

Е.А. МИКРИН, М.В. МИХАЙЛОВ, С.Н. РОЖКОВ, А.С. СЕМЕНОВ

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА МКС ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ВЛИЯНИЯ ПЕРЕОТРАЖЕНИЙ НА РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ НАВИГАЦИИ, ОРИЕНТАЦИИ И СБЛИЖЕНИЯ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Рассмотрены результаты анализа данных аппаратуры спутниковой навигации, полученных в летном эксперименте на Международной космической станции (МКС) одновременно от трех навигационных приемников при разных конфигурациях основных переотражающих элементов МКС – солнечных батарей американского сегмента станции. Показано, что переотражения приводят к значительным ошибкам псевдодальностей, фазовых измерений, к ошибкам определения координат и скорости МКС. Предложены методы существенного снижения влияния переотражений на решение задач навигации, ориентации и относительной навигации при сближении КА. Определены реальные точностные характеристики решаемых навигационных задач, которые предполагается внедрить в разрабатываемой аппаратуре спутниковой навигации кораблей «Союз» и «Прогресс».

Введение

Для навигационного обеспечения космических аппаратов (КА) все шире используется аппаратура спутниковой навигации, работающая по сигналам навигационных спутников (НС) ГЛОНАСС и GPS. В настоящее время на большинстве КА используется одночастотная аппаратура, определяющая вектор положения КА с точностью ~20 м. Для повышения точности навигационных измерений для ряда перспективных КА ведется разработка двухчастотной и даже трехчастотной аппаратуры спутниковой навигации (АСН). Однако все усилия по повышению точности аппаратуры могут быть сведены на нет из-за влияния переотраженных от элементов конструкции КА сигналов НС.

Особо сильное влияние переотражений на измерения АСН наблюдается на крупногабаритных КА. Например, на МКС ошибки определения координат станции из-за переотражений иногда превышают 100 м, что недопустимо для реализации многих научных и технических задач, решаемых на МКС, в частности становится невозможной решение задач ориентации и относительной навигации, требующих прецизионной точности навигационных измерений. Тем не менее, европейский корабль ATV сближается с МКС по измерениям АСН [6].

Микрин Евгений Анатольевич. Доктор технических наук, академик РАН, первый зам. генерального конструктора ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королева» (г. Королев Моск. обл.). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Михайлов Михаил Васильевич. Доктор технических наук, начальник сектора ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королева». Действительный член Академии навигации и управления движением.

Рожков Сергей Николаевич. Ведущий инженер-программист ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королева».

Семенов Александр Сергеевич. Инженер – математик I категории ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королева».

Статья по докладу на XVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

Для исключения переотражений в процессе сближения с ATV все переотражающие элементы конструкции МКС устанавливаются в положение, исключающее возможность попадания переотраженных от них сигналов в антенну АСН. Для этого, например, основные солнечные батареи устанавливаются в одну плоскость и на время сближения практически прекращается энергообеспечение станции. Такое решение недопустимо для кораблей «Союз» и «Прогресс», выполняющих до десяти стыковок с МКС в год.

Изучение проблемы влияния переотражений на измерения АСН в РКК «Энергия» ведется с самого начала эксплуатации МКС. Для этого был проведен целый ряд экспериментов, разработаны и исследованы алгоритмы динамической фильтрации измерений, существенно снижающие влияние переотражений на точность формируемой оценки орбиты. Результаты таких экспериментов и исследований представлены в работах [1, 6, 8].

В настоящее время ведутся работы по реализации задачи ориентации и сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» по сигналам АСН. Для этого разработаны специальные алгоритмы вторичной обработки сигналов АСН, обеспечивающие сведение к минимуму влияния переотражений во всех трех задачах: *навигации, относительной навигации и ориентации*. Эти алгоритмы отработаны на математических стендах, где продемонстрировали свою эффективность. Однако моделирование может не полностью отражать реальную ситуацию. Поэтому в апреле 2010 года на МКС был проведен эксперимент, направленный на детальное изучение влияния переотражений на измерения АСН. Результаты этого эксперимента и представлены в настоящей статье.

Цель и постановка эксперимента

Целью эксперимента являлись выделение ошибок измерений псевдодально-сти и фазы, обусловленных переотраженными сигналами НС от элементов конструкции МКС одновременно для трех разных антенн АСН МКС при различных конфигурациях СБ, а также проверка функционирования алгоритмов компенсации ошибок переотражений в задачах навигации, относительной навигации и ориентации. Требовалось определить, какая точность решения перечисленных задач может быть достигнута на МКС в условиях сильных переотражений сигналов НС при использовании указанных алгоритмов.

Суть эксперимента заключалась в одновременной записи на компьютере полного потока первичных измерений трех навигационных приемников (НП), входящих в состав АСН МКС, подключенных к трем штатным антеннам. Одна из использовавшихся антенн при орбитальной ориентации МКС направлена в зенит, вторая повернута относительно вектора скорости МКС по часовой стрелке на 39°, третья – против часовой стрелки на 34°. Поля зрения всех антенн близки к полусфере. Антенны смещены друг относительно друга на 1-2 м.

Запись информации длилась около 1,5 суток. На фоне записи американский Центр управления полетом обеспечивал включение различных режимов работы солнечных батарей (СБ) МКС, являющихся основным источником переотраженных сигналов НС. МКС во время эксперимента находилась в ориентации, близкой к орбитальной. Ориентация поддерживалась на гироскопах, двигатели ориентации возмущающие орбиту станции, не включались. Информация об ориентации МКС также фиксировалась, то есть относительные координаты всех трех антенн АСН в орбитальной и гринвичской системах координат были известны.

Точность определения координат

В целях определения ошибок измеренных координат необходимо определить точную орбиту МКС. В работе [1] отмечалось, что в АСН МКС реализованы алгоритмы динамической фильтрации измерений, обеспечивающие формирование оценки орбиты по измерениям на интервале времени, равном витку (5500 с). Было показано, что точность такой оценки для зенитной антенны составляет 3-5 м. При этом точность определяется не столько ошибками измерений АСН, сколько ошибками модели движения МКС, используемой в алгоритмах динамической фильтрации. В частности, основными не учтенными при фильтрации составляющими модели движения МКС были:

- гравитационное влияние Луны и Солнца;
- отклонение реальной оси вращения Земли от оси Z системы координат WGS-84, в которой работает система GPS.

Вклад остальных неучтенных составляющих модели в ошибку оценки орбиты не превышал 1 м.

С использованием алгоритмов, приведенных в работе [1], была построена оценка орбиты МКС. В предположении, что ошибки этой оценки близки к нулю, можно принять ее за истинную орбиту для каждого приемника. Тогда разность измеренных координат и их оценки будет представлять собой ошибку измерений АСН. На рис. 1 для трех приемников приведены графики ошибок измерений по трем координатам (ΔX , ΔY , ΔZ) относительно орбитальной системы координат (ОСК) (ось X ОСК направлена по вектору скорости МКС, ось Y – по местной вертикали). Верхний график соответствует первой (зенитной) антенне, средний – второй антенне, нижний график – третьей антенне.

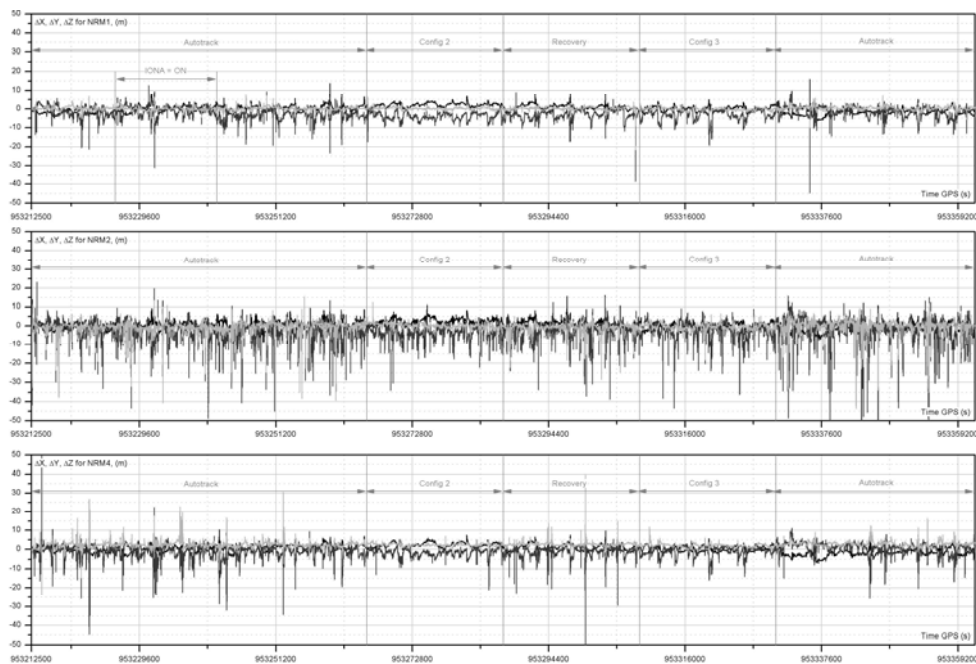


Рис. 1. Графики ошибок измерений трех приемников по осям X , Y , Z

На графиках выделены участки орбиты с разными режимами работы СБ:

- штатно отслеживают Солнце, вращаясь по продольной и поперечной осям;
- фиксированы в плоскости горизонта;

- вращаются только вокруг продольной оси;
- фиксированы в положении, исключающем попадание переотраженных сигналов НС на первую антенну.

Видно, что ошибки большей части измерений всех трех приемников не превышают 10 м по трем осям. Однако отчетливо наблюдаются кратковременные всплески ошибок, длительностью до 2 мин и амплитудой до 50 м (иногда амплитуда превышает 100 м). Эти всплески обусловлены переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС, причем для зенитной антенны количество таких всплесков минимально, для второй антенны – максимально. На участках с фиксированными положениями СБ количество всплесков значительно меньше (для зенитной антенны они практически отсутствуют), чем на участках, где СБ отслеживают Солнце. Приведенные на графиках ошибки могут существенно влиять на решение различных задач управления КА. Например, система управления европейским кораблем ATV, обеспечивающая его сближение с МКС, при таких ошибках в определении координат может прекратить сближение и выполнить увод корабля от станции. Поэтому для обеспечения сближения могут использоваться только зенитные антенны, установленные в горизонтальное положение, исключающее попадание переотраженных сигналов НС в антенну АСН.

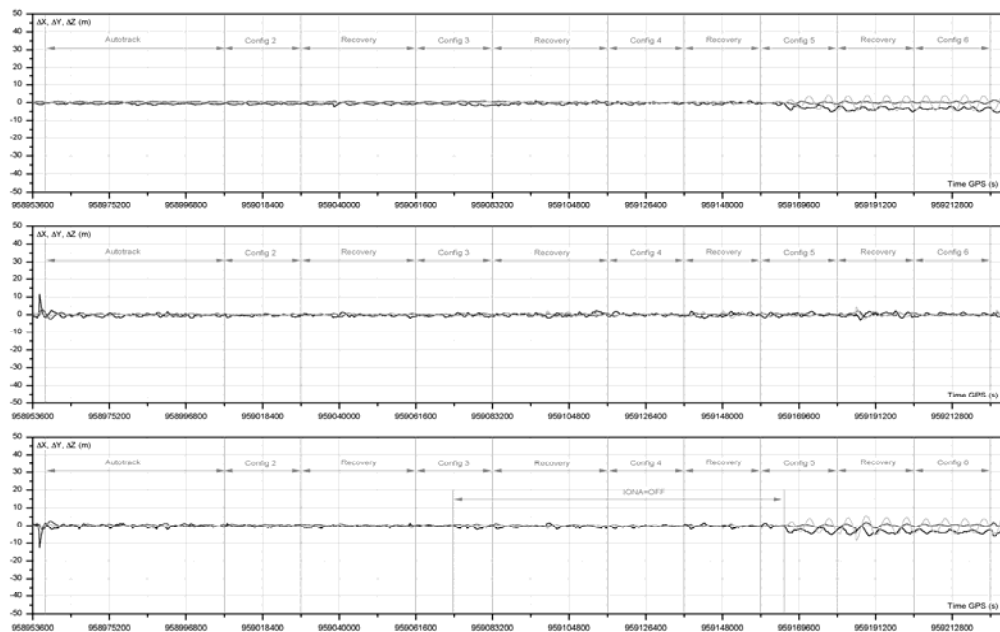


Рис. 2. Графики разностей ошибок оценок трех орбит МКС, сформированных по измерениям трех приемников

При проектировании системы сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» с МКС поставлена задача исключения подобных ограничений. Сближение должно выполняться по измерениям любого из четырех навигационных приемников АСН без каких-либо ограничений на работу СБ. Для этого дальнейшее сближение кораблей с МКС (до ~500 м) предполагается осуществлять по оценке орбиты МКС, формируемой по измерениям координат соответствующими приемниками. Покажем, что ошибки измерений координат, приведенные на рис. 1, практически не влияют на точность формируемых по этим измерениям оценок орбит МКС.

На рис. 2 приведены графики разностей оценок орбит, сформированных по измерениям соответственно первого, второго и третьего НП: верхние графики – разность оценок третьего и первого НП, средние графики – второго и первого НП, нижние графики – третьего и второго НП.

Из графиков, приведенных на рис. 1, видно, что ошибки измерений координат для трех НП существенно отличаются друг от друга и являются независимыми. Графики рис. 2 показывают, что сформированные по измерениям трех НП три орбиты МКС по координатам отличаются друг от друга на ~1 м.

Источником ошибок формируемых в НП координат являются ошибки псевдодальностей. Для определения этих ошибок в РКК «Энергия» были разработаны алгоритмы моделирования псевдодальностей с точностью ~10 м. На рис. 3 приведены графики разностей измерений псевдодальностей и их моделей для приемников 1 и 3.

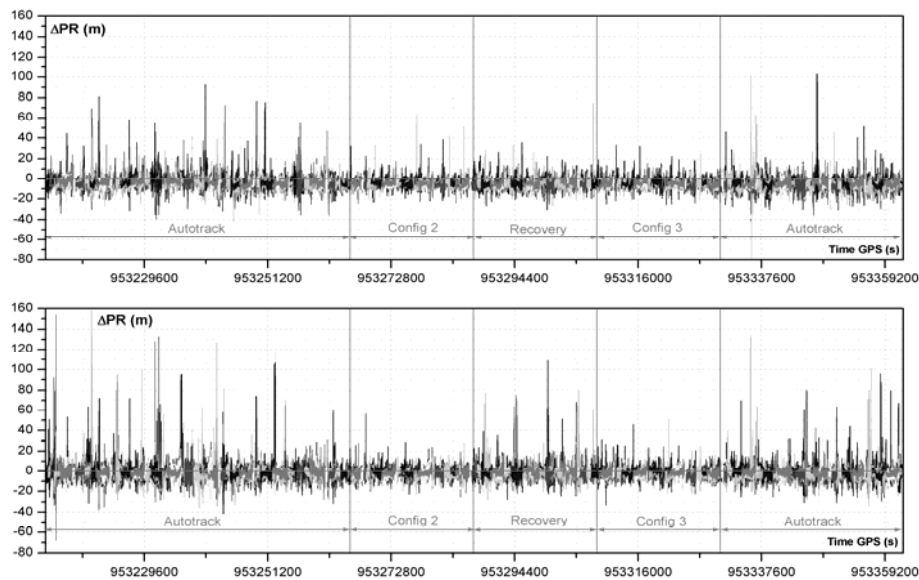


Рис. 3. Графики ошибок псевдодальностей, измеренных приемниками 1 и 3

Всплески на графиках представляют собой ошибки, обусловленные переотражениями. Наиболее сильные переотражения наблюдаются на участках, где СБ штатно отслеживают Солнце, и практически отсутствуют на участках с фиксированной конфигурацией СБ.

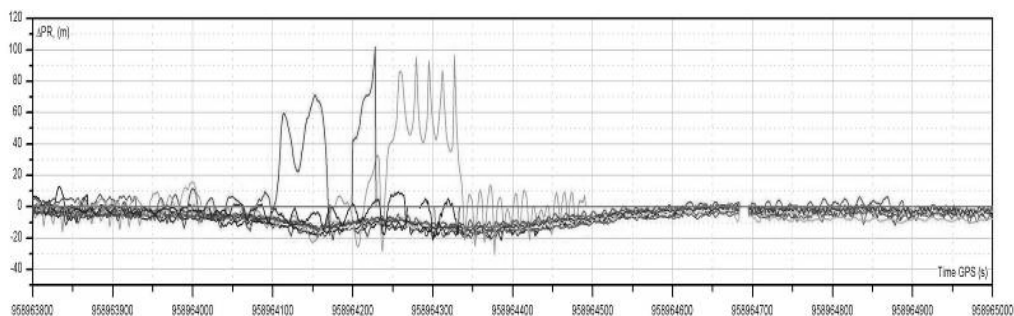


Рис. 4. Типовой график всплеска ошибки псевдодальности, обусловленной переотражениями

На рис. 4 представлено несколько всплесков ошибок псевдодальностей, обусловленных переотражениями, в более крупном масштабе. Видно, что амплитуда таких ошибок может достигать 100 м, а длительность 1-2 мин.

Точность решения задачи относительной навигации

Формируемые двумя приемниками псевдодальности являются основой для решения задачи относительной навигации, определяющей вектор относительного положения соответствующих антенн в гринвичской системе координат. Уравнение для определения относительных координат при малых дальностях имеет вид

$$\bar{U}_u = B\bar{X}, \quad (1)$$

где $\bar{X}$ – неизвестный вектор относительных координат;

$$\bar{U}_u = \begin{pmatrix} PR_{11} - PR_{21} \\ PR_{21} - PR_{31} \\ \text{-----} \\ PR_{n1} - PR_{11} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} PR_{12} - PR_{22} \\ PR_{22} - PR_{32} \\ \text{-----} \\ PR_{n2} - PR_{12} \end{pmatrix}$$

– измеренный вектор вторых разностей псевдодальностей PR_{ij} (n – число общих НС, в созвездии, PR_{i1} – измерения НП1, PR_{i2} – измерения НП 2);

$$B = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1} - \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}_0)^T}{D_2} \\ \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}_0)^T}{D_2} - \frac{(\bar{X}_3 - \bar{X}_0)^T}{D_3} \\ \text{-----} \\ \frac{(\bar{X}_n - \bar{X}_0)^T}{D_n} - \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1} \end{pmatrix}$$

– матрица направляющих косинусов, где $\bar{X}_i$ – координаты i -го НС; $\bar{X}_0$ – координаты МКС; $D_i = |\bar{X}_i - \bar{X}_0|$.

Оптимальным решением уравнения (1) (минимизирующим модуль ошибки), является оценка

$$\bar{X}^* = (B^T B)^{-1} B^T \bar{U}_u. \quad (2)$$

Необходимым условием решения уравнения (1) является существование обратной матрицы $(B^T B)^{-1}$. Общепринятым критерием обратимости этой матрицы является уровень *геометрического снижения точности (GDOP)* для созвездия общих спутников. Считается, что если $GDOP < 5$, матрица является хорошо обрабатываемой. При наличии в общем созвездии более шести НС данное условие по уровню GDOP, как правило, выполняется. Однако ошибки псевдодальностей, обусловленные переотражениями, приводят к значительным ошибкам в определении оценки относительных координат.

На рис. 5 (верхний график) приведены ошибки определения относительных координат антенн 1 и 3 в гринвичской системе координат, полученных непосредственно по формуле (2) без какой-либо фильтрации ошибок переотражений. В этом случае ошибки определения относительных координат достигают 40-50 м и более, что не удовлетворяет требованиям по точности относительной навигации при сближении КА с МКС.

Для повышения точности относительной навигации был разработан алгоритм отбраковки НС, измерения которых имеют большие ошибки. На нижнем графике рис. 5 приведены графики ошибок определения относительных координат антенны 1 и 3 после выполнения такой отбраковки. После отбраковки ошибки относительных координат в основном не превышают 10 м, заметно уменьшились амплитуда и частота всплесков.

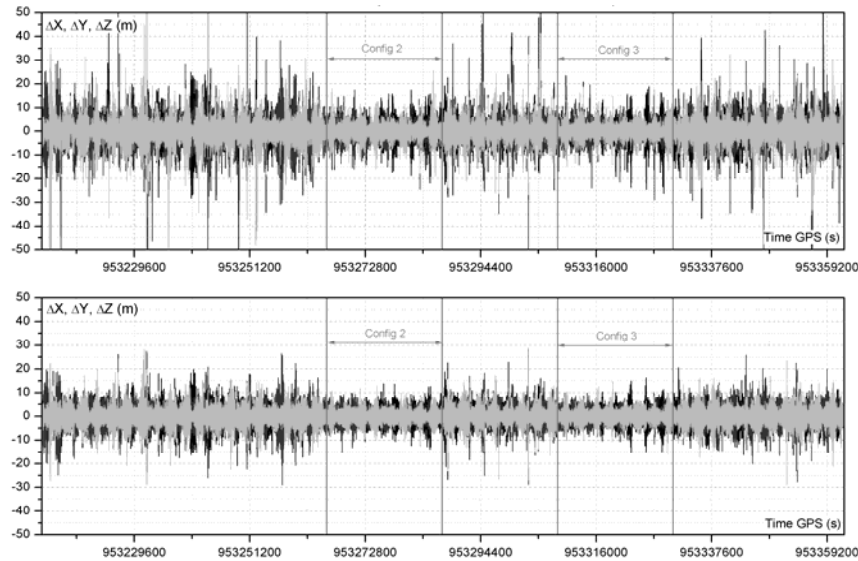


Рис. 5. Графики ошибок относительных координат до и после отбраковки измерений с большими ошибками

Точность решения задачи может быть существенно повышена путем фильтрации псевдодалейностей с использованием фазовых измерений (интегральных фаз). Алгоритм, реализующий этот подход применительно к исходным измерениям для отдельных НС, изложен, например, в [9].

Рассмотрим один из возможных вариантов фильтрации измеренных значений псевдодалейности. Пусть CP_{i1} и CP_{i2} – измеренные значения интегральных фаз i -го НС соответственно для 1-го и 2-го НП. Выберем для двух соседних измерений общее созвездие спутников и составим вектор измерений в виде

$$\bar{U}_{CP} = \begin{pmatrix} CP_{11} - CP_{21} \\ CP_{21} - CP_{31} \\ \text{-----} \\ CP_{n1} - CP_{11} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} CP_{12} - CP_{22} \\ CP_{22} - CP_{32} \\ \text{-----} \\ CP_{n2} - CP_{12} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где n – число НС в общем созвездии для двух НП на двух соседних секундах.

Приращение вектора относительного положения в гринвичской системе координат на k -й секунде определяется из уравнения

$$\bar{U}_{CPk} - \bar{U}_{CPk-1} = B_k (\bar{X}_{k-1} + \Delta \bar{X}_k) - B_{k-1} (\bar{X}_{k-1}), \quad (4)$$

где B_k – матрица направляющих косинусов в момент k .

Оптимальная оценка приращения вектора относительного положения $\Delta \bar{X}_k^*$, минимизирующая модуль ошибки оценки $\Delta \bar{X}_k^*$, определяется соотношением

$$\Delta \bar{X}_k^* = (B_k^T B_k)^{-1} B_k^T [(\bar{U}_{CPk} - \bar{U}_{CPk-1}) - (B_k - B_{k-1}) \bar{X}_{k-1}^*], \quad (5)$$

где $\bar{X}_{k-1}^*$ – оценка вектора относительного положения, полученная на предыдущем шаге.

Значение приращения $\Delta \bar{X}_k^*$ может рассматриваться как скорость изменения вектора $\bar{X}_k$.

Следует отметить, что скорость изменения вектора относительного положения, полученная по фазовым измерениям, имеет достаточно высокую точность (~1 см/с). Поэтому она может использоваться для фильтрации измерений вектора относительного положения, полученного по второй разности псевдодалности в соответствии с алгоритмом (2). Один из возможных алгоритмов формирования оценки относительного положения с фильтрацией по фазовым измерениям имеет вид

$$\bar{X}_k^* = \bar{X}_{k-1}^* + \frac{T-1}{T} \Delta \bar{X}_k^* + \frac{1}{T} (\hat{X}_k^* - \bar{X}_k^*), \quad (6)$$

где $\Delta \bar{X}_k^*$ – оценка приращения вектора относительного положения, полученная по алгоритму (5); $\hat{X}_k^*$ – оценка вектора относительного положения, полученная по вторым разностям псевдодалностей в соответствии с алгоритмом (2); T – постоянная времени фильтра.

Постоянная времени в этом фильтре должна выбираться в диапазоне 200–300 с. На рис. 6 приведен график покомпонентных ошибок вектора относительного положения антенн 1 и 3, полученного с использованием отбраковки НС по алгоритму (2) с последующей фильтрацией по алгоритму (6).

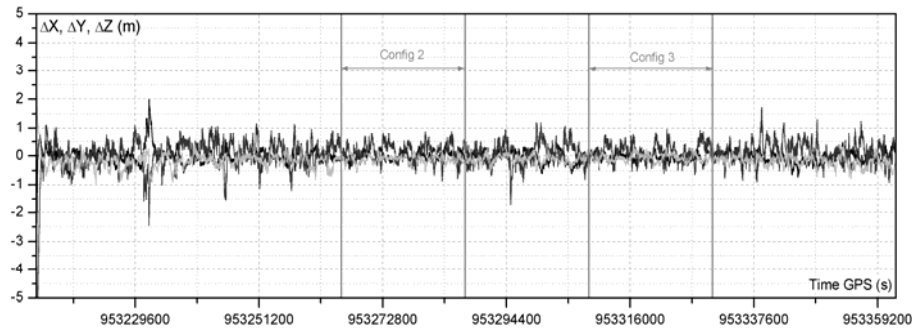


Рис. 6. Ошибки относительной навигации после фильтрации

Из графиков следует, что ошибка вектора относительного положения на всем интервале измерений редко превышает 1 м. Отметим, что данный результат получен для зенитной и боковой антенн МКС с произвольным расположением солнечных батарей по реальным летным данным АСН. Для рассмотренных алгоритмов точность получаемого решения одинакова для дальностей до

10 км и не зависит от сближающихся КА. Поэтому можно считать, что полученный результат демонстрирует точностные характеристики решения задачи относительной навигации, достигаемые при реальном сближении КА «Союз» или «Прогресс» с МКС по измерениям АСН. При этом измерения со стороны МКС могут выполняться любым из имеющихся четырех НП, а солнечные батареи МКС в процессе сближения могут без каких-либо ограничений отслеживать Солнце.

Определение ориентации

Аппаратура АСН МКС включает четыре навигационных приемника, антенны которых установлены на поверхности станции. Антенные базы составляют 1-2 м. Входящие в АСН НП являются асинхронными: каждый из них имеет собственный генератор частоты и работает в своей независимой шкале времени. При этом генераторы частоты НП имеют дрейф порядка 10^{-6} с/с.

Решение задачи ориентации по сигналам таких НП представляет собой достаточно сложную проблему. В работах [2, 3] предложены алгоритмы ее решения с использованием дополнительной информации от БИНС. На рис. 7 приведены графики ошибок ориентации МКС, полученные путем моделирования работы АСН, установленной на МКС с использованием разработанных алгоритмов.

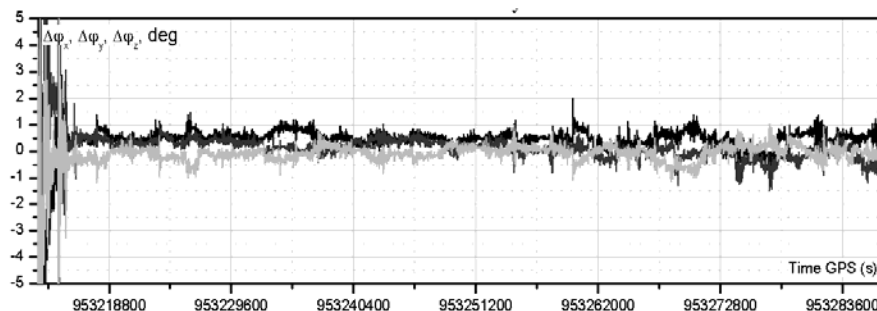


Рис. 7. Моделируемые ошибки ориентации МКС

Через 40 мин после включения системы происходит начальное определение ориентации с точностью $\sim 3^\circ$, а через час после включения точность ориентации выходит на установившийся уровень $\sim 1^\circ$.

Источником ошибок являются моделируемые ошибки фазовых измерений АСН, а именно, ошибки третьих разностей интегральных фаз, типовые графики, полученные путем моделирования, приведены на рис. 8.

Из графиков видно, что моделируемые ошибки третьей разности интегральных фаз в целом представляют собой шум переменной амплитуды. Максимальная амплитуда шума ~ 2 см/с, минимальная $\sim 0,2$ см/с. Аналогичный результат предполагалось получить с использованием летных измерений. Однако после замены моделируемых данных третьих разностей интегральных фаз данными летных измерений для того же участка орбиты МКС, той же ориентации, той же конфигурации и тех же эфемерид НС оказалось, что решение не сходится к единому результату.

Для определения причины такого результата были проанализированы третьи разности интегральных фаз для трех пар антенн, соответствующих разно-

стям сигналов от НПМ2 – НПМ4, НПМ2 – НПМ1, НПМ4 – НПМ1. Графики третьих разностей интегральных фаз для полуторасуточного интервала приведены на рис. 9. В основном третьи разности интегральных фаз представляют собой шумовой сигнал амплитудой $\sim 0,02$ м, аналогично моделируемой третьей разности, приведенной на графике рис. 8.

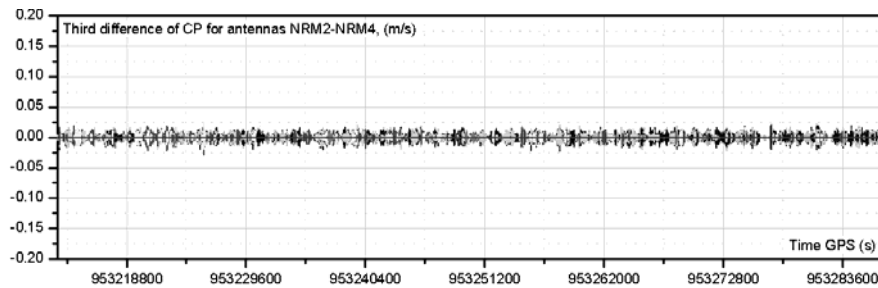


Рис. 8. Моделируемые ошибки фазовых измерений

На фоне основной шумовой составляющей наблюдаются резкие всплески амплитудой до 0,12 м. Для сравнения на рис. 10 для этого же участка орбиты приведены соответствующие двойные разности псевдодальностей. Графики двойных разностей псевдодальностей также представляют собой шумовой сигнал амплитудой ~ 20 м, на фоне которого наблюдаются резкие всплески амплитудой до 120 м. Было установлено, что причиной всплесков являются переотражения сигналов НС от элементов конструкции МКС.

Сравнение графиков на рис. 9 и 10 показывает, что всплески третьих разностей интегральных фаз происходят одновременно со всплесками вторых разностей псевдодальностей. Особенно наглядно корреляцию всплесков третьих разностей интегральных фаз и вторых разностей псевдодальностей демонстрируют рис. 11 и 12, на которых в более крупном масштабе по времени представлены графики рис. 9 и 10 для одного из участков орбиты на интервале 1200 с.

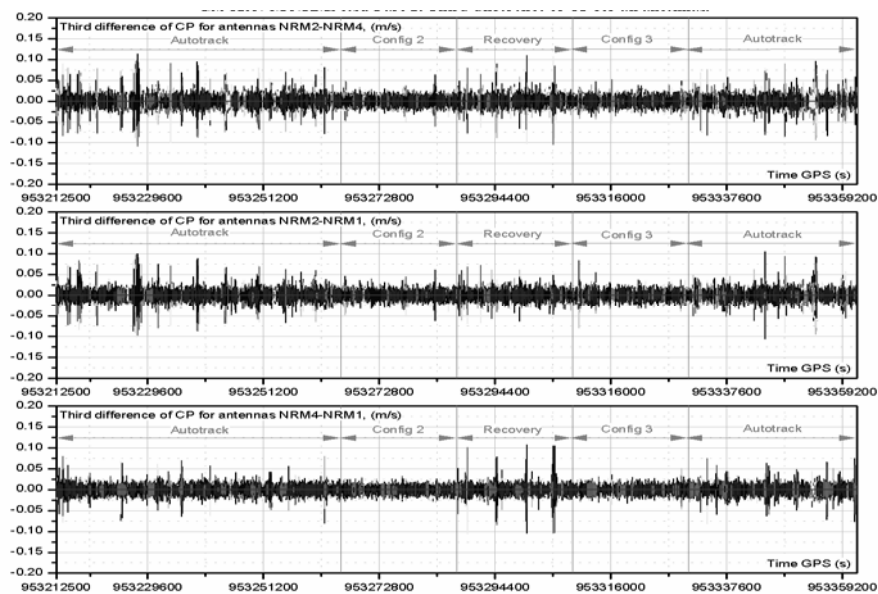


Рис. 9. Реальные ошибки третьих разностей интегральных фаз для трех пар антенн

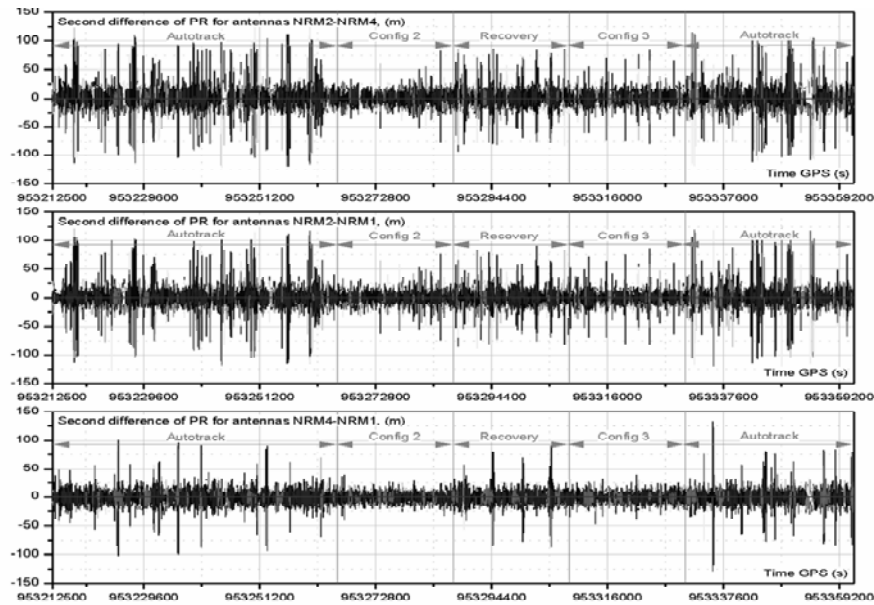


Рис. 10. Реальные ошибки вторых разностей псевдодальностей для трех пар антенн

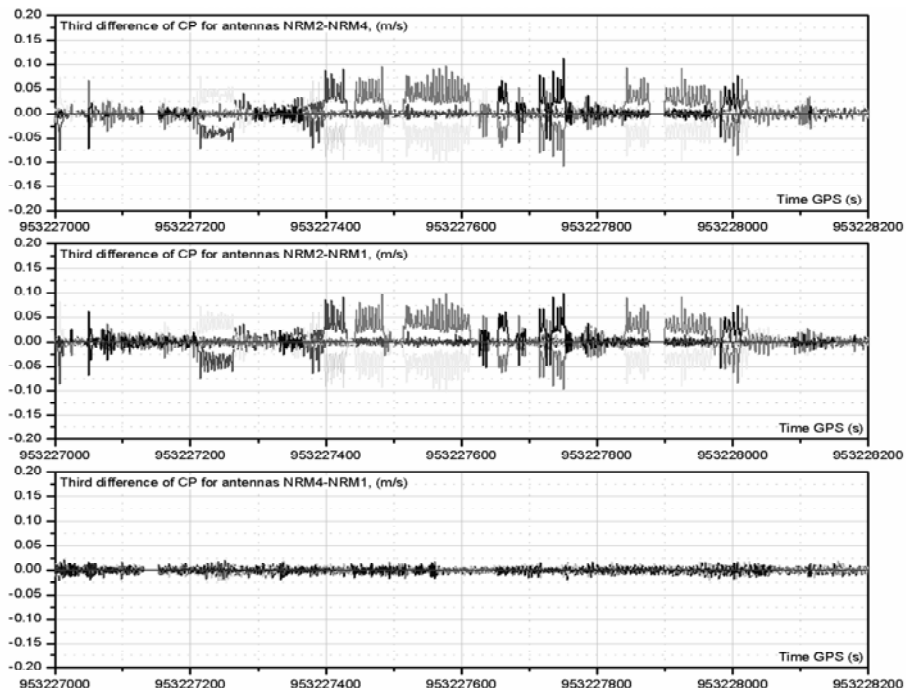


Рис. 11. Реальные ошибки третьих разностей интегральных фаз в крупном масштабе

Сравнение графиков показывает не только синхронность выбросов, но и соответствие их длительности и формы, а также принадлежность возмущенных сигналов одним и тем же НС. Это означает, что переотражения сигналов НС от элементов конструкции МКС одинаково влияют на вторые разности псевдодальностей и третьи разности интегральных фаз. Из рис. 11 следует, что при наличии сильных переотражений ошибка фазового сигнала соответствующего НС начинает возрастать со скоростью 4-5 см/с, и этот рост продолжается в течение ~ 100 с. За это время ошибка фазы достигает 4-5 м. Она сохраняется по-

сле прекращения переотражения для соответствующего НС. При таких ошибках фазы для антенной базы 1-2 м невозможно определить ориентацию КА.

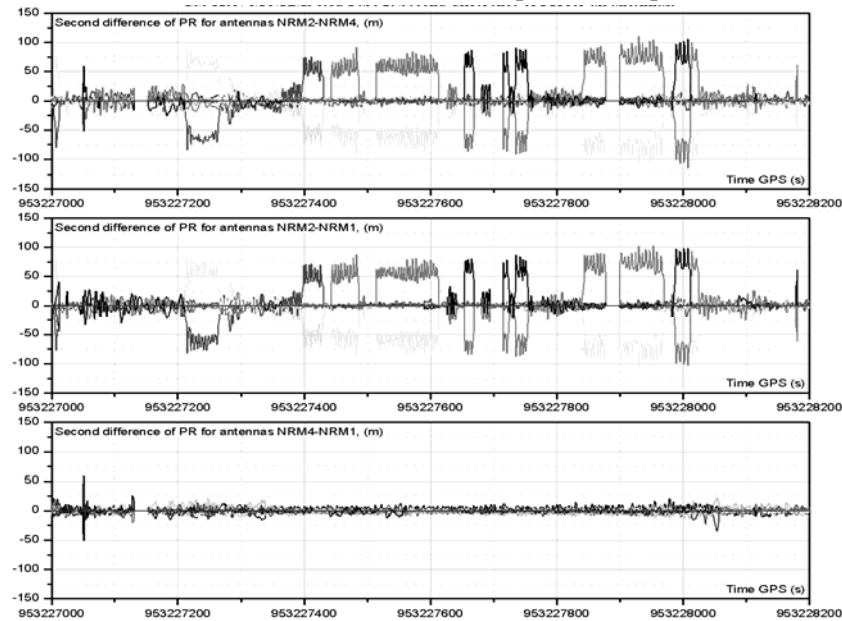


Рис. 12. Реальные ошибки вторых разностей псевдодальностей в крупном масштабе

Для снижения ошибки измерений были разработаны алгоритмы диагностики и отбраковки НС, сигналы которых имеют большие ошибки, обусловленные переотражениями. Эти алгоритмы были использованы при решении задачи ориентации по реальным данным летного эксперимента. На рис. 13 приведены графики третьих разностей интегральных фаз для трех пар антенн после отбраковки НС, сигналы которых имеют существенные ошибки, обусловленные переотражениями. Сравнение этих графиков с их аналогами до отбраковки, приведенными на рис. 9, показывает полное отсутствие всплесков из-за переотражений. А сравнение с моделируемыми сигналами третьих разностей интегральных фаз, приведенными на рис. 8, свидетельствует о том, что после отбраковки переотражений графики третьих разностей интегральных фаз реальных измерений АСН стали похожи на соответствующие графики третьих разностей моделируемых измерений. После отбраковки переотражений по приведенным в настоящем разделе алгоритмам с использованием летных данных была определена ориентация МКС. Графики ошибок полученной ориентации (относительно известной реальной ориентации МКС, формируемой по измерениям звездных датчиков), приведены на рис. 14. Из графиков следует, что установившаяся ошибка ориентации составляет $\sim 2^\circ$, что существенно хуже результата, полученного при моделировании. Время первого определения ориентации с точностью $3-5^\circ$ составило $\sim 1,5$ ч, что также значительно хуже результата, полученного при моделировании. Таким образом, по летным данным мы оценили реально достижимые точностные и динамические характеристики режима определения ориентации по измерениям асинхронных навигационных приемников с размером антенной базы ~ 1 м. Эти характеристики оказались хуже ожидаемых, полученных путем моделирования. И хотя подтверждена принципиальная возможность определения ориентации КА по измерениям асинхронных приемников, полученные характеристики не удовлетворяют требованиям КА «Союз» и «Прогресс» по точности ориентации, а особенно по времени ее определения.

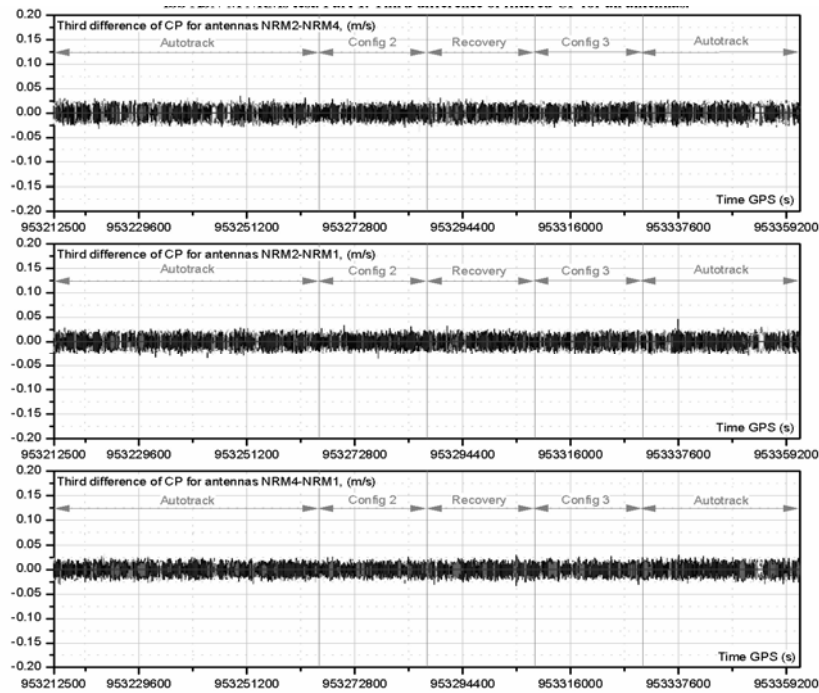


Рис. 13. Реальные ошибки третьих разностей интегральных фаз после отбраковки переотражений

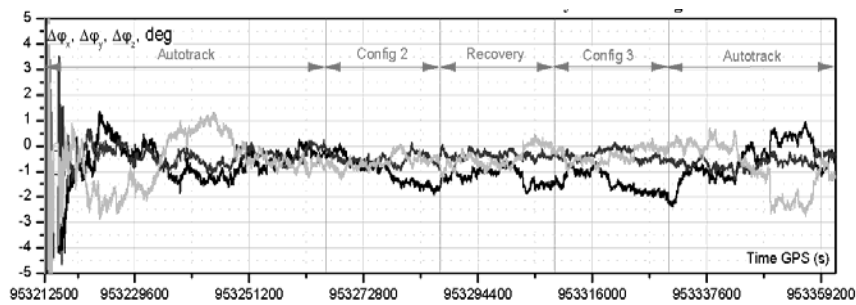


Рис. 14. Ошибки ориентации по осям X , Y , Z по фазовым измерениям асинхронных навигационных приемников МКС.

Это означает, что асинхронные навигационные приемники, используемые в АСН, не обеспечивают определение ориентации КА с требуемыми характеристиками. Более точное определение ориентации КА обеспечивают синхронные навигационные приемники, где измеряемым вектором является не третья, а вторая разность интегральных фаз. Понижение порядка системы уравнений, связывающих ориентацию с измеряемыми параметрами, обеспечивает при тех же погрешностях измерений более точное определение искомых параметров.

К сожалению, полученные в эксперименте летные данные представляют собой измерения асинхронных навигационных приемников. По этим данным невозможно оценить достигаемую точность ориентации для случая синхронных приемников с теми же шумовыми характеристиками фазовых измерений. Однако это можно сделать с использованием моделируемых измерений.

На рис. 15 приведены графики ошибок ориентации, построенные по моделируемым синхронным измерениям трех навигационных приемников. Моделирование показало, что начальное определение ориентации выполняется за 10-30 с, в то

время как по измерениям асинхронных приемников – за 1000-2000 с. Кроме того, существенно повышается точность определения ориентации.

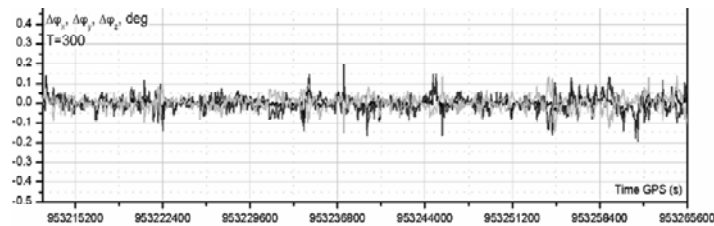


Рис. 15. Ожидаемые ошибки ориентации для синхронных навигационных приемников

Если ошибки ориентации, полученные по результатам моделирования с использованием асинхронных приемников (см. рис. 7), составили $\sim 2^\circ$, то при тех же ошибках фазовых измерений синхронных приемников ошибки ориентации составили $0,1^\circ$. Таким образом, основным результатом эксперимента в части ориентации является вывод о том, что асинхронные навигационные приемники, на базе которых построена АСН, не могут использоваться для определения ориентации КА в силу как низкой точности определения ориентации ($2-3^\circ$), так и значительного времени начального определения ориентации (1-2 ч). Поэтому для обеспечения ориентации КА «Союз» и «Прогресс» по измерениям АСН необходимо при проектировании АСН предусматривать использование синхронных навигационных приемников.

Заключение

По результатам анализа данных АСН МКС, полученных одновременно от трех навигационных приемников, установлено:

- переотражения сигналов НС от элементов конструкции МКС вносят существенные ошибки в измерения псевдодальностей, достигающие ~ 100 м в течение 1-2 мин;
- из-за ошибок псевдодальностей ошибки определения координат, полученных от трех разных НП, существенно отличаются друг от друга, особенно на участках орбиты, где СБ штатно отслеживают Солнце. Различие в ошибках иногда достигает 100 м;
- точность оценок орбиты МКС, формируемых в АСН по измерениям разных НП, практически одинакова для трех НП и не зависит от режима работы СБ;
- переотражения сигналов НС вносят существенные ошибки в решение задачи относительной навигации. Ошибки определения вектора относительного положения, полученного по измеренным псевдодальностям, достигают 20-30 м;
- исследованы алгоритмы выявления и отбраковки сигналов НС с большими ошибками из-за переотражений, а также алгоритмы фильтрации измерений с использованием измерений интегральных фаз. Достигнута точность решения задачи относительной навигации со значением среднеквадратической погрешности по координатам 0,5 м, по скорости – 0,7 см/с;
- определены ошибки фазовых измерений АСН, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС. Установлено, что переотражения сигналов НС приводят к уходам фазы несущего сигнала со скоростью до 5 см/с в течение времени до 100 с. В результате ошибки интегральных фаз могут составлять несколько метров, что не дает возможность определить ориентацию КА;

- разработаны алгоритмы распознавания и отбраковки сигналов, имеющих значительные фазовые искажения;
- определены точность ориентации и время начального определения ориентации МКС по измерениям асинхронных навигационных приемников, входящих в состав АСН. Точность ориентации составила $\sim 2^\circ$, а время определения $\sim 1,5$ ч;
- проведена оценка достигаемой точности и времени начального определения ориентации КА в случае измерений с использованием синхронных навигационных приемников. Точность ориентации составила $0,2^\circ$, а время начального определения 10-30 с.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект №09-08-00152.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Михайлов, М.В.** Прецизионная автономная навигация МКС по измерениям АСН / М.В. Михайлов, С.Н. Рожков // Вестник компьютерных и информационных технологий. -2009.-№ 5. –
2. **Михайлов, М.В.** Метод определения ориентации космических аппаратов по измерениям асинхронных приемников GPS-ГЛОНАСС//Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2009. - № 6.
3. **Михайлов, М.В.** Определение ориентации космических аппаратов по измерениям асинхронных приемников GPS-ГЛОНАСС и датчиков угловой скорости // Космонавтика и ракетостроение. - 2009.2 (55).
4. «Союз» – «МИР» – орбитальный эксперимент GPS/GLONASS / М.В.Михайлов [и др.]// Сб. докл. 12-й межд. технич. конф. ION GPS'99, сентябрь 1999, Nashville Convention Center (www.ion.org). – С. 2303-2311.
5. **Микрин, Е.А.** Ориентация перспективных кораблей «Союз» и «Прогресс» по измерениям асинхронных приемников GPS / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов // XV С.-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор». – 2008. – С.177-179.
6. **Микрин, Е.А.** Эксплуатация АСН МКС, ее характеристики и возможности. Перспективы использования АСН на КА «Союз» и «Прогресс» / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов // XVI С.-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. - СПб: ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
7. **Использование** метода сверхдлинных когерентных накоплений для устранения ошибок многолучевости в приемнике спутниковых радионавигационных систем / Н.В.Михайлов [и др.] – Гирокоспия и навигация.- 2012.- № 1(76).- С.85–91.
8. **Навигационное** обеспечение международной космической станции /В.Н.Бранец [и др.] // X С.-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб: - ЦНИИ «Электроприбор», 2003.
9. **Hoffman-Wellenhof B., Lichtenegger H., Collins J.** GPS: Theory and Practice. Third, revised edition. Springer-Verlag Wien New York, 1994.

Abstract. Reviewed are the analysis results of Satellite Navigation Equipment (SNE) data obtained in a flight experiment on the International Space Station (ISS) simultaneously from three Navigation Receivers (NR) at different configurations of major re-reflecting elements of ISS – Solar Arrays (SA) of the US segment of the station. It is shown that re-reflections result in significant errors in pseudorange, phase change, as well as in errors in determining ISS coordinates and velocity. These errors differ significantly for different NRs and heavily depend on the SA configuration. Proposed are methods for significantly reducing the effects of re-reflections on the handling of navigation, attitude control and relative navigation tasks during SC rendezvous. The proposed methods were developed using SNE measurements obtained in a flight experiment. Determined were the actual accuracy characteristics of the navigation tasks, which are proposed for introduction into the satellite navigation equipment being developed for Soyuz and Progress.

Keywords: control, motion, navigation, attitude, Spacecraft, rendezvous.