навигации.

Сравнительный анализ представленных вариантов навигации показывает следующее.

При исключении измерений станции Гусь-Хрустальный из выборки измерений, использовавшихся для получения эталонных значений этих параметров (вариант 2, см. таблицу), не происходит их сколько-нибудь существенного изменения. Это подтверждает достоверность результатов экспериментальной оценки точности однопунктовых определений и их практическую независимость от использования в полной выборке измерений дальности, полученных от той же станции. Результаты определения орбиты при использовании измерений дальности, полученных только от единственной станции, и традиционного метода их обработки (вариант 4, см. таблицу) являются недопустимо грубыми, что объясняется очевидной геометрической неопределенностью относительно внеплоскостных элементов орбиты в дальностях от одного пункта. В то же время применение разработанного способа позволяет получить параметры орбиты спутника (вариант 5, см. таблицу), которые в данном случае заметно меньше отличаются от эталонных, чем параметры, полученные с примени-

ем классического однопунктового варианта с использованием угловых измерений (вариант 3, см. таблицу).

**Выводы и рекомендации.** Выполненные исследования позволили разработать усовершенствованный однопунктовый способ навигации геостационарного спутника [10]. Основные преимущества разработанного способа навигации состоят в следующем:

- значительно уменьшается уровень требований к антенной системе измерительной станции из-за отказа от необходимости проведения измерения углов линии визирования на обслуживаемый геостационарный спутник с достаточно высокой точностью в любых возможных климатических и погодных условиях;

- отпадает необходимость в проведении регулярной юстировки угломерных каналов используемой антенной системы;

- разрешается ряд алгоритмических проблем, связанных с совместной обработкой дальномерных и угловых измерений (корректный выбор весов измерений), с необходимостью компенсации влияния систематических погрешностей угловых измерений и пр.;

- разработанный подход органически сочетается с существующими тенденциями в управлении полетом геостационарных спутников, предполагающими, к примеру, все более интенсивное использование возможностей связного канала для передачи и приема различной технической информации, включая и данные измерений ИТНП [1].

Недостатки и ограничения разработанного однопунктового способа навигации состоят в следующем:

- достаточно важной является необходимость соблюдения приведенных требований к структуре интервала проведения измерений дальности и к точности этих измерений, поэтому для повышения надежности навигации целесообразно (когда это возможно) обеспечивать более частое проведение сеансов и большую их длительность;

- важным является выполнение качественной отбраковки аномальных результатов измерений дальности, для чего целесообразно применять описанную, например, в работе [1] процедуру;

- при возрастании ошибок модели движения на интервале проведения измерений (аномальная работа двигателей при выполнении маневров, повышенное влияние немоделируемых ускорений и пр.), когда уровень этих ошибок превышает 10 % номинальных значений, характеристики точности навигации могут ухудшаться, поэтому необходимо осуществлять контроль и периодическую калибровку тяг двигателей, например, по величинам реализуемых в результате выполнения маневра кинетических моментов.

Указанные ограничения должны непременно учитываться при практической реализации разработанного способа навигации СИСЗ.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Современные технологии навигации геостационарных спутников / Ю.М. Урличич и др. / – М.: Физматлит, 2006.

2. Управление орбитой стационарного спутника / Г.М. Чернявский и др. – М.: Машиностроение, 1984.
3. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. – М.: Дрофа, 2004.
4. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. Учеб. пособие для студентов вузов. – М.: Наука, 1986.
5. Бетанов В. В. Введение в теорию решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. – М.: Изд-во ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1997.
6. Бетанов В. В., Кудряшов М. И. Метод определения вектора состояния геостационарных КА по измерениям с использованием идентифицирующих ограничений // Изв. РАН. – 2008. – № 2.
7. Турчин В. Ф., Козлов В. П., Малкевич М. С. Использование методов математической статистики для решения некорректных задач // Успехи физических наук. – 1970. – Т. 102. Вып. 3. – 345 с.
8. Катовник В. Я. Непараметрическая идентификация и сглаживание данных: метод локальной аппроксимации. – М.: Наука, 1985.
9. ГОСТ 25645.146–89. Ионосфера Земли. Модель глобального распределения концентрации, температуры и эффективной частоты соударений электронов. Ч. 1. Таблицы параметров. – М.: Изд-во стандартов, 1990.
10. Способ определения параметров орбиты геостационарного спутника // Ю.Ю. Махненко и др. Роспатент, рег. № RU 2313104 от 24.03.2005.

Статья поступила в редакцию 15.05.2008

Владимир Вадимович Бетанов родился в 1952 г., окончил в 1975 г. МАИ им. С. Орджоникидзе. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Баллистика и аэродинамика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Чл.-кор. Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Автор более 200 научных работ и изобретений в области баллистики, динамики полета, и управления движением ракет и космических аппаратов.

V.V. Betanov (b. 1952) graduated from the Moscow Aviation Institute n.a. S. Ordzhonikidze in 1975. D. Sc. (Eng.), professor of “Ballistics and Aerodynamics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Corresponding member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences. Author of more than 200 publications and inventions in the field of ballistics, flight dynamics and mission control of spacecrafts.

Юрий Юрьевич Махненко родился в 1955 г., окончил в 1978 г. Харьковское высшее военное командное училище им. А.И. Крылова. Д-р. тех. наук, старший научный сотрудник, ведущий инженер ФГУП “Космическая связь”. Чл.-кор. Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. Автор более 140 научных работ в области навигационно-баллистического обеспечения управления полетом космических аппаратов различного назначения.

Yu.Yu. Makhnenko (b. 1955) graduated from the Khar'kov Higher Military Command School n.a. A.I. Krylov. Ph. D. (Eng.), senior researcher, leading engineer of the Federal State Unitary Enterprise “Kosmicheskaya svyaz”. Corresponding member of the Academy of Cosmonautics n. a. K.E. Tsiolkovskii. Author of more than 140 publications in the field of navigation and ballistics of mission control of various-purpose spacecrafts.