

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени М.В. ЛОМОНОСОВА
Механико-математический факультет
Кафедра прикладной механики и управления

На правах рукописи

Демидов Олег Викторович

Задача тесной интеграции систем ГЛОНАСС и GPS
с инерциальными навигационными системами
разных классов точности.

Специальность 01.02.01 — теоретическая механика

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2009

Работа выполнена на кафедре прикладной механики и управления
механико-математического факультета
МГУ им. М.В. Ломоносова.

**Научный
руководитель:** доктор физико-математических наук А.А. Голован

**Официальные
оппоненты:** доктор технических наук И.А. Копылов
кандидат физико-математических наук Е.В. Каршаков

**Ведущая
организация:** ЗАО "Инерциальные технологии Технокомплекса"

Защита диссертации состоится 11 декабря 2009 года в 16 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д 501.001.22 при Московском государственном университете им. М.В. Ломоносова по адресу: 119991, Москва, Ленинские горы, Главное здание МГУ, механико-математический факультет, аудитория 16-10.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке механико-математического факультета МГУ на 14 этаже.

Автореферат разослан 11 ноября 2009 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
доцент

В.А. Прошкин

1 Общая характеристика работы

Актуальность темы

В настоящее время в России ведущие компании-разработчики и производители интегрированных навигационных комплексов активно занимаются задачей тесной интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем. Причем эта задача решается как на стадии научно-исследовательских разработок, так и на стадии опытно-конструкторских работ. К числу таких компаний, в частности, относятся: ОАО Раменское приборостроительное конструкторское бюро (РПКБ), ЗАО Инерциальные технологии Технокомплекса (ИТТ), Раменский приборный завод, Пермская научно-производственная приборостроительная компании (ПНППК), АООТ Московский институт электромеханики и автоматики (МИЭА), Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем (ГосНИИАС), ОАО Концерн ЦНИИ Электроприбор, ЗАО Лазекс.

Задача тесной интеграции инерциальных (ИНС) и спутниковых навигационных систем (СНС) возникает при построении перспективных навигационных комплексов, а также для обеспечения функционирования грубых (например, на MEMS-датчиках), резервных ИНС. Отличительная особенность задачи тесной интеграции – возможность получения интегрированных решений при малом числе видимых навигационных спутников, когда автономные позиционные и скоростные спутниковые навигационные решения невозможны.

Различают четыре основных уровня интеграции СНС и ИНС.

- *Раздельные системы (Separate Systems)*. При этом способе автономные спутниковые навигационные решения – координаты и скорости объекта обычно просто заменяет соответствующую информацию инерциальной системы.
- *Свободно соединенные или слабо связанные системы (Loosely Coupled Systems)*. Здесь решается задача коррекции ИНС при помощи позиционных и скоростных автономных решений спутниковой навигационной системы.
- *Тесно интегрированные системы (Tightly Coupled Systems)*. При таком варианте интеграции первичная информация приемника сигналов СНС (кодовые псевдодальности, доплеровские псевдоскорости, фазовые измерения) используется в качестве корректирующих измерений для ИНС.
- *Глубокое интегрирование (Deep Integration)*, в добавлении к варианту тесной интеграции, предусматривает обратную связь на корреляторы СНС, что приводит, по сути, к построению нового аппаратного комплекса,

чувствительными элементами которого являются как инерциальные датчики – акселерометры, гироскопы, датчики угловой скорости, так и корреляторы СНС.

Первый вариант интеграции в настоящее время редко применяется. Вторым вариантом давно стал стандартным, отработанным способом интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем.

Третий вариант – тесная интеграция ИНС-СНС, как уже отмечалось выше, в настоящее время активно прорабатывается на стадии научно-исследовательских, опытно-конструкторских работ и соответствующего макетирования. Наконец, последний, четвертый вариант – глубокая интеграция – является естественным развитием тесно интегрированных комплексов. Работы в этом направлении в России только разворачиваются в настоящее время.

Диссертационная работа посвящена построению и обоснованию математических моделей и алгоритмов решения задачи тесной интеграции инерциальных навигационных систем (платформенных и бескарданных) и спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS с учетом особенностей совместной обработки их первичных измерений – кодовых псевдодальностей, доплеровских псевдоскоростей и фазовых измерений.

Исследуемая задача известна, ей посвящены многие публикации. Однако в этих публикациях, как правило, не описываются важные для приложений и реализаций математические модели и детали алгоритмов интеграции, а приводятся лишь конечные результаты функционирования интегрированных систем. При этом практически отсутствуют источники, в которых была бы описана четкая алгоритмическая схема, пригодная для написания программного обеспечения. Во многом это связано с тем, что данное программное обеспечение является либо коммерческой тайной либо интеллектуальной собственностью разработчика программного обеспечения.

Лаборатория управления и навигации МГУ в тесной кооперации с ведущими российскими предприятиями, выпускающими инерциальные датчики и системы, давно занимается прикладными задачами коррекции ИНС при помощи информации, доставляемой иными навигационными датчиками и системами. Разработана и внедрена методика исследования и практического решения интеграционных задач. В диссертационной работе, которая лежит в русле работ лаборатории по навигационной тематике, исследуется актуальная задача тесной интеграции спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS с инерциальными навигационными системами разных типов и разных классов точности.

Данная работа во многом является продолжением и расширением

диссертационной работы к.ф.-м.н. Каршакова Е.В. "Задача комплексирования инерциальных и спутниковых навигационных систем по первичным данным", в которой задача тесной интеграции платформенной ИНС со спутниковой системой GPS решается в варианте оценивания.

Цель работы

В работе поставлены и рассмотрены следующие аспекты задачи тесной интеграции:

- математические модели и алгоритмы совместной обработки измерений спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS с учетом особенностей этих систем;
- алгоритмы тесной интеграции ИНС-СНС с учетом особенностей функционирования платформенных и бескарданных инерциальных навигационных систем;
- алгоритмы тесной интеграции ИНС-СНС в варианте оценивания и варианте обратных связей;
- обоснование границы применимости варианта оценивания либо варианта обратных связей для интегрированных навигационных систем разных классов точности;
- моделирование и тестирование алгоритмов тесной интеграции с использованием имитатора движения объекта и систем спутниковой навигации, в том числе, с привлечением экспериментальных данных.

Кроме того, в диссертационной работе проведено детальное исследование задачи функциональной диагностики платформенной ИНС, в процессе решения которой продемонстрированы алгоритмы решения коррекционной задачи в варианте оценивания. Данная задача предвляла исследования автора в области интегрированных навигационных систем.

Методы исследования

В работе используются методы теории дифференциальных уравнений, линейной алгебры, теории наблюдаемости линейных систем, теории случайных процессов, теории оптимального оценивания, фракционного анализа.

Научная новизна

1. В диссертационной работе разработаны, обоснованы, с единых теоретических позиций систематизированы математические модели и алгоритмы решения задачи тесной интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем для основных постановок задач тесной интеграции:

- задачи тесной интеграции платформенных инерциальных навигационных систем;
 - задачи тесной интеграции бескарданных инерциальных навигационных систем;
 - задачи тесной интеграции инерциальных навигационных систем разных классов точности, которые функционально решаются либо в варианте оценивания, либо в информационно эквивалентном варианте введения обратных связей;
 - задачи тесной интеграции с учетом особенностей совместной обработки первичных спутниковых измерений систем ГЛОНАСС и GPS.
2. Получены, обоснованы, подробно описаны дискретные модели алгоритмов тесной интеграции, которые необходимы для бортового программирования.
 3. Проведены исследования по определению границы применимости алгоритмов тесной интеграции в варианте оценивания в зависимости от класса точности инерциальной системы и времени ее автономного функционирования. Даны соответствующие практические рекомендации.
 4. Решена задача функциональной диагностики платформенной ИНС как задача коррекции ИНС в варианте оценивания. Разработанные алгоритмы позволяют выявлять аномально функционирующие инерциальные датчики ИНС – акселерометры и/или гироскопы.

Теоретическая и практическая ценность

Материалы диссертационной работы составляет основу программного математического, бортового обеспечения задачи тесной интеграции спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS с ИНС/БИНС любого класса точности, их планируется использовать в научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах компаний ОАО "РПКБ", ЗАО ИТТ, АООТ "МИЭА", ПНППК, ГосНИАС.

Апробация диссертации

Результаты диссертации докладывались на семинарах кафедры прикладной механики и управления механико-математического факультета и в Лаборатории управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова, на международных научно-технических семинарах "Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработке информации" (2004, 2005 годы), на международной конференции "UNIVERSAT-2006", на конференциях молодых ученых "Навигация и управление

движением", организованных ЦНИИ "Электроприбор"(2007, 2008 годы), ЦНИИАГ (2009г., 1 место в секции "Инерциальные навигационные системы и их датчики").

Публикации

По теме диссертации опубликовано восемь работ, одна из них – в журнале, рекомендованном ВАК для защиты диссертаций по профилю совета ("Вестник МГУ"). Их список приводится ниже.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из четырех глав, разбитых на разделы, и выводов к работе. Список литературы содержит 71 наименование. Общий объем диссертации составляет 139 страниц.

2 Содержание работы

Диссертация состоит из 4 глав. **Первая глава** является вводной и описывает предметную часть данной диссертационной работы, известные модели инерциальной навигации, а также решение задачи функциональной диагностики платформенной инерциальной навигационной системы. В главе представлено содержание задачи тесной интеграции. В ней описаны общие принципы работы спутниковой и инерциальной навигационных систем, приведены основные идеи построения алгоритмов интеграции в вариантах оценивания и введения обратных связей. Содержится обзор литературы по данной тематике, охватывающий как российские, так и зарубежные источники. Основным результатом обзора литературы состоит в необходимости использования общих позиций механики автономных и корректируемых систем инерциальной навигации для построения алгоритмов тесной интеграции.

Далее приводится реферативное описание известных моделей инерциальной навигации, которые затем будут использоваться в задаче тесной интеграции. Приведены модельные уравнения движения и набор переменных, который будет использоваться при написании уравнений ошибок для платформенных и бескарданных инерциальных навигационных систем.

Оригинальную часть **главы 1** составляет исследование задачи функциональной диагностики платформенной инерциальной навигационной системы ИНС-2000, разработки Раменского приборостроительного конструкторского бюро (РПКБ). Задача в РПКБ имеет условное название "период Шулера" и используется для проверки паспортных калибровочных параметров инерциальных датчиков – акселерометров, датчиков моментов гироскопов. В ранее используемой методике итогом ее решения было заключение лишь о штатном или нештатном

функционирования ИНС-2000 в целом. Результатом проведенного исследования этой задачи стала потенциальная возможность выявления anomalно функционирующего инерциального датчика.

Для качественного анализа контрольной задачи, которая была поставлена как задача оценивания инструментальных погрешностей ИНС при значительных угловых эволюциях гироплатформы, была проведена процедура нормализации составных моделей задачи, введен малый параметр, осуществлена редукция задачи по малому параметру. Это позволило обосновано реализовать простые декомпозированные алгоритмы оценивания инструментальных погрешностей инерциальных датчиков ИНС-2000.

Содержание задачи состоит в следующем. Инерциальная навигационная система неподвижна во все время эксперимента. После начальной выставки она переводится в режим навигации с создаваемыми большими начальными условиями (200 м/с) по линейным скоростям. В результате считаемые скорости начинают совершать колебания с периодом Шулера $T_{sch} \simeq 84,4$ мин. Теоретическую величину периода T_{sch} можно рассчитать заранее.

Наблюдая реализации считаемых скоростей, можно оценить значение \tilde{T}_{sch} . В частности, в РПКБ значение периода Шулера оценивается по времени между нулевыми отсечками скорости. Существенное отличие теоретического значения T_{sch} от экспериментального \tilde{T}_{sch} говорит о проблемном функционировании ИНС-2000, которое может вызываться ошибками ее начальной выставки, несоответствием калибровочных параметров чувствительных элементов их реальным значениям.

По существующей методике осуществляется пороговое сравнение величин \tilde{T}_{sch} и T_{sch} и делается вывод только о том, прошла система тест или нет. В работе разработан алгоритм оценивания инструментальных погрешностей чувствительных элементов ИНС-2000 для функциональной диагностики их работы. Он позволяет локализовать проблемные инерциальные датчики системы путем анализа оценок их инструментальных погрешностей. Поскольку ИНС-2000 - достаточно точная система (2 мили/час), задача коррекции в данном случае решается в варианте оценивания.

Задача коррекции выводится из уравнений движения приборного трехгранника с использованием процедуры линеаризации вокруг опорного гармонического решения с периодом Шулера. При этом решение полной системы уравнений движения представляется в виде суммы двух составляющих: гармонического решения системы нулевого приближения при нулевых инструментальных погрешностях и вариаций при малых погрешностях калибровочных параметров ИНС. В результате применения процедуры линеаризации ставится задача оценивания вектора состояния x линейной динамической системы с известным управлением w при помощи линейных измерений

z :

$$\dot{x} = Ax + w + q, \quad z = Hx + \epsilon.$$

Здесь вектор x включает в себя вариации углов ориентации приборного трехгранника и линейных горизонтальных скоростей, порождаемые погрешностями калибровочных параметров системы, а также сами погрешности калибровочных параметров. Вектор измерений z , содержит соответствующие вариациям 2 скоростных и 3 угловых измерения. Скоростные измерения формируются на основе значений модельных скоростей, которые выдает ИНС, с учетом того, что система неподвижна во все время эксперимента. Угловые измерения формируются на основе регистрируемых ИНС значений углов ориентации карданова подвеса с учетом того, что ориентация корпуса объекта относительно географического трехгранника остается неизменной во все время эксперимента.

Далее задача оценивания решается с использованием фильтра Калмана. Разработанные алгоритмы тестировались при обработке модельных данных. В результате обработки данных были выявлены наблюдаемые погрешности датчиков ИНС и их комбинации. Показано, что в добавлении к стандартному тестированию системы, разработанные алгоритмы позволяют локализовать проблемно функционирующий инерциальный датчик – ньютонометр или гироскоп.

Глава 2 посвящена задаче обработки первичных спутниковых измерений – кодовых псевдодальностей, доплеровских псевдоскоростей, фазовых измерений – при совместном использовании измерений систем GPS и ГЛОНАСС. Цель обработки измерений – определение координат и скорости движения объекта. Материал главы может рассматриваться и как самостоятельный, без привязки к задаче тесной интеграции ИНС-СНС. Однако ее содержание необходимо для последующего описания моделей алгоритмов тесной интеграции ИНС-СНС.

Для замкнутого описания математических моделей задач совместной обработки первичных спутниковых измерений систем GPS и ГЛОНАСС, в главе, в реферативной форме представлены известные модели спутниковой навигации: модели первичных спутниковых измерений, модели эфемеридного обеспечения навигационных спутников, модели частотного разделения радиосигналов и др.

Оригинальную часть **главы 2** составляют способы учета основных различий в работе систем GPS и ГЛОНАСС при построении алгоритмов совместной обработки измерений. На основе этих способов разработаны алгоритмы решения задач определения координат и скорости объекта в стандартном режиме и определения скорости в дифференциальном режиме при совместной обработке измерений спутниковых систем GPS и ГЛОНАСС. Главные моменты, которые надо учитывать -

это расхождение шкал системного времени GPS и ГЛОНАСС и частотное разделение сигналов спутников ГЛОНАСС при отсутствии такового в системе GPS.

Показано, что расхождение шкал системного времени GPS и ГЛОНАСС, модифицирует только модели стандартного режима. При этом известная целая часть в секундах ΔT^{leap} алгоритмически компенсируется в модели измерений, а неизвестная дробная часть τ_{GPS} , включается в вектор оцениваемых параметров. Кратко опишем модификации алгоритма определения координат объекта при совместной обработке кодовых измерений ГЛОНАСС и GPS по сравнению со стандартным алгоритмом определения координат при помощи измерений только системы GPS.

Для определенности считаем, что приемник работает в шкале времени GPS. В этом случае необходимо скомпенсировать известную целую часть расхождения шкал времени ΔT^{leap} в полученных кодовых измерениях системы ГЛОНАСС Z_ρ^R :

$$Z_\rho^R \rightarrow Z_\rho^R - \underline{c \cdot \Delta T^{leap}}.$$

Тогда модель кодовых измерений для системы ГЛОНАСС примет следующий вид:

$$Z_\rho^R = \rho + c(\Delta\tau - \Delta T) + \underline{c \cdot \tau_{GPS}} + \Delta\rho_{ion} + \Delta\rho_{trop} + \Delta\rho^s.$$

Здесь c — номинальное значение скорости света в вакууме; ρ — истинное расстояние объект-спутник — полезный сигнал измерения; $\Delta\tau$ [м] и ΔT [м] — погрешности часов приемника и спутника; $\Delta\rho_{ion}$ [м], $\Delta\rho_{trop}$ [м] — ошибки, вызванные прохождением радиосигнала через ионосферу и тропосферу; $\Delta\rho^s$ — остаточные погрешности кодового измерения, $\underline{c \cdot \tau_{GPS}}$ — слагаемое, содержащее дробную часть расхождения шкал времени, которое не входит в модель кодовых измерений системы GPS. Здесь и далее подчеркнутые слагаемые означают модификацию алгоритмов совместной обработки измерений ГЛОНАСС и GPS по сравнению с алгоритмами обработки измерений только одной системы.

В работе показано, что после компенсации известных погрешностей спутников и атмосферных задержек и линеаризации кодовых измерений в окрестности опорного положения модифицированная линейная модель задачи оценивания имеет вид (индекс G соответствует системе GPS, индекс R — ГЛОНАСС):

$$z = \begin{pmatrix} z_{\rho_1}^G \\ \dots \\ z_{\rho_{NG}}^G \\ z_{\rho_1}^R \\ \dots \\ z_{\rho_{NR}}^R \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} h_1^{GT} \\ \dots \\ h_{NG}^{GT} \\ h_1^{RT} \\ \dots \\ h_{NR}^{RT} \end{pmatrix} x + \begin{pmatrix} \Delta\rho_1^{Gn} \\ \dots \\ \Delta\rho_{NG}^{Gn} \\ \Delta\rho_1^{Rn} \\ \dots \\ \Delta\rho_{NR}^{Rn} \end{pmatrix} = Hx + r.$$

Здесь $x = (\Delta\eta_1^{rcv}, \Delta\eta_2^{rcv}, \Delta\eta_3^{rcv}, \rho_{\Delta\tau}, \tau_{GPS})^T$ - вектор неизвестных оцениваемых параметров, в котором $\Delta\eta^{rcv}$ - ошибка координат объекта относительно опорного положения, $\rho_{\Delta\tau}$ - погрешность часов приемника. h^T - вектор-строка с компонентами, различными для систем GPS и ГЛОНАСС:

$$h_i^{G^T} = \left(\left(\frac{\eta_G^{sat_i} - \eta^{rcv}}{\rho_G^{ВыЧ_i}} \right)^T, 1, \underline{0} \right),$$

$$h_j^{R^T} = \left(\left(\frac{\eta_R^{sat_j} - \eta^{rcv}}{\rho_R^{ВыЧ_j}} \right)^T, 1, c + \frac{(\eta_R^{sat_j} - \eta^{rcv})^T V_{\eta_R}^{sat_j}}{\rho_R^{ВыЧ_j}} \right),$$

где η^{sat} , V_{η}^{sat} - координаты и скорость навигационного спутника, η^{rcv} - координаты опорного положения объекта, $\rho^{ВыЧ}$ - вычисленное расстояние между спутником и опорным положением объекта. Задача оценивания решается с помощью метода наименьших квадратов при постулировании соответствующих гипотез о шумах измерений.

Дробная часть расхождения τ_{GPS} входит в модель алгоритма определения координат при помощи кодовых измерений в двух местах: как неизвестное слагаемое в модели кодовых измерений и как вариация координат спутника за время τ_{GPS} . В работе также показано, что в алгоритм определения скорости объекта дробная часть расхождения входит только в виде составляющей, отвечающей за вариации координат и скорости спутника за время τ_{GPS} . Стоит отметить, что параметр τ_{GPS} не присутствует в алгоритмах дифференциального режима, поскольку алгоритмически компенсируется за счет применения так называемой двойной разности к первичным спутниковым измерениям.

В работе получено, что наличие частотного разделения сигналов спутников ГЛОНАСС модифицирует только модели дифференциального режима совместной обработки фазовых измерений ГЛОНАСС и GPS. При этом необходимо вводить новую модель двойных разностей по сравнению с моделью, принятой при отдельной обработке измерений GPS. Суть модификации состоит в нормировке фазовых измерений ГЛОНАСС с весами, обратно пропорциональными частотам излучения этих фазовых измерений. Соответственно, модифицируются модели алгоритма определения скорости объекта в дифференциальном фазовом режиме в части формирования оценки двойной разности радиальных скоростей приемники-спутники. Показано, что задача определения скорости сводится к линейной задаче оценивания, которая решается с помощью метода наименьших квадратов.

Построенные алгоритмы в стандартном режиме тестировались на экспериментальных данных, что подтвердило справедливость полученных

модификаций алгоритмов совместной обработки измерений ГЛОНАСС и GPS. В частности, были обоснованы модели компенсации расхождения шкал времени систем ГЛОНАСС и GPS.

Для этого проводился следующий эксперимент.

- Использовался приемник GPS+ГЛОНАСС, который был неподвижен во все время эксперимента.
- В сеансе непрерывно было 7-8 спутников GPS и 4 спутника ГЛОНАСС.
- Задача местоопределения решалась как по измерениям только спутников GPS, так и при совместной обработке измерений ГЛОНАСС и GPS. При этом совместная обработка проходила как с учетом параметра τ_{GPS} , так и без его учета.

Обработка данных дала следующие результаты:

- Разница между совместным решением ГЛОНАСС+GPS и решением GPS составила порядка 2 м по СКО.
- Величина дробной части расхождения шкал времени $\tau_{GPS} \sim -340$ нс (-104 м при пересчете в погрешность определения координат)
- Невязка измерений $\sum_{i=1}^N |z_i - h_i \tilde{x}| / (N - n)$:
без учета τ_{GPS} порядка 65 м,
с учетом τ_{GPS} порядка 4 м,
для обработки измерений только спутников GPS порядка 3 м.
Здесь N - число видимых спутников ГЛОНАСС и GPS, n - число компонент вектора состояния.

Таким образом, неучет параметра τ_{GPS} при совместной обработке приводит к сильному смещению совместного решения по отношению к решению, полученному с помощью измерений GPS. Это можно увидеть на графике 1, где изображены реализации высоты [м] в 3 режимах: только GPS, GPS+ГЛОНАСС с учетом τ_{GPS} , GPS+ГЛОНАСС без учета τ_{GPS} .

Далее на основе проверенных в **главе 2** моделей и алгоритмов совместной обработки измерений ГЛОНАСС и GPS будут строиться модели корректирующих измерений для задачи тесной интеграции ИНС и СНС.

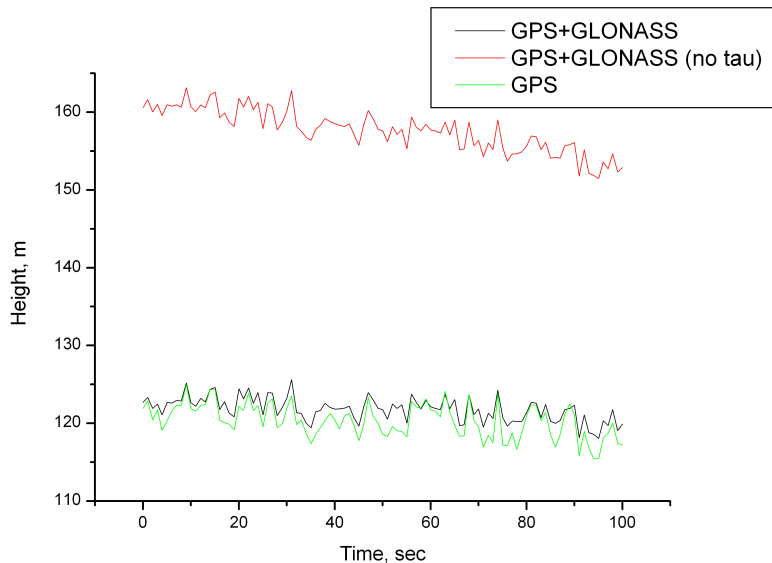


График 1. Оценки высоты [м] в 3 режимах: чистый GPS, GPS+ГЛОНАСС с учетом τ_{GPS} , GPS+ГЛОНАСС без учета τ_{GPS}

Глава 3 является основной главой диссертационной работы. В ней выводятся и обосновываются математические модели алгоритмов тесной интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем при совместном использовании измерений GPS и ГЛОНАСС, для разных типов инерциальных систем (платформенных и бескарданных), разных классов их точности (точные, средней точности, грубые), в стандартном и дифференциальном режимах функционирования СНС.

Модели тесной интеграции приводятся как в варианте оценивания, который может быть использован для точных ИНС, так и в варианте введения обратных связей, который с необходимостью должен использоваться для грубых ИНС, а также для ИНС средней точности со значимым временем функционирования.

Модели тесной интеграции представлены как в непрерывной форме, удобной для анализа с методической точки зрения, так и в дискретной форме. Для приложений важно описание дискретной формы алгоритмов тесной интеграции, поскольку именно она определяет численную реализацию этих алгоритмов в бортовом компьютере.

В **главе 3** на основе материалов предыдущей **главы 2** представлены модели корректирующих измерений для задачи тесной интеграции в стандартном

и дифференциальном режимах функционирования СНС при совместном использовании измерений систем GPS и ГЛОНАСС.

В стандартном режиме функционирования СНС для тесной интеграции предложено использовать так называемые первые разности кодовых и доплеровских измерений. Это позволило обойти трудно формализуемую задачу моделирования погрешностей часов спутникового приемника, поскольку первые разности спутниковых измерений не содержат этих погрешностей.

На основе разработанных моделей интеграционных алгоритмов для варианта оценивания далее в **главе 3** приводятся информационно эквивалентные алгоритмы интеграции в варианте введения обратных связей в уравнения инерциальной навигации.

Кратко опишем общие алгоритмические структуры двух вариантов решения задачи. Модельные уравнения ИНС/БИНС представляются в виде

$$\dot{X}' = F(X', U'), \quad X'(t_0) = X'_0,$$

где X' – вектор модельных переменных, состоящий из координат, скорости и параметров ориентации ИНС, U' – показания датчиков ИНС.

С помощью процедуры линеаризации уравнения ошибок ИНС и уравнения измерений СНС приводятся к виду

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + \Gamma_1 \varkappa_1 + \zeta_1, \quad \varkappa_1 = \Gamma_2 \varkappa_1 + \zeta_2, \\ \varkappa_2 &= \Gamma_3 \varkappa_2 + \zeta_3, \quad z = Hx + \Gamma_4 \varkappa_2 + \varepsilon. \end{aligned} \quad (2.1)$$

Здесь x – вектор состояния уравнения ошибок, в который входят ошибки координат, скорости и ориентации ИНС, z – вектор корректирующей информации от СНС, Γ_i – известные матрицы, в общем случае зависящие от времени; $\zeta_i (i = 1, 2, 3)$, ε – немоделируемые возмущения, относительно которых чаще всего полагается, что это белые шумы с известными интенсивностями; подвектора \varkappa_1 и \varkappa_2 характеризуют систематические составляющие инструментальных погрешностей, соответственно, основной (от ИНС) и дополнительной (от СНС) информации.

Данная задача коррекции, поставленная в варианте оценивания, решается с помощью фильтра Калмана:

$$\dot{\tilde{\xi}} = \tilde{A}_\xi \tilde{\xi} + K_\xi (z - H_\xi \tilde{\xi}), \quad \tilde{\xi}(t_0) = \tilde{\xi}_0,$$

где $\xi = (x^T, \varkappa_1^T, \varkappa_2^T)^T$ – обобщенный вектор состояния задачи, A_ξ, H_ξ – соответствующие ему матрицы динамической системы уравнений и уравнений измерений, $K_\xi = (K_x^T, K_{\varkappa_1}^T, K_{\varkappa_2}^T)^T$ – матрица коэффициентов усиления.

Оценка вектора состояния ИНС \tilde{X} находится из соотношения

$$\tilde{X} = X' - \tilde{x}.$$

Эквивалентная задача коррекции, поставленная в варианте введения обратных связей, имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}\dot{X}^* &= F(X^*, U') - K_x(z^* - \Gamma_4 \tilde{\alpha}_2) - \Gamma_1 \tilde{\alpha}_1, \\ \dot{\tilde{\alpha}}_1 &= \Gamma_2 \tilde{\alpha}_1 + K_{\alpha_1}(z^* - \Gamma_4 \tilde{\alpha}_2), \\ \dot{\tilde{\alpha}}_2 &= \Gamma_3 \tilde{\alpha}_2 + K_{\alpha_2}(z^* - \Gamma_4 \tilde{\alpha}_2), \\ z^* &= Hx^* + \Gamma_4 \tilde{\alpha}_2 + \varepsilon,\end{aligned}$$

где $x^* = X - X^*$ – ошибка определения системой с обратными связями вектора состояния X .

Информационная эквивалентность двух вариантов заключается в том, что они обеспечивают одинаковую точность решения задачи, то есть $\tilde{X} = X^*$.

Также в работе выводятся отличия интеграционных моделей для платформенных и бескарданных ИНС. В случае платформенной ИНС необходимо вводить корректирующие обратные связи в сигналы управления гиropлатформой (сигналы горизонтирования и управления ориентацией в азимуте), а в случае БИНС аналогичные поправки входят в алгоритм счисления углов курса, крена и тангажа.

Выводятся дискретные аналоги непрерывных моделей варианта введения обратных связей, которые используются при бортовом программировании алгоритмов. Исследован типовой случай дискретной обработки данных, когда спутниковая информация обновляется реже, чем автономные решения инерциальной системы.

Рассмотрены важные для приложений постановки задач интеграции: с введением обратных связей по оценкам инструментальных погрешностей инерциальных датчиков – гироскопов и акселерометров, и без.

В качестве примера дискретного алгоритма варианта введения обратных связей приведем уравнения этапов прогноза и коррекции в случае платформенной ИНС с использованием рестарта по дрейфам датчиков момента гироскопов. Примем следующие договоренности:

- Опишем этап прогноза, а затем этап коррекции для
 1. модельных кинематических и динамических уравнений, а также для сигналов управления гиropлатформой ИНС;
 2. уравнений фильтра Калмана.

- Вектор состояния ИНС X имеет вид:

$$X = (\varphi, \lambda, h, A, V_1, V_2, V_3)^T,$$

где φ, λ, h – географические широта, долгота и высота, A – азимутальный угол, V_i – компоненты относительной скорости.

Для того чтобы задать ориентацию платформы ИНС, необходимо также определить сигналы управления гиросплатформой $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$.

- Для определенности будем считать, что вектор состояния ξ имеет вид:

$$\begin{aligned} \xi &= (x^T, \mathfrak{a}_1^T, \mathfrak{a}_2^T)^T, & x &= (\Delta r_1, \Delta r_2, \Delta r_3, \delta V_1, \delta V_2, \delta V_3, \alpha_1, \alpha_2, \beta_3)^T, \\ \mathfrak{a}_1 &= (\nu_1^0, \nu_2^0, \nu_3^0)^T, & \mathfrak{a}_2 &= (\tau_{GPS})^T, \end{aligned}$$

где Δr_i – полные ошибки местоположения ИНС, δV_i – динамические ошибки относительной скорости ИНС, α_1, α_2 – ошибки построения приборной вертикали, β_3 – кинематическая азимутальная ошибка, ν_i^0 – постоянные составляющие дрейфов датчиков момента гироскопов, τ_{GPS} – дробная часть расхождения шкал времени ГЛОНАСС и GPS, смещения нулей акселерометров в вектор состояния не входят.

- Рассмотрим достаточно общий случай дискретной обработки данных, в котором шаг этапа прогноза Δt постоянен и отличается от постоянного шага этапа коррекции ΔT . При этом примем, что шаг коррекции кратен шагу прогноза $\Delta T = M\Delta t$, $M \in \mathbb{N}$. Опишем последовательность полного такта вычислений между двумя спутниковыми измерениями.
- Корректирующие спутниковые измерения $z^{i*}, i = \overline{1, \dots, N^m}$ (N^m – число корректирующих измерений), обрабатываются поочередно, и для каждого из них определяется вектор усиления K^i , размерность которого равна размерности вектора состояния фильтра Калмана N^s . Тогда итоговая матрица усиления K имеет размерность $N^s \times N^m$.
- При описании везде будем использовать индекс $-$ для априорных значений переменных, относящихся к моменту времени t_j . Априорность заключается в том, что текущий вектор измерений z_j^* еще не был использован для уточнения указанных выше параметров. Соответственно для апостериорных значений параметров при определении которых вектор измерений z_j^* использовался в обработке, будем использовать индекс $+$. Саму индексацию $j, j+1$ опускаем.

Этап прогноза оценок от момента t_j к t_{j+M} , $t_{j+1} - t_j = \Delta t$

Будем считать, что в момент времени t_j пришло измерение z_j^* . После его обработки получен набор апостериорных значений параметров задачи. Следующее измерение приходит в момент t_{j+M} . Тогда для любого шага прогноза от t_{j+k} до t_{j+k+1} , $k \in \overline{0, M-1}$ справедливы следующие выражения (далее везде не обсуждаем численную реализацию соотношений)

1. Модельные уравнения.

$$\begin{aligned}
 \tilde{\varphi}^- &= \tilde{\varphi}^+ + \frac{\tilde{V}_N^+}{\tilde{R}_N^+} \Delta t, & \tilde{V}_N^+ &= -\tilde{V}_1^+ \sin \tilde{A}^+ + \tilde{V}_2^+ \cos \tilde{A}^+, \\
 \tilde{\lambda}^- &= \tilde{\lambda}^+ + \frac{\tilde{V}_E^+}{\tilde{R}_E^+ \cos \tilde{\varphi}^+} \Delta t, & \tilde{V}_E^+ &= \tilde{V}_1^+ \cos \tilde{A}^+ + \tilde{V}_2^+ \sin \tilde{A}^+, \\
 \tilde{h}^- &= \tilde{h}^+ + (\tilde{V}_3^+ - K_{v1}(\tilde{h}^+ - h^b)) \Delta t, & \tilde{A}^- &= \tilde{A}^+ + \frac{\tilde{V}_E^+ \operatorname{tg} \tilde{\varphi}^+}{\tilde{R}_E^+} \Delta t, \\
 \tilde{V}_1^- &= \tilde{V}_1^+ + \left([\tilde{\Omega}_3 + 2\tilde{u}_3] \tilde{V}_2^+ - [\tilde{\Omega}_2 + 2\tilde{u}_2] \tilde{V}_3^+ - \underline{V_3^+ \tilde{v}_2^{0+} + V_2^+ \tilde{v}_3^{0+}} \right) \Delta t + \Delta V_1, \\
 \tilde{V}_2^- &= \tilde{V}_2^+ + \left(-[\tilde{\Omega}_3 + 2\tilde{u}_3] \tilde{V}_1^+ + [\tilde{\Omega}_1 + 2\tilde{u}_1] \tilde{V}_3^+ - \underline{V_1^+ \tilde{v}_3^{0+} + V_3^+ \tilde{v}_1^{0+}} \right) \Delta t + \Delta V_2, \\
 \tilde{V}_3^- &= \tilde{V}_3^+ + \left([\tilde{\Omega}_2 + 2\tilde{u}_2] \tilde{V}_1^+ - [\tilde{\Omega}_1 + 2\tilde{u}_1] \tilde{V}_2^+ - \underline{V_2^+ \tilde{v}_1^{0+} + V_1^+ \tilde{v}_2^{0+}} - \right. \\
 &\quad \left. -g^+ - K_{v2}(h^+ - h^b) \right) \Delta t + \Delta V_3, \\
 \tilde{\omega} &= \tilde{\Omega} + \tilde{u} - \frac{\tilde{\kappa}}{\Delta T} - \tilde{v}^{c+}, & \tilde{v}^{c-} &= \tilde{v}^{c+}.
 \end{aligned}$$

Здесь ΔV_1 , ΔV_2 , ΔV_3 – кажущиеся скорости, показания интегрирующих акселерометров на интервале $[t_j, t_{j+1}]$; g – модельное абсолютное значение нормальной удельной силы тяжести; значения компонент угловой скорости Земли \tilde{u} и относительной угловой скорости гироплатформы $\tilde{\Omega}$ формируются согласно выбранной азимутальной ориентации; $\tilde{\kappa} = (\tilde{\alpha}_1^+, \tilde{\alpha}_2^+, \tilde{\beta}_3^+)$, \tilde{v}^c – счетчик, суммирующий оценки дрейфов из фильтра Калмана. Здесь и далее подчеркнутые слагаемые означают корректирующие поправки варианта введения обратных связей.

Комментарии к модельным уравнениям этапа прогноза:

- В дискретном варианте слагаемое, отвечающее за поправку углов надо разделить на ΔT , чтобы правильно скомпенсировать ошибки углов, оцененные на последнем этапе коррекции, до прихода следующей корректирующей информации. При этом в выражение для вектора $\tilde{\kappa}$

можно поставить значения самих углов, а не произведение коэффициентов усиления на измерения $K_{\alpha_1, \alpha_2, \beta_3}(z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2)$, поскольку оценки этих углов к началу этапа коррекции равны нулю.

- В данном случае погрешности гироскопов компенсируются в сигналах управления гироплатформой. При этом вектор оценок дрейфов в фильтре Калмана обнуляется каждый раз после этапа коррекции. Поэтому необходимо дополнительно вводить счетчик ν^c , суммирующий оценки дрейфов из фильтра Калмана, для получения правильной оценки погрешности гироскопов.

2. Уравнения фильтра Калмана.

$$\tilde{\mathbf{x}}^- = 0, \quad \tilde{\mathbf{a}}_1^- = 0, \quad \tilde{\tau}_{GPS}^- = \tilde{\tau}_{GPS}^+.$$

Комментарии к уравнениям фильтра Калмана этапа прогноза:

- Вектор состояния фильтра Калмана кроме оценки τ_{GPS} на конец этапа прогноза равен нулю, так как он обнуляется сразу после предыдущего этапа коррекции.
- Обнуление вектора состояния после этапа коррекции осуществляется из-за того, что все оценки компонент вектора состояния компенсируются в модельных уравнениях "в большом".

Этап коррекции измерений в момент t_{j+M}

Будем считать, что в момент времени t_{j+M} приходит массив измерений z_{j+M}^* . Перед его обработкой получен набор априорных значений параметров задачи. Как уже было сказано, корректирующие спутниковые измерения циклически обрабатываются, и для каждого из них определяется свой вектор усиления K^i . После обработки всех измерений получаем матрицу усиления K . Тогда для этапа коррекции в момент t_{j+M} справедливы следующие выражения

1. Модельные уравнения.

$$\begin{aligned} \tilde{\varphi}^+ &= \tilde{\varphi}^- - \frac{K_\varphi(z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-)}{\tilde{R}_N^-}, & K_\varphi &= \frac{-K_{\Delta r1} \sin \tilde{A}^- + K_{\Delta r2} \cos \tilde{A}^-}{\tilde{R}_N^-}, \\ \tilde{\lambda}^+ &= \tilde{\lambda}^- - \frac{K_\lambda(z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-)}{\tilde{R}_E^- \cos \tilde{\varphi}^-}, & K_\lambda &= \frac{K_{\Delta r1} \cos \tilde{A}^- + K_{\Delta r2} \sin \tilde{A}^-}{\tilde{R}_E^- \cos \tilde{\varphi}^-}, \\ \tilde{h}^+ &= \tilde{h}^- - \frac{K_{\Delta r3}(z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-)}{\tilde{R}_E^-}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
A^+ &= A^-, \\
\tilde{V}_1^+ &= \tilde{V}_1^- - K_{\delta V_1} (z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-), \\
\tilde{V}_2^+ &= \tilde{V}_2^- - K_{\delta V_2} (z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-), \\
\tilde{V}_3^+ &= \tilde{V}_3^- - K_{\delta V_3} (z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-), \\
\tilde{\nu}_i^{c+} &= \tilde{\nu}_i^{c-} - K_{\nu_i} (z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-), \quad (i = 1, 2, 3).
\end{aligned}$$

Комментарии к модельным уравнениям этапа коррекции:

- Все корректирующие поправки для дрейфов ДМ гироскопов суммируются в счетчике ν^c .
- Значение азимутального угла A на этапе коррекции не меняется.

2. Уравнения фильтра Калмана.

$$\tilde{\mathbf{x}}^+ = 0, \quad \tilde{\mathbf{a}}_1^+ = 0, \quad \tilde{\tau}_{GPS}^+ = \tilde{\tau}_{GPS}^- - K_{\tau_{GPS}} (z^* - \Gamma_4 \tilde{\mathbf{a}}_2^-).$$

Комментарии к уравнениям фильтра Калмана этапа коррекции:

- В конце этапа коррекции, после обработки всех спутниковых измерений и коррекции модельных переменных, вектор состояния фильтра Калмана кроме оценки τ_{GPS} обнуляется.
- При этом сохраняются значения корректирующих поправок для углов ориентации, чтобы сформировать выражение для вектора $\tilde{\mathbf{k}}$, которое используется на последующих этапах прогноза до прихода следующего спутникового измерения.

Приведенные выше алгоритмы могут использоваться для бортового программирования платформенных ИНС любого класса точности. Таким образом, в работе разработаны унифицированные алгоритмы тесной интеграции ИНС/БИНС и СНС, применимые к любым инерциальным системам от точных ИНС на лазерных гироскопах до грубых БИНС на MEMS-датчиках. Для проверки качества разработанных алгоритмов проводится их тестирование на модельных данных, результаты которого описаны в следующей главе.

Заключительная **глава 4** посвящена вопросам моделирования алгоритмов тесной интеграции. В этой главе приведено подробное описание разработанного имитатора движения – "датчика" идеальных траекторных параметров движения объекта: координат, скоростей, показаний идеальных ньютонометров (акселерометров)

и датчиков угловых скоростей. На основе имитатора движения моделируются алгоритмы автономной работы ИНС, интеграционные алгоритмы, траекторные параметры навигационных спутников, реализации первичных спутниковых измерений и, наконец, собственно интеграционные алгоритмы в вариантах оценивания и введения обратных связей.

В результате обработки модельных данных были исследованы следующие аспекты практической реализации алгоритмов тесной интеграции.

- Показана эквивалентность разработанных алгоритмов в вариантах оценивания и введения обратных связей.
- Представлены точностные характеристики алгоритмов тесной интеграции для разных классов точности ИНС/БИНС (от точных $0.05^\circ/\text{час}$ до грубых $30^\circ/\text{час}$ систем) и для разных созвездий спутников (0, 2, 3 и полное созвездие). Основные результаты состоят в том, что обработка измерений от трех видимых спутников приводит к незначительному ухудшению точности решения по сравнению с коррекцией ИНС по полному созвездию СНС. При этом обработка измерений от двух видимых спутников не всегда приводит к заметному улучшению точности решения по сравнению с автономным режимом функционирования ИНС/БИНС (смотри график 2).
- Определена граница применимости интегрированных алгоритмов в варианте оценивания либо в варианте введения обратных связей для разной точности ИНС/БИНС в зависимости от времени. Показано, что использование варианта оценивания приводит к неадекватным результатам уже для ИНС/БИНС средней точности (дрейф $\sim 1^\circ/\text{час}$) на достаточно коротком интервале времени (1 час).
- Проведен анализ эффективности полученных алгоритмов интеграции при продолжительной паузе в захвате спутников. Установлено, что для точных систем ($\sim 0.05^\circ/\text{час}$) время потери спутников практически не влияет на точность решений, полученных с помощью алгоритмов интеграции. В то же время, для грубых систем ($\sim 30^\circ/\text{час}$) время потери спутников не должно превышать 5-10 минут (в зависимости от ошибок по углам и дрейфам на начало периода потери спутников), для того чтобы алгоритмы интеграции давали адекватные результаты.

Завершает работу **заключение** с основными результатами и выводами.

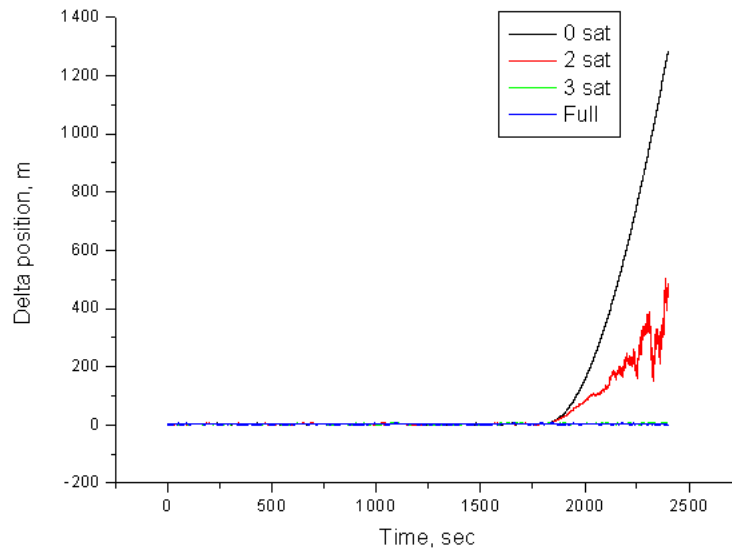


График 2. Сравнение реализаций ошибок определения местоположения при отсутствии коррекции и при коррекции по 2,3 и полному созвездию спутников

По теме диссертации опубликованы следующие работы:

1. О.В. ДЕМИДОВ (2009) *Оценивание инструментальных погрешностей инерциальной навигационной системы в режиме задачи "Период Шулера"*. Вестник МГУ, 2009 - №4, стр. 56-60.
2. О.Н. БОГДАНОВ, Н.Б. ВАВИЛОВА, А.А. ГОЛОВАН, О.В. ДЕМИДОВ (2009) *Некоторые особенности обработки спутниковых измерений ГЛОНАСС в геофизических приложениях*. Современные проблемы математики и механики. Том 1. Прикладные исследования. Выпуск 2. Изд. МГУ. 2009. стр. 182-199.
3. А.А. ГОЛОВАН, О.В. ДЕМИДОВ (2004) *Задача спутниковой навигации в 2D-режиме*. Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации. Труды 13 Международного научно-технического семинара. Сентябрь 2004 г., Алушта. - М.: Издательство МГУ, 2004.
4. А.А. ГОЛОВАН, О.В. ДЕМИДОВ (2005) *Алгоритмы совместной обработки спутниковых измерений систем ГЛОНАСС и GPS*. Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации. Труды 14

Международного научно-технического семинара. Сентябрь 2005 г., Алушта. - Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2005.

5. А.А. Голован, О.В. Демидов (2006) *Simulation of Code and Doppler GPS and GLONASS Observables and Feasible Positioning Algorithms for the "Universitetskiy-Tatyana"Satellite.* Конференция UNIVERSAT-2006. МГУ, НИИЯФ.
6. А.А. Голован, О.В. Демидов (2007) *Контрольная задача "Период Шулера".* Навигация и управление движением. Материалы докладов 9 Конференции молодых ученых. - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор". 2007.
7. А.А. Голован, О.В. Демидов (2008) *Математические модели и методы построения алгоритмов тесно связанных инерциально-спутниковых навигационных систем.* Навигация и управление движением. Материалы докладов 10 Конференции молодых ученых. - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор". 2008.
8. А.А. Голован, О.В. Демидов (2009) *Алгоритмы тесной интеграции спутниковых и инерциальных навигационных систем разных классов точности.* Конференция молодых ученых и специалистов Московского отделения Международной общественной организации "Академия навигации и управления движением". Сборник "Вопросы оборонной техники. Серия 9". 2009.