

Т. Н. ВАХИТОВ, А. Б. КОЛЧЕВ, К. Ю. СЧАСТЛИВЕЦ, В. Б. УСПЕНСКИЙ
П. В. ЛАРИОНОВ, А. А. ФОМИЧЕВ

ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НСИ-2000MTG

Представлены результаты разработки интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы с расширенной доступностью спутниковых измерений НСИ-2000MTG. Приведены общая характеристика системы, описание режимов ее работы, архитектура программно-алгоритмического обеспечения. Обсуждаются проблемы фильтрации и коррекции при неравномерном поступлении измерений различного состава, предложены структурно-алгоритмические решения этих проблем. Приводятся результаты мобильных испытаний, летной апробации программно-математического обеспечения системы, результаты полунатурных испытаний.

Введение

В соответствии с концепцией RNP [1] в настоящее время к бортовым навигационным системам (НС) самолетов гражданской авиации предъявляются высокие требования по точности, доступности, целостности и непрерывности функционирования, нормированные для различных участков полета. Обеспечить выполнение этих требований в полном объеме можно только при совместном использовании (комплексировании) инерциальной и спутниковой информации. В связи с этим общей тенденцией для современных НС является интеграция инерциальной подсистемы и приемника сигналов спутниковых радионавигационных систем (СРНС). Такая интеграция сопровождается в свою очередь внедрением в программно-математическое обеспечение (ПМО) НС алгоритмов комплексирования инерциальной и спутниковой информации.

Судя по известным образцам НС, сегодня можно говорить о двух подходах к подобной интеграции. Первый подход основан на использовании высокоточной инерциальной системы с реализацией в ней дополнительной функции выработки комплексированных параметров скорости и положения, например, как в LTN-101E (Northrop Grumman), HG2030AD (Honeywell), БИНС-СП (МИЭА). Такие системы, квалифицируемые, как инерциальные навигационные системы (ИНС), наиболее полно удовлетворяют требованиям RNP, но высокая стоимость сужает область их применения. Отличительной особенностью алгоритмов комплексирования, реализованных в них, является коррекция навигационных параметров с использованием данных СРНС по разомкнутой схеме, сохра-

Вахитов Тимур Назипович. Зам. главного конструктора ЗАО «ЛАЗЕКС» (Москва).

Колчев Андрей Борисович. Зам. главного конструктора ЗАО «ЛАЗЕКС».

Счастливцев Кирилл Юрьевич. Ведущий инженер-математик ЗАО «ЛАЗЕКС».

Успенский Валерий Борисович. Доктор технических наук, ведущий специалист ЗАО «ЛАЗЕКС».

Ларионов Павел Валерьевич. Ассистент МФТИ (Москва), ведущий специалист ЗАО «ЛАЗЕКС».

Фомичев Алексей Алексеевич. Доктор физико-математических наук, профессор МФТИ, генеральный директор ЗАО «ЛАЗЕКС».

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

нение канала инерциального счисления, ограниченные возможности определения параметров моделей погрешности инерциальных датчиков.

Второй подход связан с использованием в НС инерциальных датчиков среднего и низкого классов точности [2, 3] и наличием эффективного алгоритма комплексирования с данными СРНС. При достаточном количестве радиовидимых навигационных спутников такие системы демонстрируют высокую точность определения скорости и местоположения; обладают полнотой вырабатываемых навигационных, угловых и динамических параметров и высокой частотой их обновления; имеют сравнительно невысокую стоимость, что способствует их внедрению в различные области применения для широкого класса объектов. По принятой классификации навигационного оборудования такие системы могут квалифицироваться как «курсовертикали», и к ним применим общепринятый термин «интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы» (ИИСНС). Роль алгоритмов комплексирования инерциальных и спутниковых измерений в обеспечении функциональности таких систем существенно возрастает. Реализованные в них алгоритмы помимо основной функции коррекции осуществляют: оценивание расширенного вектора состояния, многоуровневый контроль внешних измерений и обеспечение целостности фильтра; адаптацию навигационного фильтра в условиях перерывов спутниковой информации и т.д. Расширенный вектор состояния, кроме основных навигационных параметров, включает в себя угловые параметры и погрешности инерциальных измерений. Основным недостатком таких систем является быстро нарастающая погрешность определения скорости и координат при длительном отсутствии спутниковых измерений, и поэтому использование на самолетах автономного режима работы ИИСНС как основного средства навигации нормируется допустимой продолжительностью перерывов спутниковой информации.

Мощным инструментом повышения точности функционирования ИИСНС является технология AIME (Autonomous Integrity Monitored Extrapolation) [4], разработанная фирмой Litton Aero Products. Ее использование позволяет при наличии спутниковой информации в полете оперативно оценивать погрешность инерциальных датчиков и компенсировать ее в автономном режиме работы ИИСНС. Использование такой технологии, в частности, существенно снижает требования к гироскопам по характеристике воспроизводимости дрейфа «от запуска к запуску», поскольку такая составляющая дрейфа может быть оценена и скомпенсирована в сеансе работы.

Развитию теоретических основ и обобщений, опыту практического использования ИИСНС в настоящее время уделяется значительное внимание. В частности, для статьи особую значимость имеют результаты, изложенные в [5–7], касающиеся разработки и использования различных схем комплексирования инерциальной и спутниковой информации. В НСИ-2000MTG используются попеременно две схемы комплексирования: сильносвязанная и слабосвязанная. И одна из проблем, решаемых авторами, состоит в исследовании и преодолении негативных последствий переходных процессов, возникающих при смене одной схемы комплексирования другой.

Таким образом, повышение эффективности ИИСНС в настоящее время достигается реализацией двух встречных процессов: совершенствование используемых инерциальных датчиков и повышение доступности спутниковых измерений спутниковых измерений, в том числе при неполном рабочем созвездии

СРНС. Использование обоих подходов способно обеспечить оптимальное соотношение между качеством и стоимостью навигационной системы.

Описываемая система имеет следующие отличительные особенности в сравнении с системами подобного типа:

- реализованы две схемы комплексирования, используемые попеременно в зависимости от состояния радиовидимого созвездия спутников СРНС ГЛОНАСС. Такой комбинированный способ позволяет, с одной стороны, оптимизировать загрузку вычислителя, с другой – использовать для коррекции спутниковые измерения даже при отсутствии готового решения от приемника СРНС;
- предусмотрена возможность коррекции вектора состояния при неполном векторе измерений (субинтегрированный режим коррекции), например в случае наличия сигналов только от 2-3 спутников СРНС ГЛОНАСС. Такая возможность расширяет доступность спутниковой информации для ИИСНС в смысле возможности ее использования для уточнения, даже при неполном рабочем созвездии СРНС;
- реализованы три параллельных канала инерциального счисления, различающиеся способом коррекции обновляемого вектора состояния в них. При этом алгоритм обобщенного фильтра Калмана, осуществляющий комплексирование инерциальных и спутниковых измерений, локализован в одном канале и изолирован непосредственно от выходных параметров системы. Такая архитектура ПМО позволяет защитить выход системы от переходных процессов в фильтре, возникающих при изменении состава корректирующих измерений; обеспечить независимость параметров вертикали от спутниковой информации, что является важным с точки зрения безопасности; при необходимости адаптировать путем параметрической настройки ПМО к условиям использования в составе системы инерциальных датчиков высокого, среднего или низкого класса точности, меняя при этом степень влияния спутниковых измерений на вектор выходных параметров, вплоть до размыкания контура коррекции.

Статья посвящена обсуждению результатов разработки и испытаний интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы НСИ-2000MTG с расширенной доступностью спутниковых измерений. Основанием для ее разработки является федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года» для глубокой модернизации и унификации оборудования самолетов Ту-204СМ.

Оценка доступности сигналов СРНС ГЛОНАСС

Одна из целей, стоящих перед разрабатываемой системой, – повышение доступности сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС в ИИСНС. Остановимся на актуальности решаемой проблемы.

На официальном сайте Информационно-аналитического центра ГЛОНАСС [8] приводится оперативно обновляемая информация о целостности и доступности СРНС ГЛОНАСС для решения навигационных задач. Так, доступность спутниковой навигации по сигналам СРНС ГЛОНАСС на сайте характеризуется параметром «Интегральная доступность навигации наземного потребителя по системе ГЛОНАСС» и рассчитывается для суточного интервала как процент времени, в течение которого выполняется условие $PDOP \leq 6$ при углах места

навигационных спутников более 5° , где PDOP – позиционный геометрический фактор. По данным на февраль 2012 года [8], при 24 функционирующих спутниках для подавляющей части земной поверхности значение данного параметра находится в диапазоне от 99 до 100%, что соответствует суммарной продолжительности нарушения доступности спутниковой навигации от 14,4 мин до 0.

Как показывает опыт, для авиационных применений такая оценка не вполне объективно отражает доступность высокоточных навигационных определений по спутниковым измерениям. Общеизвестно, что погрешность определения координат по измерениям псевдодальности пропорциональна величине PDOP (HDOP – для горизонтальных координат). В соответствии с нормативным документом [9, п. Б.2.2.4] нормальная работа системы должна осуществляться при максимальной погрешности «дальности пользователя» (параметр URA) 32 м. Таким образом, используя эвристическую зависимость $HDOP \leq 0,6 \cdot PDOP$, подтверждаемую экспериментальными данными, и задаваясь максимально допустимой погрешностью определения горизонтальных координат 100 м, получаем предельно допустимое значение PDOP, равное 5,2. На основании сказанного за основу расчета нового критерия принимается предельное значение параметра PDOP, равное 5. Далее, в целях защиты от приземных помех, что важно на этапе посадки и существенно при динамичных маневрах, увеличивается минимально допустимый угол возвышения спутников до 10° . Таким образом, для уточненной оценки доступности спутниковой навигации требуемой точности вводится следующий критерий: максимальная в сутках длительность интервала, в течение которого величина PDOP превышает предельно допустимое значение при заданном угле возвышения. Как показывают расчеты, для СРНС ГЛОНАСС при 24 функционирующих спутниках имеют место целая полоса на поверхности Земли, где такой перерыв достигает 10-15 мин, и отдельные районы, где перерыв составляет 40-45 мин (рис. 1). При этом суммарная длительность перерыва на суточном интервале в некоторых районах достигает 50-60 мин. Ситуация меняется в худшую сторону при возможном уменьшении числа функционирующих спутников.

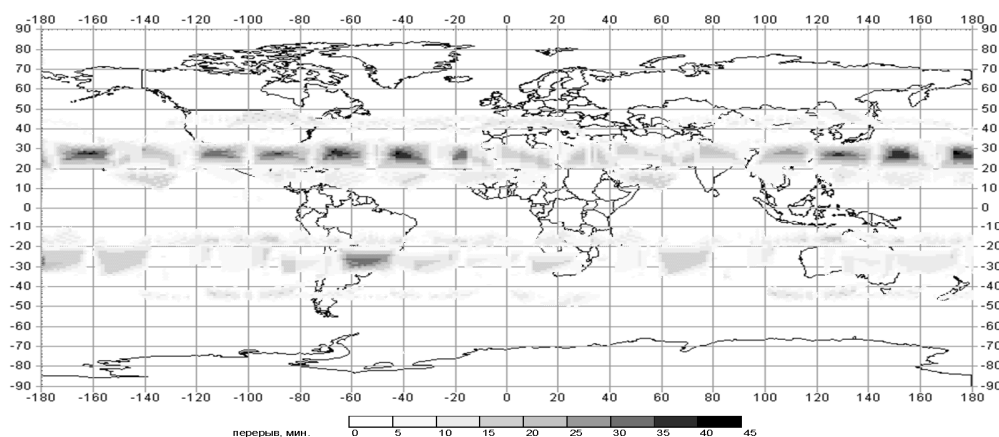


Рис. 1. Максимальный перерыв в навигации авиационного потребителя по системе ГЛОНАСС на суточном интервале. Дата: 24.02.2012 г. По целевому назначению используются 24 КА.

Дискретность расчета: по времени – 5 мин и по поверхности – 1°

Учитывая сказанное, повышение доступности спутниковой информации для использования в ИИСНС является достаточно значимой задачей даже при полном созвездии СРНС, содержащем как минимум 4 спутника, и критически важной при возможном сокращении рабочего созвездия. Это не только способствует выполнению требований RNP по точности и доступности навигации в условиях нарушения навигационного покрытия СРНС, но и повышает отказобезопасность пилотажно-навигационного комплекса в целом.

Общая характеристика и описание режимов работы НСИ-2000MTG

Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система НСИ-2000MTG (рис. 2) является модернизацией системы НСИ-2000MT и состоит из инерциального блока (ИБ), блока обработки информации (БОИ) и антенны для приема сигналов СРНС. Измерительный сегмент системы содержит три зеемановских лазерных гироскопа, три акселерометра, аппаратуру потребителя спутниковой навигации (АПЧН) ГЛОНАСС/GPS.

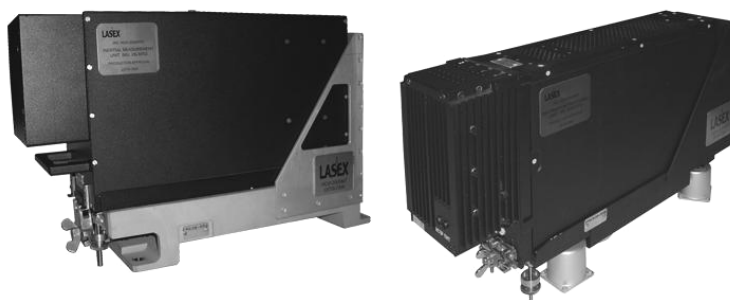


Рис. 2. Внешний вид НСИ-2000MTG (блоки ИБ и БОИ в монтажных рамах)

В наиболее типичном исполнении инерциальные датчики описываемой системы по своим характеристикам относятся к нижней границе класса датчиков средней точности, ближней к высокоточным датчикам. Однако следует подчеркнуть, что несомненным достоинством интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем является как раз возможность использования инерциальных датчиков различного класса точности. При этом погрешности датчиков при соответствующей настройке параметров фильтра практически не влияют на характеристики работы системы в целом, за исключением характеристик резервного, автономного режима работы. Но и в этом случае есть особенности, связанные с использованием в ИИСНС технологии АИМЕ – оперативной оценки погрешности инерциальных датчиков и ее компенсации в данном включении. Использование такой оценки, актуальной только в данном включении, позволяет уменьшить некомпенсированную ошибку измерения угловой скорости в несколько раз.

Говоря о типичных характеристиках гироскопов, используемых в данной системе, можно указать, что исходная величина дрейфа с учетом компенсирующей математической модели, реализуемая в данном включении, не превышает 0,1 град/ч. При наличии спутниковой информации на начальном этапе движения самолета алгоритмы ИИСНС успешно оценивают этот дрейф и далее алгоритмически компенсируют. После компенсации величина остаточного дрейфа в стационарных условиях полета с учетом возможной изменчивости

дрейфа не превышает 0,01 град/ч. Таким образом, для достижения навигационного качества датчиков в качестве компенсирующих используется температурная модель дрейфа, полученная на этапе заводской калибровки; оценка дрейфа, полученная на этапе выставки ИИСНС; а также оперативная оценка остаточного дрейфа, получаемая в процессе функционирования системы при наличии спутниковых измерений.

В качестве внешних измерений система использует информацию от собственной или внешней АПСН в виде готового решения, полученного по сигналам ГЛОНАСС, или по сигналам GPS/ГЛОНАСС, или от собственной АПСН в виде «сырых» данных от 2-3 спутников ГЛОНАСС, а также измерения баровысоты и истинной воздушной скорости, получаемых от системы воздушных сигналов (СВС). Коррекция вектора состояния системы осуществляется с частотой 1 Гц. В зависимости от состава измерений, актуальных на момент коррекции, в ИИСНС реализуются следующие режимы работы:

- *интегрированный*: коррекция вектора состояния по готовому решению, получаемому от АПСН по сигналам смешанного созвездия ГЛОНАСС/GPS либо только ГЛОНАСС;
- *субинтегрированный*: коррекция вектора состояния по измерениям псевдодальности и радиальной скорости, получаемым от АПСН для 2-3 спутников ГЛОНАСС. По составу используемых спутниковых данных такой режим соответствует методу сильносвязанного комплексирования. Отличительной особенностью субинтегрированного режима коррекции является то, что он реализуется при малом числе радиовидимых спутников, измерения от которых не способны обеспечить полную наблюдаемость вектора состояния;
- *автономный*: спутниковая коррекция отсутствует.

Во всех режимах коррекции используются также измерения баровысоты. Переход между режимами осуществляется автоматически в соответствии с фактическим состоянием видимого созвездия спутников.

Введение субинтегрированного режима коррекции является важным элементом ПМО системы и позволяет повысить доступность спутниковых измерений при неполном рабочем созвездии. При этом в зависимости от состояния и стабильности шкалы времени АПСН для коррекции вектора состояния реализуется либо дальномерный, либо разностно-дальномерный метод. В первом случае в качестве измерений используются радиальные дальности и радиальные скорости относительно 2-3 радиовидимых спутников ГЛОНАСС, во втором – разности одноименных параметров для пар спутников. Несмотря на то, что в последнем случае размерность, а следовательно, и информативность вектора измерений уменьшаются, разностные данные оказываются намного точнее, поскольку они инвариантны к ошибке таймера АПСН, а также в них снижается влияние системных погрешностей и погрешности распространения сигналов из-за частичной их компенсации. Этот факт обуславливает достаточно высокую эффективность субинтегрированного режима коррекции, что продемонстрировано в [10] и подтверждается результатами испытаний.

Таким образом, в системе реализовано попеременное использование двух типов спутниковых данных: готового решения (при его наличии) и «сырых» данных от 2-3 спутников [11]. Такая стратегия, с одной стороны, открывает возможность использования спутниковых измерений при отсутствии или недостоверности готового решения, с другой – позволяет рационально использовать ресурсы вычислителя при продуктивной работе АПСН.

Основные технические и эксплуатационные характеристики НСИ-2000MTG приведены в табл. 1

Т а б л и ц а 1

Основные характеристики системы

Точность системы (95%)		
Координаты	Интегрированный режим	100 м
	Субинтегрированный режим (не менее 2 спутников ГЛОНАСС)	500 м
	Автономный режим	3,8 км за 1 ч полета
Скорость	Интегрированный режим	3,7 км/ч
	Субинтегрированный режим	6,5 км/ч
	Автономный режим	18,5 км/ч
Истинный курс	Интегрированный/субинтегрированный режим	1°
	Автономный режим	1,25°
Углы тангажа и крена		0,2°
Путевой угол	Интегрированный режим	0,5°
	Субинтегрированный режим	2,0°
	Автономный режим	3,5°
Угловые скорости		0,1 °/с
Перегрузки		0,01 g
Инерциальная вертикальная скорость		9,1 м/мин
Готовность (переход в навигацию)		10 мин (Т > 0°С)
		18 мин (Т < 0°С)
Соответствие квалификационным требованиям		
Внешние воздействующие факторы		КТ-160D
ПМО		КТ-178В (уровень А)
Спецификации		
Габариты		ИБ-MTG (412×194×124 мм) БОИ-MTG (386×200×94,5 мм)
Масса		16,5 кг
Электропитание (потребляемая мощность)		90 Вт
Наработка на отказ, не менее		10000 ч
Время непрерывной работы		24 ч

Архитектура и особенности программно-алгоритмического обеспечения НСИ-2000MTG

Опишем состав и взаимодействие алгоритмов верхнего уровня ПМО системы:

- *алгоритмы первичной обработки и контроля входной информации*, обеспечивающие вычисление приращений кажущегося поворота и кажущейся скорости по данным от ИБ согласно математической модели; вычисление псевдодальности до видимых навигационных спутников и ее производной по «сырым» данным, поступающим от АПСН; контроль входных данных по простейшим критериям (гладкость, диапазон, повторяемость и т.п.)
- *алгоритмы подготовки начальных данных для навигации*, реализующие горизонтирование, гироскопирование, калибровку гироскопов и акселерометров на этапе выставки;
- *алгоритмы инерциального счисления* (алгоритмы БИНС), содержащие алгоритм определения ориентации, алгоритм вычисления линейной скорости и координат объекта по измерениям ИБ;
- *алгоритмы комплексирования данных и коррекции*, в том числе алгоритмы проверки непротиворечивости данных от различных источников и контроля

состояния фильтра; навигационный фильтр и алгоритм коррекции расширенного вектора состояния системы с учетом задержки информации; вспомогательные калмановские фильтры малой размерности для коррекции вертикального канала, системного времени и смещения баровысоты относительно геодезической; вспомогательные цифровые частотные фильтры для сглаживания корректирующих поправок;

- алгоритмы формирования выходных данных, содержащие: вычисление, сглаживание и кодирование выдаваемых во внешние системы навигационных параметров с признаками их достоверности, вычисление СКО ошибок основных навигационных параметров, сигнализацию об отказах (целостность системы), формирование служебных слов и телеметрической информации.

Алгоритмы комплексирования данных и коррекции (АКДК) функционируют с частотой 1 Гц в низкоприоритетном вычислительном канале, остальные алгоритмы – с частотой 100 Гц. На рис. 3 приведена последовательность основных операций, выполняемых в фоновом режиме.

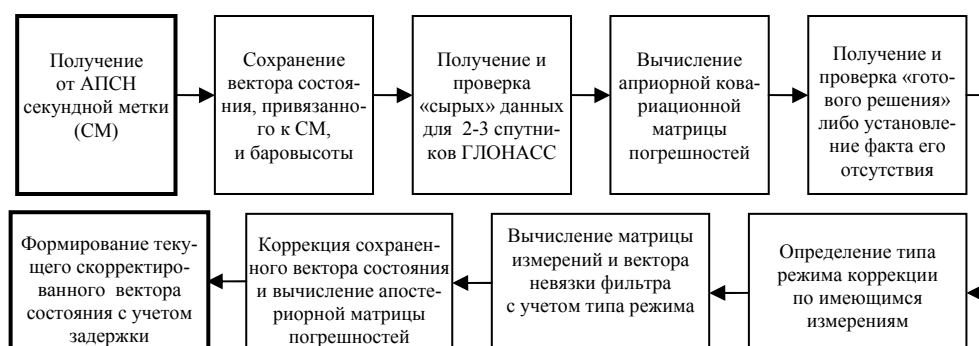


Рис. 3. Последовательность выполнения основных операций фильтрации и коррекции

Собственно коррекция осуществляется путем обновления текущего вектора состояния системы с учетом корректирующих поправок, формируемых в обобщенном фильтре Калмана (ФК). В вектор состояния включены как основные навигационные параметры (координаты, скорость, параметры ориентации), так и параметры моделей погрешностей гироскопов (три параметра на ось) и акселерометров (один параметр на ось). Математическое описание используемых моделей и алгоритма фильтрации приведено в [12], особенности субинтегрированного режима описаны в [10]. Отметим, что оперативная идентификация параметров дрейфа гироскопов (аналог технологии АІМЕ) позволяет существенно уменьшить влияние неопределенности величины дрейфа, установившегося в данном запуске, на точность работы системы в автономном режиме. Изменчивость дрейфа в запуске, обусловленная тепловыми процессами, компенсируется с помощью сплайновой модели дрейфа, зависящей от измеряемых температурных параметров [13].

Одним из недостатков интегрированных систем с замкнутой схемой коррекции является отсутствие в их информационном пространстве параметров чистого инерциального счисления, что недопустимо для средств навигации уровня критичности А. Для устранения этого недостатка в НСИ-2000MTG параллельно с корректируемым каналом реализован отдельный канал инерциального счисления. Вычисляемые в нем углы тангажа и крена поступают на выход системы.

Таким образом, достигается независимость формируемых системой параметров вертикали от спутниковой информации, необходимая для средств навигации требуемого уровня критичности. Описанная схема формирования выходных данных ИИСНС соответствует концепции, изложенной в [14].

Навигационный фильтр является ядром алгоритмического обеспечения ИИСНС. Специфические условия функционирования ИИСНС, связанные с неравномерным поступлением внешних измерений, их переменным составом, возможностью длительного отсутствия спутниковых измерений, могут приводить к негативным эффектам в процессах фильтрации и коррекции. Перечислим некоторые из них:

- кратковременное возрастание погрешности определения скорости, координат и их оценочных дисперсий при переходе от интегрированного к субинтегрированному режиму коррекции;
- физически не обоснованное влияние измерений баровысоты на оценку параметров дрейфа, формируемых в фильтре, в условиях длительного отсутствия спутниковой информации;
- скачкообразное изменение (в том числе с перерегулированием) корректируемого вектора состояния при восстановлении коррекции по спутниковой информации после длительного перерыва;
- медленное уменьшение вектора невязок в фильтре при восстановлении интегрированного режима.

Основные причины указанных эффектов следующие:

- снижение адекватности линеаризованной модели ошибок, используемой в ковариационном блоке фильтра на шаге экстраполяции, в условиях длительного отсутствия корректирующих измерений;
- значительные переходные процессы в фильтре при восстановлении коррекции после длительного перерыва;
- несовместимость моделей ошибок вектора измерений различного состава, изменение информативности состава измерений при переходе из одного режима коррекции в другой;
- несоответствие параметров моделей входных возмущений и помех, используемых в фильтре, их фактическим значениям.

Принимая во внимание объективность причин снижения эффективности ИИСНС в оговоренных выше условиях, а также невозможность их устранения, в ПМО НСИ-2000MTG реализованы следующие меры для блокирования негативных эффектов:

- введение трех параллельных информационных каналов обработки инерциальных измерений с различным способом коррекции вектора состояния в них: с использованием поправок, вычисляемых в ФК; с применением сглаженных поправок при условии окончания переходных процессов в ковариационном блоке ФК, связанных с изменением состава вектора измерений; только с помощью поправок к измерениям инерциальных датчиков;
- использование процедуры формирования выходных навигационных параметров, учитывающей наличие информационных каналов с различными алгоритмами коррекции;
- изоляция процесса коррекции вектора состояния с помощью ФК высокой размерности внутри одного информационного канала, называемого сильно корректируемым и непосредственно не связанного с выходом системы;

- формирование выходных координат, скорости и курса системы с помощью информационного канала, в котором по окончании переходных процессов в фильтре реализуется «подтягивание» к вектору состояния сильно корректируемого канала;
- эвристический подбор настроек фильтра.

Перечисленные мероприятия касаются как архитектуры программно-алгоритмического обеспечения, так и параметрической настройки алгоритмов.

Структура информационных связей основных алгоритмов ПМО НСИ-2000MTG в режиме «Навигация» отображена на рис. 4.

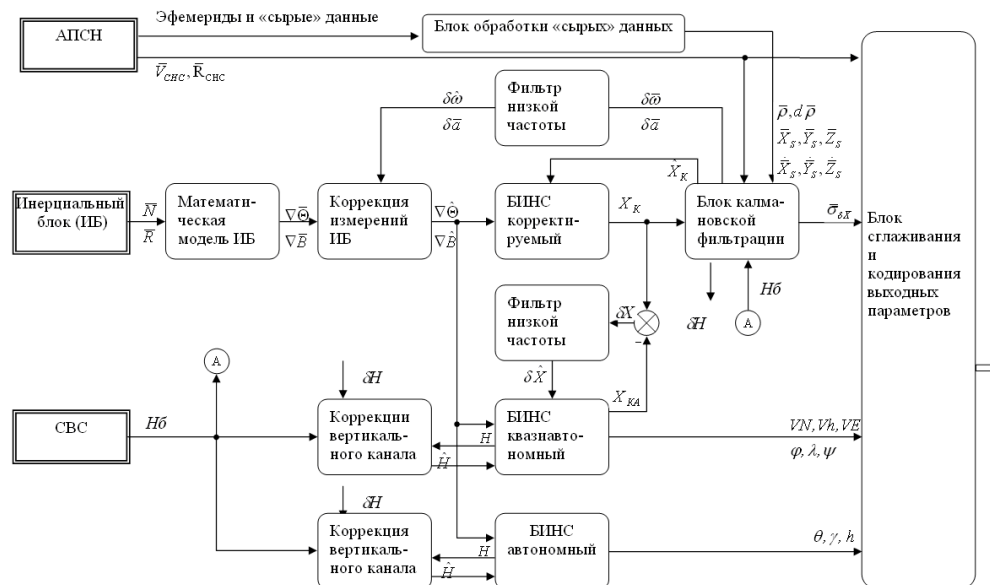


Рис. 4. Схема информационных связей основных алгоритмов системы

На рисунке использованы следующие обозначения: $\bar{N}, \bar{R}$ – данные, получаемые от трех гироскопов и трех акселерометров, пропорциональные вектору угла кажущегося поворота и вектору кажущейся скорости; $\nabla\bar{\Theta}, \nabla\bar{B}$ – приращения вектора кажущегося поворота и вектора кажущейся скорости, вычисленные согласно математической модели ИБ; $\nabla\hat{\Theta}, \nabla\hat{B}$ – скорректированные приращения вектора кажущегося поворота и вектора кажущейся скорости по результатам оперативной идентификации дрейфа гироскопов и смещения нуля акселерометров; $\bar{X}_K$ – прогнозируемое по инерциальным данным значение вектора состояния, включающего радиус-вектор положения, вектор скорости и кватернион инерциальной ориентации, в алгоритме «БИНС корректируемый»; $\hat{X}_K$ – скорректированное с учетом внешних измерений значение вектора состояния; $\bar{\sigma}_{\delta X}$ – вектор среднеквадратического отклонения (СКО) погрешностей основных навигационных параметров, формируемый в ковариационном блоке ФК и используемый для обеспечения функции целостности системы (диагностика параметрических отказов); $\bar{\sigma}_{\delta\omega}, \bar{\sigma}_{\delta a}$ – оценки параметров моделей погрешностей гироскопов и акселерометров, получаемые в ФК; $\hat{\sigma}_{\omega}$ – сглаженная оценка дрейфа гироскопов; $H\bar{b}$ – баровысота, поступающая от СВС и используемая для коррекции вертикальных каналов алгоритмов БИНС; δH – параметр смещения баровысо-

ты относительно геодезической высота; H – геодезическая высота, вычисляемая в алгоритмах «БИНС квазиавтономный» и «БИНС автономный»; $\hat{H}$ – геодезическая высота, скорректированная с учетом измерений СВС; $X_{КА}$ – вектор состояния алгоритма «БИНС квазиавтономный»; δX – вектор отклонения параметров «БИНС квазиавтономный» от одноименных параметров «БИНС корректируемый»; $\delta \hat{X}$ – сглаженный с помощью фильтра 1-го порядка вектор δX (служит для коррекции параметров «БИНС квазиавтономный»); V_N, V_h, V_E – северная, вертикальная и восточная составляющие скорости самолета, φ, λ – широта и долгота, ψ – истинный курс, выдаваемый алгоритмом «БИНС квазиавтономный» во внешние системы; θ, γ – углы тангажа и крена, h – высота инерциальная, поступающие из алгоритма «БИНС автономный» во внешние системы; $\bar{V}_{СНС}, \bar{R}_{СНС}$ – вектор скорости и радиус-вектор положения самолета в системе координат WGS-84, поступающие из АПСН при наличии достаточного числа радиовидимых спутников (предназначены для коррекции вектора состояния алгоритма «БИНС корректируемый» в интегрированном режиме); $\bar{p}, d\bar{p}$ – векторы радиальной дальности и радиальной скорости для 2-3 радиовидимых спутников ГЛОНАСС, вычисляемые по «сырым» измерениям АПСН и предназначенные для коррекции вектора состояния «БИНС корректируемый» в субинтегрированном режиме; $\bar{x}_S, \bar{y}_S, \bar{z}_S, \dot{\bar{x}}_S, \dot{\bar{y}}_S, \dot{\bar{z}}_S$ – координаты и скорость радиовидимых спутников ГЛОНАСС в системе координат ПЗ-90.02, вычисляемые с учетом эфемерид и используемые в субинтегрированном режиме.

Опишем работу схемы с точки зрения информационных потоков и назначения блоков в ней. Инерциальные измерения в виде $\nabla \hat{\Theta}, \nabla \hat{V}$ поступают параллельно в три блока: «БИНС корректируемый», «БИНС квазиавтономный», «БИНС автономный», в которых по алгоритму инерциальной навигации вычисляются координаты, скорость и углы ориентации самолета. Назначение блока «БИНС корректируемый» – прогноз вектора состояния на интервалах между коррекциями, используемый в ФК. Данные блока корректируются 1 раз в секунду апостериорной оценкой вектора состояния, полученной с использованием спутниковых измерений и баровысоты. Блок «БИНС квазиавтономный» предназначен для формирования выходных параметров системы: скорости, курса и планарных координат. Вектор состояния блока корректируется через фильтр низкой частоты данными из блока «БИНС корректируемый» и сглаженной оценкой баровысоты. Использование фильтра низкой частоты позволяет сгладить скачки в оценке вектора состояния, возможные после длительного перерыва в спутниковой информации. При отсутствии спутниковой информации корректирующая связь разрывается и восстанавливается после окончания переходных процессов в фильтре, связанных с возобновлением коррекции по спутниковым данным. Блок «БИНС автономный» предназначен для формирования на выходе системы углов тангажа и крена и инерциальной высоты.

Спутниковая информация в виде готового решения или «сырых» данных (для 2-3 спутников ГЛОНАСС) после предварительной подготовки поступает в ФК в качестве измерений. В блоке ФК, куда также поступают измерения баровысоты, осуществляются контроль непротиворечивости полученных измерений и отбраковка недостоверных. Далее, в зависимости от откорректированного набора измерений определяется скорректированный расширенный вектор состояния. Скорректированный вектор навигационных параметров обновляет вектор состояния блока «БИНС корректируемый», а оценки погрешности измерений

инерциальных датчиков после контроля достоверности через фильтр низкой частоты поступают в блок коррекции измерений ИБ.

Помимо структурных решений, в фильтре Калмана реализуются различные алгоритмы уточнения используемых в нем параметров моделей шумов, учитывающие неравномерность поступления корректирующих измерений. В качестве критерия эффективности такой адаптации, использованного при разработке, принималось соответствие фактических ошибок оценивания их оценочным дисперсиям из ковариационного блока фильтра при неравномерном поступлении корректирующих измерений переменного состава. Для достижения ожидаемых результатов коррекции в специфических условиях работы ИИСНС предусмотрено также автоматическое управление величиной корректирующего воздействия на различные компоненты вектора состояния, достигаемое путем временного изменения соответствующих элементов ковариационной матрицы ошибок.

Все указанные способы и приемы организации процессов обработки инерциальной информации, фильтрации и коррекции надежно устраняют негативные эффекты, связанные со специфическими условиями функционирования ИИСНС.

Результаты испытаний НСИ-2000MTG

В настоящее время система прошла ряд стендовых, мобильных и наземных испытаний в составе навигационного комплекса: на борту самолета Ту-204СМ, летную апробацию ПМО (в составе НСИ-2000MT) на борту Ил-96-300, Ту-334-100 (20 полетов); в качестве «пассажира» – на борту Су-30. Результаты работы системы анализировались по телеметрической информации, формируемой самой системой, по данным бортовой контрольно-записывающей аппаратуры «Пирит» и в некоторых полетах – по данным комплекса бортовых траекторных измерений (КБТИ).

В процессе стендовых и мобильных (на автомобиле) испытаний были проверены все режимы работы системы. Точностные характеристики системы в ходе мобильных испытаний приведены в табл. 2 и проиллюстрированы рис. 5–8.

Таблица 2

Характеристики системы в ходе мобильных испытаний

№	Дата проведения	Наименование режима	Продолжительность режима	Максимальная погрешность		
				по широте, м	по долготе, м	по путевой скорости, км/ч
1	20.04.11	Интегрированный	40 мин	34	8	1,1
		Субинтегрированный	2ч 40 мин	401	105	5,0
		Автономный	-	—	—	—
2	05.05.11	Интегрированный	15 мин	7	7	1,2
		Субинтегрированный	1ч 15 мин	60	166	2,5
		Автономный	-	—	—	—
3	29.08.11 (рис. 5, 6)	Интегрированный	15 мин	53	12	3,2
		Субинтегрированный	50 мин	27	60	2,2
		Автономный	-	—	—	—
4	22.09.11 (рис. 7, 8)	Интегрированный	1ч 50 мин	16	8	1,8
		Субинтегрированный	—	—	—	—
		Автономный	1ч	220	2420	15,8

Во время летной апробации ПМО системы отрабатывалось взаимодействие с внешними системами в штатных условиях. Точностные характеристики интегрированного режима приведены на рис. 9.

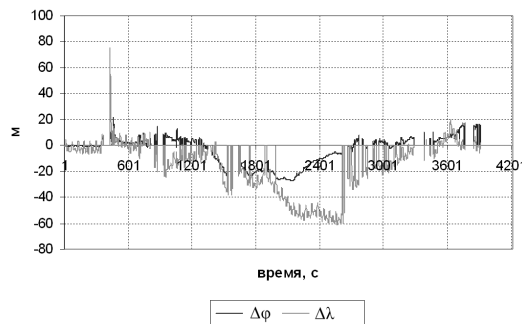


Рис. 5. Погрешность определения географических координат в испытаниях № 3 (15 мин – интегрированный режим и 50 мин – субинтегрированный режим)

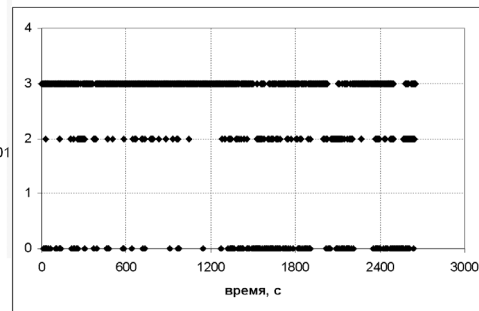


Рис. 6. Количество спутников ГЛОНАСС, участвующих в коррекции в испытаниях № 3 (последние 45 мин субинтегрированного режима)

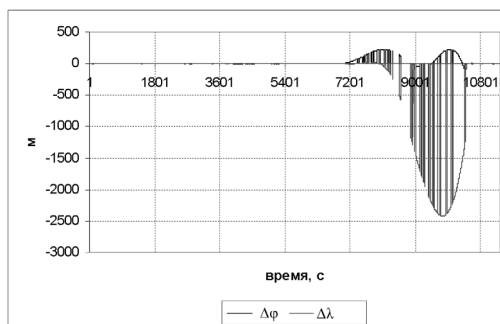


Рис. 7. Погрешность определения географических координат в испытаниях № 4

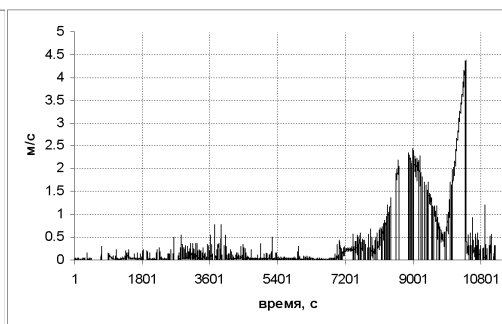


Рис. 8. Погрешность определения путевой скорости в испытаниях № 4

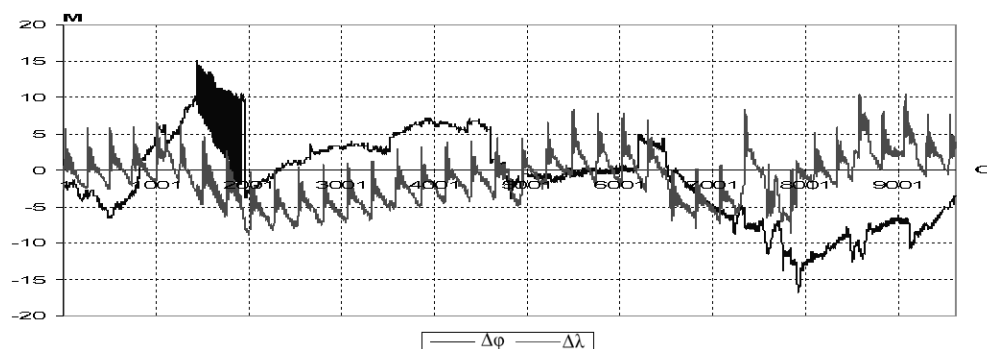


Рис. 9. Погрешность определения координат в интегрированном режиме в полете от 21.05.10 (Ту-334-100)

Для демонстрации возможности субинтегрированного режима на рис. 10, 11 приведены результаты полунатурного моделирования работы ПМО системы по реальным телеметрическим данным полета Ил-96-300 по маршруту Анадырь – Москва. После 3,5 ч интегрированного режима система переведена в субинтегрированный режим продолжительностью 5,5 ч.

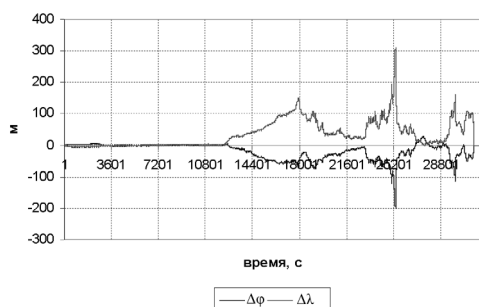


Рис. 10. Погрешность определения координат в субинтегрированном режиме

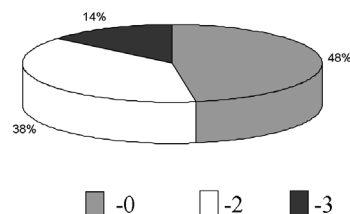


Рис. 11. Частота коррекций в субинтегрированном режиме от 0, 2 и 3 спутников ГЛОНАСС

Более полную оценку эффективности разработанной системы могут дать предстоящие квалификационные летные испытания.

Заключение

Одним из направлений совершенствования интегрированных инерциально-спутниковых систем является повышение доступности спутниковой информации в ИИСНС. В этом случае интегрированные системы, сохраняя свою стоимостную привлекательность для широкого круга потребителей, могут стать надежным, высокоточным средством навигации. Опыт разработки НСИ-2000MTG и результаты испытаний демонстрируют целесообразность и эффективность введенного субинтегрированного режима, способного при малом числе видимых спутников обеспечить долговременную точность, сопоставимую с точностью спутниковой навигации. Алгоритмические решения, заложенные в ПМО системы, позволяют преодолеть известную ограниченность и недостатки, присущие интегрированным системам с инерциальными датчиками среднего класса точности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Руководство** по требуемым навигационным характеристикам. Дос 9613, изд.3, Монреаль, ИКАО, 2008.
2. **Малогабаритная интегрированная навигационная система** / К.К. Веремеенко [и др.] // Материалы XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. – С.188-190.
3. <http://www.teknol.ru/products/aviation/companav2/>
4. **Assured-Integrity Monitored-Extrapolation** Navigation Apparatus / John W. Diesel. US Patent 5,583,774. 1996.
5. **Интегрированные инерциально-спутниковые системы** навигации: Сб. ст. и докл. / Сост. О. А. Степанов / Под общ. ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2001. – 235 с.
6. **Сравнение** сглаживающего фильтра с фиксированным интервалом с фильтром Калмана при комплексировании спутниковых и инерциальных систем / Ральф Меникес [и др.] // Гироскопия и навигация. – 2007.–№4(59). – С. 3 – 16.

7. **Интегрированная инерциально-спутниковая система** ориентации и навигации, построенная по сильносвязанной схеме / Б.А.Блажнов [и др.]// Материалы XVI Международной конференции по интегрированным системам.- СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – С. 153-162.
8. <http://www.glonass-center.ru/>
9. **Квалификационные требования** (КТ-34-01 «Бортовое оборудование спутниковой навигации») (3 редакция). – 2005. – 30 с.
10. **Комплексирование** информации в интегрированной навигационной системе при неполном рабочем созвездии спутников /А.А.Фомичев [и др.] // Гирскопия и навигация. – 2007. – №1. – С.3-15.
11. **Патент РФ №2334199** «Инерциально-спутниковая навигационная система с комбинированным использованием спутниковых данных», приоритет 19.03.2007.
12. **Комплексирование** информации в интегрированной навигационной системе с лазерными гироскопами на основе обобщенного фильтра Калмана/А.А.Фомичев [и др.] // Материалы X Международной конференции по интегрированным системам. Санкт-Петербург, 2003. – С. 98-100.
13. **Сплайновая модель** температурной зависимости дрейфа лазерного гироскопа /А.А.Фомичев [и др.] // Материалы XV Международной конференции по интегрированным системам. Санкт-Петербург, 2008. – С. 65-67.
14. **Патент РФ №2277696** «Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система», приоритет 21.04.2004.

Abstract. Results of the integrated inertial-satellite navigating system with the enhanced availability of satellite measuring design are presented. The system characteristic, description of the informational modes, software architecture is resulted. Problems of a filtering and correction at non-uniform receipt of data of various configurations are considered, structurally-algorithmic solutions of these problems are offered. Results of mobile trials, software flight approbation, results of seminatural trials are described.

Key words: integrated inertial-satellite navigating system, availability of satellite information, subintegrated mode