

Н. В. МИХАЙЛОВ

## АВТОНОМНАЯ НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОЧАСТОТНОГО ПРИЕМНИКА СИГНАЛОВ GPS

Представлен метод определения относительных координат искусственных спутников Земли, эффективность которого проверена, в частности, с использованием GPS-данных, записанных в ходе выполнения проекта GRACE. Результаты обработки экспериментальных данных показывают удовлетворительное качество оценки относительных координат на базах до 10 км при доле правильных оценок выше 99,5 %.

**Ключевые слова:** GPS, ГЛОНАСС, спутниковая навигация, относительная навигация, автономная навигация.

**Введение.** Так называемый „полет строем“ (*formation flying*) в настоящее время считается одним из наиболее перспективных подходов к освоению околоземного космического пространства. По сравнению с одиночным полетом распределение измерительной аппаратуры и датчиков по разнесенным в пространстве космическим аппаратам (КА) обладает существенными преимуществами в надежности за счет избыточности и в функциональных возможностях — за счет увеличения числа датчиков и их пространственного разнесения. Кроме того, полет строем позволяет проводить многие научные космические эксперименты, не осуществимые при одиночных полетах. К таким экспериментам можно отнести интерферометрические наблюдения, получение высокоточных фотоснимков земной поверхности и изучение гравитационного поля Земли. Для выполнения полета строем необходима относительная навигация, т.е. определение относительного расстояния и относительной скорости между КА. Важно подчеркнуть, что для целей оперативного управления относительная навигация должна осуществляться в режиме реального времени.

Использование спутниковых радионавигационных систем (СРНС) для относительной навигации КА является естественным выбором разработчиков космических систем, оно интенсивно обсуждалось в последние годы [1—5]. Как отмечалось ранее [6], в указанных работах использованы данные симулятора сигналов СРНС, отсутствуют обработка данных в режиме реального времени и решение задачи не на борту КА, а на Земле. Для автономной относительной навигации требуется определять вектор взаимного положения двух космических кораблей на борту (без связи с наземными станциями) в реальном масштабе времени. Указанные выше особенности работ [1—5] не позволяют применить разработанные методы для автономной относительной навигации. В последние 4—5 лет были опубликованы работы

по обработке данных эксперимента GRACE (см., например, [7, 8]), которые показывают возможности наземной постобработки, но не предоставляют решения задачи автономной относительной навигации.

В 2008—2009 гг. опубликованы статьи [6, 9], в которых был предложен метод разрешения неоднозначности фазовых измерений GPS и рассматривалось применение этого метода для автономной относительной навигации космических кораблей. Апробация предложенного метода относительной навигации проводилась в два этапа. На первом этапе решалась задача относительной навигации без ионосферной погрешности (по двухчастотным измерениям). На этом этапе описанный в [6] метод применялся к двухчастотным измерениям GRACE. Задачей была апробация предложенного метода относительной навигации в условиях, когда ионосферная погрешность отсутствует. На втором этапе моделировались одночастотные измерения с учетом ионосферной погрешности для коротких баз относительной навигации. Задачей этого этапа было определение размеров баз, при которых предложенный метод относительной навигации применим к измерениям, включающим в себя ионосферную погрешность. Было проведено исследование границ применимости предложенного метода относительной навигации при использовании одночастотных измерений.

Целью настоящей работы является применение метода разрешения неоднозначности фазовых измерений GPS, описанного в [6], для автономной относительной навигации космических кораблей при использовании одночастотных измерений, необходимого для создания основ проектирования гражданской аппаратуры, предназначенной для коммерческой реализации. Это и определило необходимость верификации предложенного метода относительной навигации при использовании одночастотных измерений по экспериментальным данным.

**Особенности относительной навигации в космосе.** Задача определения взаимного положения искусственных спутников Земли (ИСЗ) по сигналам навигационных спутников (НС) имеет некоторые общие черты с аналогичной задачей для наземных пользователей, но содержит и ряд существенных отличий.

Для низкоорбитальных спутников (НОС) не возникает проблемы недостаточного созвездия видимых НС, поскольку высота орбит НОС составляет сотни километров, а орбиты НС имеют высоту примерно 20 тыс. км. Количество видимых НС и их геометрический фактор для НОС принципиально не отличаются от наблюдаемых наземными потребителями [10]. Несмотря на сходство количества видимых НС и геометрического фактора для НОС и для наземных потребителей, навигация НОС имеет свою специфику.

Так, поскольку НОС обращается вокруг Земли намного быстрее, чем НС, состав видимых для НОС наземных спутников изменяется значительно чаще. Быстрая смена созвездия и малое время прохождения НС влияют как на плавающее решение, так и на фиксированное. Малое время прохождения снижает эффективность фильтрационных методов обработки измерений, таких как сглаживание псевдодальномерных измерений по измерениям фазы несущей частоты (CAS — *computer aided smoothing*) и использование фильтров Калмана при вторичной обработке. Фильтрационные методы направлены на подавление медленноменяющихся составляющих ошибок измерений и, естественно, они нуждаются в достаточно продолжительном интервале непрерывного поступления измерений. Иногда говорят об инерционности решения, имея в виду возможность учета полученных ранее измерений при определении текущего положения. Чем больше интервал времени, на котором используются ранее полученные измерения, тем выше инерционность решения. Очевидно, что уменьшение инерционности решения, вызванное малым временем прохождения НС, неблагоприятно сказывается на точности получаемого плавающего решения.

Малое время прохождения двояко сказывается на фиксированном решении. Во-первых, нахождение фиксированного решения становится затруднительным из-за низкой точности плавающего решения. Во-вторых, небольшое время прохождения означает увеличение доли измерений несущей, полученных на близких по времени измерениях. Такие фазовые измере-

ния сильно коррелированы между собой и их использование затрудняет разрешение фазовой неоднозначности.

Еще одной особенностью относительной навигации НОС, как и вообще любых спутников, является отсутствие тропосферных ошибок, неизбежных для наземных потребителей. Вместе с тем на околоземных орбитах остается существенным влияние ионосферы, которая простирается до 1,5 тыс. км и вызывает погрешности измерения задержки сигнала от НС. Для двухчастотных приемников ионосферная погрешность может быть исключена. Однако используя одночастотные приемники, ионосферную погрешность необходимо учитывать при обработке измерений. При этом следует иметь в виду, что разработанные для наземных потребителей алгоритмы расчета поправок на ионосферную погрешность не годятся для НОС. Это связано с тем, что при расчете поправок для наземных пользователей используется допущение о том, что ионосфера представляет собой тонкий слой, расположенный на высоте максимальной плотности электронного содержания [11]. Такое допущение неприемлемо для НОС, которые фактически не выходят за пределы ионосферы. Для НОС плотность электронного содержания по линии распространения сигнала от КА спутниковых радионавигационных систем к НОС изменяется сложным образом, в частности, линия распространения сигнала может дважды пересекать уровень наибольшей плотности электронного содержания.

Наконец, еще одной важной особенностью относительной навигации НОС по сигналам СРНС является жесткое ограничение на объем вычислительных затрат [12]. В этой связи особенно актуально построение вычислительно эффективных методов относительной навигации. Настоящая статья посвящена обсуждению возможности применения вычислительно эффективного метода разрешения фазовой неоднозначности [6] к относительной навигации НОС. Как и для наземных потребителей, основные усилия при решении этой задачи направлены на минимизацию вычислительных затрат, связанных с наиболее трудоемким этапом — исключением неоднозначности фазовых измерений, т.е. с фиксированным решением.

**GPS-данные проекта GRACE.** Эффективность разработанного метода определения относительных координат проверена, в частности, с использованием GPS-данных, записанных в ходе выполнения проекта GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment). GRACE является совместным проектом NASA (National Aeronautics and Space Administration, США) и DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Германия). Основная цель проекта — исследование гравитационного поля Земли с помощью датчиков, расположенных на двух НОС.

Оба НОС (GRACE A/B) снабжены одинаковыми приемниками GPS для решения навигационной задачи. Приемники используют кодовые и фазовые измерения на двух частотах. В открытом доступе имеются записи измерений GPS, с помощью которых можно апробировать алгоритмы обработки информации GPS на НОС. Помимо навигационных GPS-антенн, расположенных сверху, на борту НОС размещены антенны для измерения взаимного положения с помощью радиосигналов в специальной полосе частот (K-band), а также лазерные дальнометры, также предназначенные для уточнения орбит спутников. Кроме того, имеются блоки акселерометров для измерения ускорений и астрономическая система определения ориентации. Совокупность указанных навигационных средств обеспечивает высокоточное позиционирование спутников GRACE. Массивы координат, полученных в результате постобработки, открыты для общего пользования и могут рассматриваться как эталонные данные при проверке эффективности собственных алгоритмов обработки навигационной информации.

Спутники GRACE движутся по компланарным, околополярным орбитам. Между НОС поддерживается номинальное расстояние 220 км при допустимом его увеличении на 50 км. Спутники не выходят за пределы ионосферы, а база относительной навигации превышает 200 км и ее нельзя полагать „короткой“.

**Результаты обработки двухчастотных данных GRACE.** На рис. 1 представлены результаты решения задачи относительной навигации (длина базы ~250 км) по вторым разностям двухчастотных измерений, полученных приемниками GRACE A/B [9]. На трех

верхних графиках тонкими линиями изображены разности полученных в ходе решения оценок относительных координат и эталонных значений из пакета GNV. Жирные линии передают утроенные среднеквадратические значения ошибки (СКО), рассчитанные при решении. Затемненные области графиков — это интервалы, где фиксированное решение оказалось невозможным и имеется только плавающее решение, не учитывающее целочисленного характера периодов фазы. Отметим, что отсутствие фиксированного решения в начале интервала обусловлено необходимостью исключения неоднозначности сразу для всех НС. По существу, начало интервала соответствует ситуации возобновления приема сигналов GPS после перерыва. На четвертом сверху графике приведена квадратичная норма разности трехмерных векторов полученного и эталонного решений, т.е. пространственное отклонение от эталонного решения. Для сравнения здесь приведены графики квадратичных норм для однозначного и плавающего решения (соответственно тонкая и жирная линии). На нижнем графике показаны число видимых спутников (жирная линия) и соответствующий им геометрический фактор (тонкая линия).

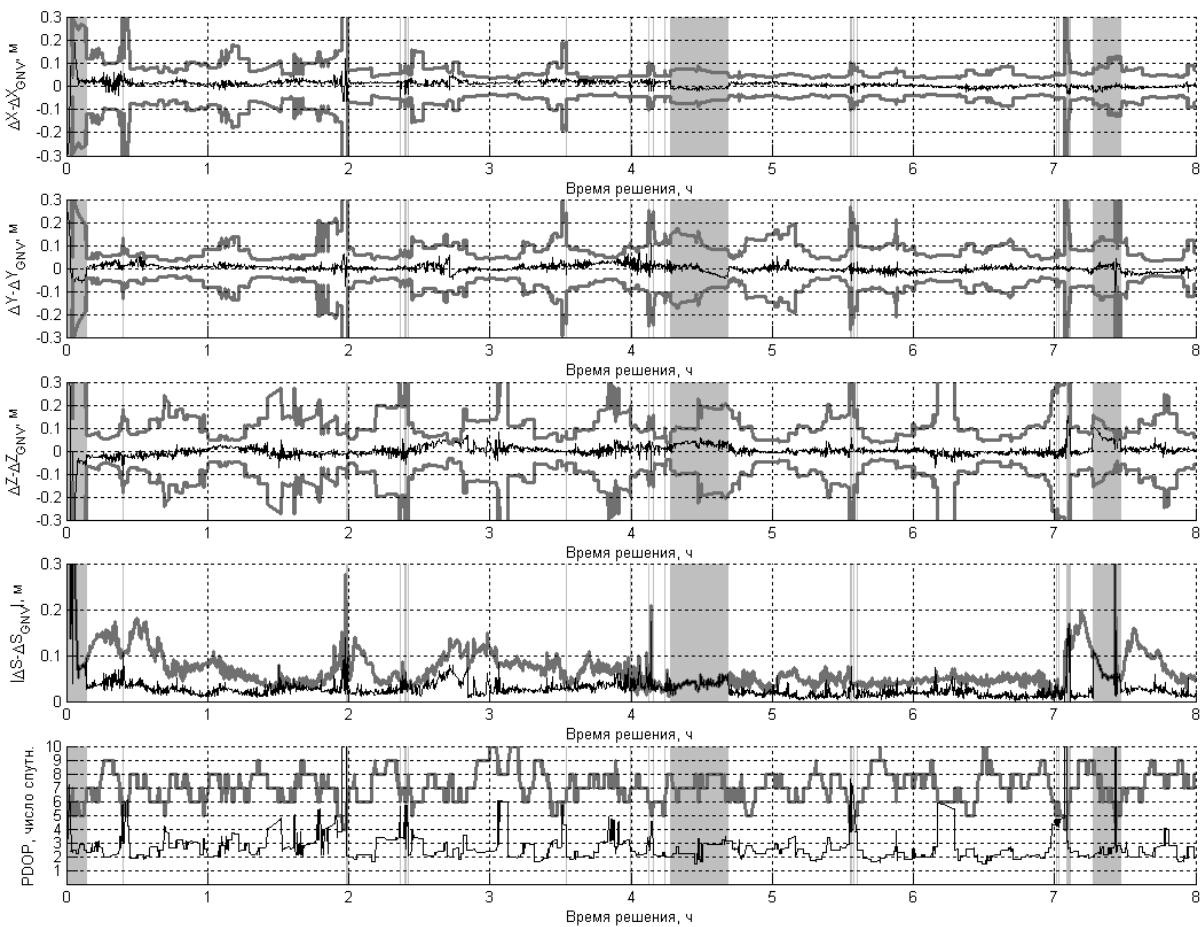


Рис. 1

Из рис. 1 видно, что фиксированное решение удается получить примерно в 90 % случаев. Там, где фазовая неоднозначность исключена, отклонение от GNV-решения, как правило, не превышает 5 см. Эти отклонения укладываются в расчетный коридор утроенных среднеквадратических значений, т.е. точность полученного решения оценивается адекватно.

**Результаты моделирования одночастотных данных.** Одна из основных проблем, возникающих при обработке данных эксперимента, — влияние ионосферных ошибок на точность относительной навигации при использовании одночастотных измерений. Для анализа возможности получения фиксированных решений по одночастотным измерениям автором было проведено моделирование ионосферной ошибки для двух НОС, расположенных на раз-

личных базах [9]. В качестве траектории одного из НОС была принята реальная траектория GRACE B. Моделирование ионосферных ошибок проводилось путем интегрирования плотности электронного содержания по линии распространения сигналов от НС. Моделировались шумовые составляющие кодовых и фазовых измерений с гауссовым распределением и со среднеквадратическими значениями, которые использовались в алгоритме двухчастотного решения. Чтобы сравнение было объективным, для всех баз использовались одни и те же смоделированные реализации шумовых составляющих измерений.

Результаты моделирования приведены в таблице, из которой видно, что увеличение длины базы до значений превышающих 40 км, ведет к достаточно частым и продолжительным перерывам в получении однозначного решения и повышению процента ложных решений.

**Результаты одночастотного решения для разных баз относительной навигации**

Длина базы, км	Доля фиксированных решений, %	Доля правильных решений, %	СКО эталонного решения, см
1	99,4	100	1
10	99,1	100	1,7
20	98,0	100	2,5
30	96,2	99,97	3,2
40	95,2	99,80	4,1
50	92,8	99,60	5,3

**Результаты обработки одночастотных данных GRACE.** Результаты моделирования одночастотных данных, приведенные выше, требовали экспериментальной проверки. Эта задача представлялась практически неразрешимой, поскольку номинальное расстояние между спутниками GRACE составляет 220 км, а границы применимости метода для одночастотных данных составляют 40—50 км. 10 декабря 2005 г. спутники GRACE выполняли маневр, который привел к сближению GRACE A и GRACE B до 400 метров. Полученные измерения GPS находятся в открытом доступе и представляют уникальную возможность для тестирования алгоритмов относительной навигации, использующих одночастотные данные.

На рис. 2 представлены результаты решения задачи относительной навигации (длина базы ~5 км) по вторым разностям одночастотных измерений, полученных приемниками GRACE A/B. Как и на рис. 1, на трех верхних графиках тонкими линиями изображены разности полученных в ходе решения оценок относительных координат и эталонных значений. Жирные линии передают рассчитанные утроенные среднеквадратические значения ошибки. В отличие от рис. 1, на рис. 2 практически отсутствуют затемненные области, т.е. удалось получить фиксированное решение почти на всем интервале наблюдения. На четвертом сверху графике приведена квадратичная норма разности трехмерных векторов полученного и эталонного решений, т.е. пространственное отклонение от эталонного решения. Отклонение решения от эталонного не превышает 3—4 см. На пятом графике показаны число видимых спутников (жирная линия) и соответствующий им геометрический фактор (тонкая линия), а на нижнем графике — база, т.е. расстояние между GRACE A и GRACE B.

Интересно сравнить результаты моделирования с обработкой реальных данных. Сравнивая данные рис. 2 и таблицы, можно заключить, что моделирование давало достоверные, но излишне оптимистичные результаты в части предсказанной точности решения.

На рис. 3 продемонстрировано расхождение решений, полученных для одночастотных и двухчастотных измерений. Показано, что существенное (более 10 см) расхождение между решениями наблюдается лишь в начале обработки. Такой результат ожидаем с учетом того, что фазовая неоднозначность разрешается практически на всем интервале наблюдения.

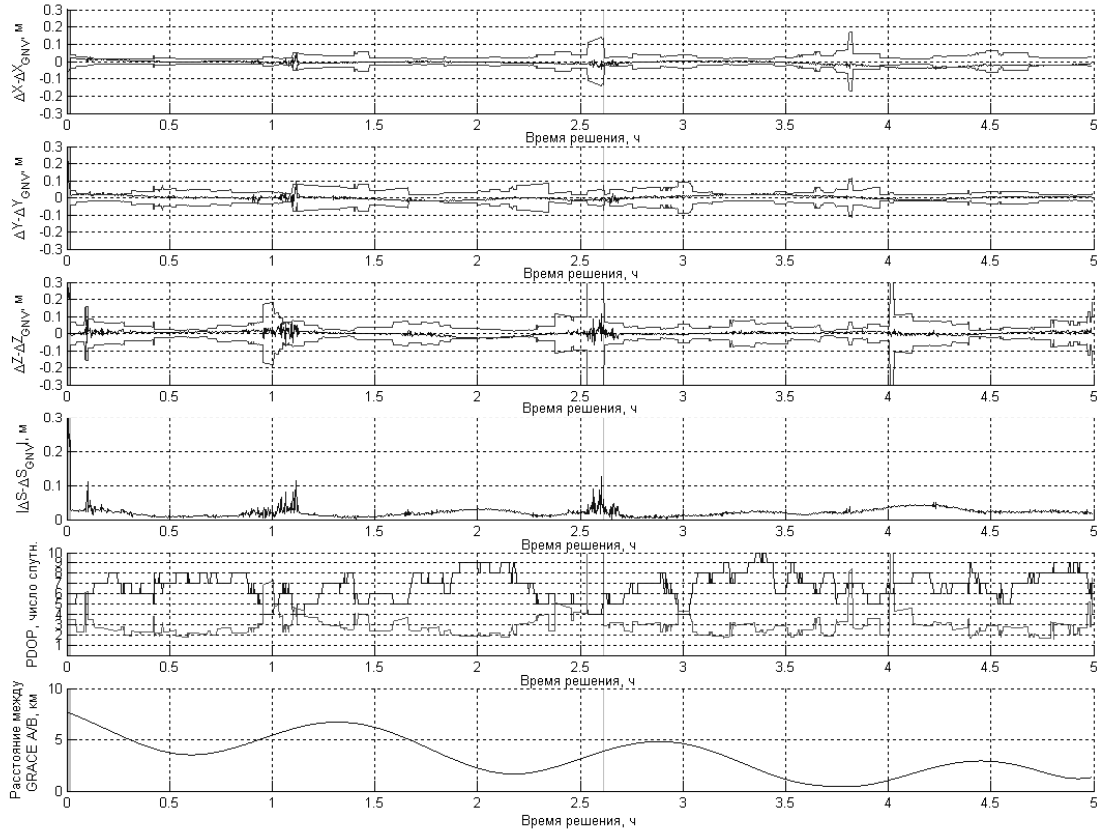


Рис. 2

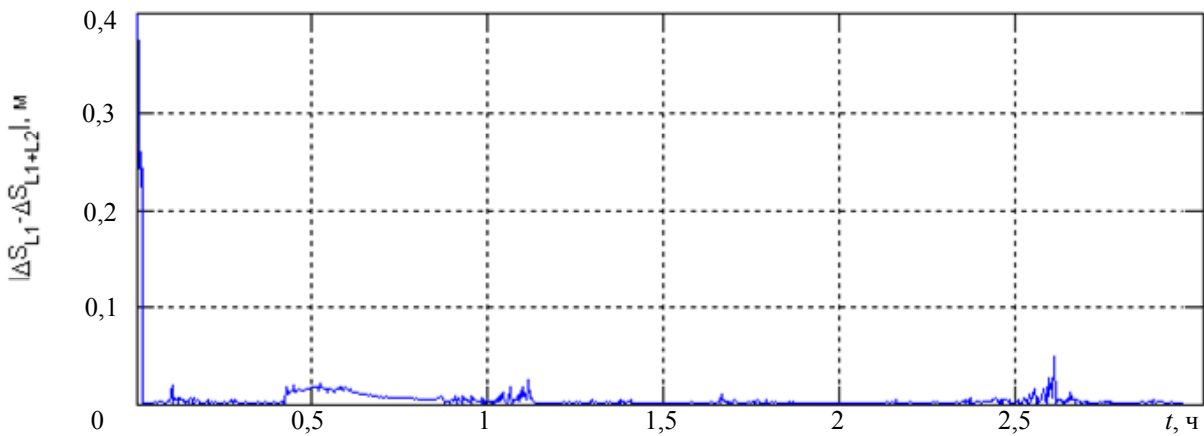


Рис. 3

**Заключение.** Разработанный метод относительной навигации апробирован на реальных одночастотных измерениях GPS, полученных на низкоорбитных спутниках GRACE с базой <math><10</math> км. Доля фиксированных решений составила более 99 %, а правильных — 99,55 %. Погрешность оценки относительных координат (расхождение с эталонным решением) для фиксированных решений находится на уровне 3—5 см. При этом вычисляемая при решении среднеквадратическая ошибка адекватна реальной ошибке.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Highsmith D., Axelrad P. Relative State Estimation Using GPS Flight Data from Co-Orbiting Spacecraft // Proc. ION GPS-99. Nashville, TN, September, 1999.
2. Ebinuma T. Precision spacecraft rendezvous using GPS: an integrated hardware approach. Ph.D. dissertation. University of Texas, 2001.

3. Миттнахт М., Хартрампф М., Васильев М. В., Михайлов Н. В. Высокоточная относительная навигация ИСЗ по спутникам системы GPS // IX Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. 2002.
4. Busse F. D. Precise Formation-State Estimation in Low Earth Orbit Using Carrier Differential GPS. Ph.D. dissertation. Stanford University, 2001.
5. Leung S., Montenbruck O. Real-Time Navigation of Formation Flying Spacecraft using Global Positioning System Measurements // J. Guidance, Control and Dynamics. Vol. 28(2). P. 226—235.
6. Kroes R. Precise relative positioning of formation flying spacecraft using GPS // Publications on Geodesy Delft, 2006. P. 61.
7. Kroes R., Montenbruck O., Bertiger W., Visser P. Precise GRACE baseline determination using GPS // GPS Solutions. 2005. Vol. 9. P. 21—31.
8. Shaer S. Mapping and Predicting the Earth's Ionosphere Using the Global Positioning System. 1999 [Electronic resource]: <<ftp://ftp.unibe.ch/aiub/papers/ionodiss.pdf>>.
9. Михайлов Н. В., Васильев М. В., Михайлов В. Ф. Автономная навигация космических кораблей с использованием GPS // Гироскопия и навигация. 2008. № 1.
10. [Электронный ресурс]: <<ftp://ftp.unibe.ch/aiub/ionosphere/doc/COD08443.ION>, <ftp://ftp.unibe.ch/aiub/ionosphere/doc/gimman.ps>>.
11. Михайлов Н. В., Михайлов В. Ф. Метод разрешения неоднозначности фазовых измерений GPS при относительной навигации космических объектов // Гироскопия и навигация. 2008. № 4.
12. Михайлов Н. В., Михайлов В. Ф. Применение метода разрешения неоднозначности фазовых измерений GPS для автономной относительной навигации космических кораблей // Гироскопия и навигация. 2009. № 1.
13. Михайлов Н. В., Михайлов В. Ф. Методы первичной обработки сигналов в радионавигационных приемниках космического базирования // Гироскопия и навигация. 2009. № 4.

**Сведения об авторе**

**Николай Викторович Михайлов** — канд. физ-мат. наук; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения; старший преподаватель; E-mail: nmikhailov@satnav.spb.ru

Рекомендована ГУАП

Поступила в редакцию  
04.04.11 г.