УДК 681.513.6

НАВИГАЦИОННО-ВРЕМЕННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОКОДИНАМИЧНЫМИ ПОДВИЖНЫМИ ОБЪЕКТАМИ

Д.А.ПЕРВУХИН, *д-р техн. наук, профессор, pervuchin@rambler.ru*
С.В.КОЛЕСНИЧЕНКО, *канд. техн. наук, доцент, serjkop@yandex.ru*
Национальный минерально-сырьевой университет «Горный», Санкт-Петербург, Россия

Исследованы актуальные вопросы повышения точности применения высокодинамичных летательных аппаратов, используемых с целью разведки полезных ископаемых, мониторинга окружающей среды, обеспечения экологической и пожарной безопасности, а также решения других специальных задач. Рассмотрены возможные варианты построения систем управления высокодинамичными объектами на основе комплексирования традиционных инерциальных навигационных систем и аппаратуры потребителей сетевых спутниковых радионавигационных систем. Обоснованы некоторые схемные, технические и конструктивные решения по созданию перспективной навигационной аппаратуры летательных аппаратов.

***Ключевые слова*:** высокодинамичные объекты, системы управления, альтернативные навигационные системы, комплексирование, навигационно-временное обеспечение, технический уровень, эффективность.

Введение. В настоящее время как отечественными, так и зарубежными разработчиками большое внимание уделяется вопросам развития и совершенствования систем управления высокодинамичными подвижными объектами. В первую очередь, это относится к исследованиям в области создания прецизионных гироскопических и оптико-механических систем управления с улучшенными характеристиками [1-12]. Разработка последних требует больших временных, экономических и интеллектуальных затрат, что трудно осуществить практически, учитывая реальное положение в российской экономике вообще и в отраслях оборонной промышленности в частности. Как следствие, при разработке перспективных навигационных систем все большее внимание уделяется новым способам уменьшения ошибок управления на основе комплексирования традиционных инерциальных навигационных систем с системами навигации, основанными на других физических принципах. Так, в связи с успешным применением существующих сетевых спутниковых радионавигационных систем (СРНС) и широким развитием их аппаратуры потребителей имеется реальная возможность создания альтернативных высокоточных навигационных систем высокодинамичных подвижных объектов и летательных аппаратов (ЛА).

Анализ состояния и основных направлений развития систем управления высокодинамичными подвижными объектами. Достижения в области микроэлектроники, вычислительной техники и в разработке датчиков систем автономной навигации, построенных на принципах, отличных от классических гироскопов, позволили по-новому взглянуть на проблему совершенствования систем автономной навигации.

Улучшение характеристик систем автономной навигации высокодинамичных подвижных объектов (ВДО) долгие годы осуществлялось по сходным принципам и направлениям. Экономические трудности, жесткие требования к эксплуатационным характеристикам, ограниченные сроки разработки и внедрения привели к значительному сокращению работ в области традиционных технологий. В первую очередь, это относится к исследованиям в области создания прецизионных гироскопических и оптико-механических систем с улучшенными характеристиками. Разработка и производство последних требует больших временных, экономических и интеллектуальных затрат. Как следствие, все большее внимание уделяется новым способам повышения эффективности систем управления ВДО.

Одним из наиболее перспективных направлений улучшения характеристик систем автономной навигации является применение комплексированных (интегрированных) навигационных систем, в которых совместно обрабатываются сигналы инерциальной навигационной системы (ИНС) и наземной аппаратуры потребителя (АП) спутниковой радионавигационной системы [3, 13].

Характерной чертой СРНС является избыточность навигационной информации. Такие системы позволяют сохранить достоинства и снизить влияние недостатков ИНС и навигационной АП [3]. Повышение эффективности СРНС обусловлено тем, что ИНС и АП СРНС взаимно дополняют друг друга (табл.1).

Таблица 1

Характеристики инерциальных и спутниковых радионавигационных систем

Характеристика	ИНС	СРНС
Автономность	Да	Нет
Необходимость начальной выставки и калибровки	Да	Нет
Характер ошибок	Малый уровень шумовой составляющей, нестационарный процесс	Относительно высокий уровень шумов, стационарный процесс
Возможность отсутствия навигационных определений	Нет	Да
Темп выдачи навигационных данных	Высокий (10-1000 Гц)	Низкий (1-10 Гц)
Возможность резервирования	Эффективно	Неэффективно

В системах управления высокодинамичными летательными аппаратами все чаще применяются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС). Они, в отличие от классических ИНС, построенных на базе гироскопов на шарикоподшипниковом подвесе, поплавковых гироскопах или динамически настраиваемых гироскопах, лишены ряда недостатков при сохранении большего числа преимуществ (табл.2).

Таблица 2

Сравнительная характеристика аппаратуры инерциальных и бесплатформенных инерциальных навигационных систем в баллах

Характеристика	ИНС	ИНС на динамически настраиваемых гироскопах	БИНС
Обеспечение требуемой точности	3	3	2
Простота конструкции	1	1	3
Низкая чувствительность к перегрузкам	1	2	3
Относительно низкое потребление энергии	1	2	3
Малое время запуска	1	2	3
Отсутствие «пространственной памяти»	1	1	3
Возможность ввода управляющего или корректирующего сигнала	1	2	3
Относительно низкая стоимость производства	1	2	3
Требовательность к составу пусковой аппаратуры	3	3	2

Примечание. 1 – характеристика обеспечивается в низкой степени или не обеспечивается; 2 – обеспечивается в достаточной степени; 3 – обеспечивается в максимальной степени.

В качестве чувствительных элементов БИНС могут быть использованы вибрационные гироскопы, лазерные гироскопы и волоконно-оптические гироскопы. Диапазон остаточных скоростей указанных гироскопов составляет 10^{-6}-10^{2} угловых градусов в час. Наибольшее применение в качестве датчиков БИНС нашли лазерные гироскопы, волоконно-оптические гироскопы и микромеханические гироскопы и акселерометры [4-6, 11].

Основной сложностью при разработке БИНС является быстрое накопление ошибки измерения навигационных параметров, поскольку из-за жесткой связи датчиков с корпусом ВДО

появляются различного рода вибрации и шумы. Как следствие, возникает необходимость периодической коррекции БИНС по данным внешних приборов. Это стало еще одной из предпосылок к разработке СРНС.

Суть комплексной обработки информации заключается в построении таких алгоритмов, с помощью которых обеспечивается максимальная точность определения основных навигационных параметров: координат, скорости и углов ориентации. Качество алгоритмов определяется их структурой, характером ошибок навигационных систем, степенью адекватности моделей ошибок физической реальности, а структура – критериями оптимальности и в конечном счете уровнем знаний об условиях функционирования навигационных систем, характере возмущающих воздействий и ошибок измерений, степенью разработанности математического аппарата решения задач оптимизации.

Анализ литературы [1-8, 11-16] показал, что существует большое количество подходов как к построению алгоритмов комплексной обработки в комплексированных системах управления (КСУ), так и к их классификации в зависимости от того, каким образом распределяется вся имеющаяся измерительная информация и на каком уровне реализуется обработка. Однако, несмотря на многообразие существующих алгоритмов, для использования в системах управления ВДО подходит очень небольшое их количество. Классификация таких алгоритмов может осуществляться по трем основным признакам:

• по виду учета динамики объекта – инвариантные и неинвариантные;

• по правилам формирования вектора состояния и разностных измерений – слабосвязанные, сильносвязанные и глубокоинтегрированные;

• по виду навигационного фильтра – Калмана, Винера, минимаксные и рестриктивные.

Наиболее хорошо разработанный математический аппарат решения задач комплексной обработки навигационной информации (задач фильтрации навигационных параметров) по данным навигационных наблюдений имеют алгоритмы калмановской фильтрации (табл.3) [2, 11-16].

Таблица 3

Сравнительная характеристика схем комплексирования

Тип комплексирования	Основные особенности
1. Разомкнутый	Ограниченность ошибок оценок местоположения и скорости, наличие информации об ориентации и угловой скорости, минимальные изменения в бортовой аппаратуре
2. Слабосвязанный	Все перечисленные качества разомкнутой схемы, выставка и калибровка ИНС в полете
3. Тесносвязанный	Все перечисленные качества слабосвязанной схемы, повышение помехоустойчивости
4. Глубокоинтегрированный	Обеспечение характеристик точности и помехозащищенности, близких к потенциальным. Требует существенной перестройки АП СРНС и высоких вычислительных затрат

Первые три из приведенных в таблице типов комплексирования ИНС и АП могут быть реализованы с использованием существующих моделей АП, ИНС и навигационных процессоров. Однако следует отметить, что для более полного использования открывающихся возможностей интеграции АП и ИНС целесообразно создать специализированные датчики для инерциальной и спутниковых систем. Последняя из рассмотренных схем (глубокоинтегрированная) обязательно требует разработки единого приемоизмерительного инерциально-спутникового модуля [4].

В слабо- и тесносвязанных, а также в глубокоинтегрированной схемах комплексирования итоговая оценка ошибок навигационных параметров может быть использована в АП СРНС в режиме допоиска сигналов навигационных систем для сокращения области поиска по задержке и доплеровскому смещению частоты.

Реализация вышеуказанных алгоритмов (особенно тесносвязанного) требует больших вычислительных мощностей, что, наряду с необходимостью реализации собственных алгоритмов БИНС и алгоритмов терминального управления движением центра масс, предъявляет серьезные требования к вычислительным мощностям бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ).

В связи с широким использованием при определении навигационных параметров БЦВМ применение классических схем комплексирования нецелесообразно, так как преимущества каждой из этих схем зависят от типа навигационного параметра, конкретной конструкции ИНС и АП, характеристик процессора и т.д.

Более целесообразной является программная реализация этих схем в виде навигационного фильтра, позволяющего изменять тип входных и выходных сигналов в зависимости от типа, конструкции и параметров подсистем, входящих в блок навигационных алгоритмов. Однако данное техническое решение требует решения ряда вспомогательных задач:

• рационального взаимодействия входящих в состав КСУ подсистем на всех этапах функционирования ВДО;

• «маневрирования» вычислительными ресурсами БЦВМ;

• оптимального распределения операций, маневров и времени их совершения.

Задача выбора оптимального алгоритма комплексной обработки навигационных сигналов, рационального распределения вычислительных мощностей может решаться непосредственно в БЦВМ. Исходные данные для принятия таких решений могут быть представлены в виде некоторого вектора исходных состояний, компоненты которого будут определятся рядом факторов, к которым в первом приближении следует отнести:

1) тип траектории;

2) закон управления (программный, терминальный);

3) фоноцелевую обстановку (положение точки старта, дальность действия, тип объекта воздействия и др.);

4) техническое состояние как отдельных подсистем КСУ, так и систем и блоков объекта управления в целом.

На основании оценки вектора исходного состояния в БЦВМ могут быть выработаны решения:

1) о возможности или невозможности «горячего старта»;

2) о выборе алгоритма комплексной обработки навигационных параметров;

3) о назначении приоритета навигационных данных определенного источника;

4) о выделении вычислительных ресурсов различным навигационным алгоритмам на всех этапах функционирования.

Формирование теоретических положений построения систем навигационно-временного обеспечения комплексированнных систем управления высокодинамичными подвижными объектами. Проведенный анализ состояния и развития автономных систем управления указывает на объективную необходимость совершенствования теории разработки перспективных систем навигации и управления подвижными объектами на основе применения альтернативных навигационных систем. В качестве одного из возможных подходов реализации указанного направления приведено формирование теоретических положений (аспектов) систем навигационно-временного обеспечения (НВО) комплексированных систем управления высокодинамичными подвижными объектами.

Как и любая теория, теоретические положения НВО КСУ высокодинамичными подвижными объектами обладают рядом функций, наиболее значимыми из которых являются следующие:

• методологическая функция (обеспечивает концептуальными структурами, терминологией и понятийным аппаратом);

• объяснительная функция (обобщение опыта развития исследуемых систем, выявление причинных и иных зависимостей, многообразия связей, существенных характеристик, законов происхождения и развития и т.п.);

• синтетическая функция (объединение отдельных достоверных знаний, подходов, методов, способов в целостную систему);

• предсказательная (практическая) функция (позволяет понимать, объяснять или прогнозировать различные проявления объекта теории).

Чтобы реализовывать указанные функции, теоретические положения НВО КСУ высокодинамичными подвижными объектами должны представлять собой совокупность концептуальных, методологических и методических положений.

Теоретические положения НВО КСУ высокодинамичными подвижными объектами являются частью классической теории автономных систем управления и предназначены для повышения технического уровня систем управления. Основная цель разрабатываемых теоретических положений заключается в обобщении и систематизации знаний о комплексированных системах управления высокодинамичными подвижными объектами, системах их обеспечения в удобной для практического применения и дальнейшего развития форме.

Для достижения данной цели теоретические аспекты НВО КСУ высокодинамичными подвижными объектами должны реализовывать возможность наиболее полного отображения объективных свойств реального процесса функционирования систем навигации (классических автономных систем управления и альтернативных навигационных систем), являться основой для всестороннего анализа и обобщения бортовых систем управления и систем, их обеспечивающих, а также быть достаточно простыми для практического применения.

Построение КСУ высокодинамичными подвижными объектами представляет собой процесс последовательного выполнения ряда этапов. Основными этапами построения КСУ ВДО являются следующие [4-6]:

- анализ и оценка существующих систем управления ВДО;
- выработка подхода к построению КСУ ВДО;
- внедрение КСУ ВДО;
- совершенствование КСУ ВДО.

В результате выполнения этапа анализа и оценки существующих систем управления ВДО определено их современное состояние, исследованы основные схемные и технические решения построения бортовой аппаратуры, выявлены основные проблемы, снижающие эффективность их использования. Кроме того, детально рассмотрены вопросы, касающиеся рассеивания и его основных составляющих.

Выполнение этапа выработки подхода к построению КСУ ВДО включает:

- формирование концептуальных основ построения КСУ ВДО;
- определение принципов построения и функционирования КСУ ВДО;
- выработку и обоснование способов реализации методологических положений базовых наук по обеспечению построения КСУ ВДО.

На этапе внедрения КСУ ВДО осуществляется оценка корректности функционирования систем, получаемого эффекта от их схемной, технической и технологической реализации, а также выработка практических рекомендаций по разработке и внедрению.

Этап совершенствования КСУ ВДО заключается в определении направлений дальнейших исследований, позволяющих достичь максимальной эффективности использования систем данного класса.

На основании результатов исследований [4-6] определено, что концептуальные основы построения КСУ ВДО представляют обобщенную систему взглядов и принципов, на основе которых формируется некоторая стандартная форма подхода к проблеме – парадигма теоретических положений построения данных систем.

Проведенный технический анализ условий применения высокодинамичных подвижных объектов, систем управления ВДО, научно-методических подходов формирования точности аппаратуры систем управления, а также анализ ряда источников по основам, построению и применению научно-теоретического аппарата [4-6] позволяет выделить следующие основные составляющие концептуальных основ теории построения систем НВО КСУ высокодинамичными подвижными объектами:

- выявление противоречий в процессах развития и совершенствования систем управления образцов ВДО, их информационного и топогеодезического обеспечения;
- исследование причинно-следственных связей процессов формирования точности на этапах предстартовой подготовки и полета ВДО, описание закономерностей процессов управления;
- формирование понятийного аппарата теории построения КСУ ВДО;
- описание принципов построения КСУ ВДО;
- разработка методического аппарата обоснования точности КСУ ВДО;

• обоснование направлений формирования технического облика КСУ ВДО, а также систем (подсистем) их обеспечения и взаимодействия;

• разработка методического аппарата оценки эффективности функционирования КСУ ВДО.

Более детально и комплексно охватить указанные вопросы и приоритетные направления их решения можно в ходе разработки навигационно-временного обеспечения КСУ летательных аппаратов. Структура и основные составляющие НВО представлены на рис.1.

Анализ ряда источников [1-6] свидетельствует, что наличие множества отдельных частных решений в области навигационно-временного обеспечения подвижных высокоманевренных объектов не снимает задачу глубокой комплексной проработки соответствующих вопросов, исходя из концепции развития интеллектуальных систем управления, накопленного инженерно-конструкторского опыта, а также с учетом реального состояния промышленности РФ.

Применительно к высокодинамичным подвижным объектам навигационно-временное обеспечение представляет собой комплекс мероприятий, направленных на получение потребителем данных навигационной информации, а также необходимых данных о пространственно-временных состояниях и отношениях объектов и процессов, используемых или учитываемых им при решении навигационно-временных задач. Кроме того, система навигационно-временного обеспечения представляет собой совокупность аппаратных средств, средств программно-математического обеспечения и баз данных, необходимых для реализации операций и решения задач навигационно-временного обеспечения.

Основными составляющими системы навигационно-временного обеспечения КСУ ВДО являются следующие:

• системы (комплексы и устройства), формирующие навигационное поле;

• приемная аппаратура наземных и бортовых систем управления;

• модели и методы оптимальной обработки навигационной информации.

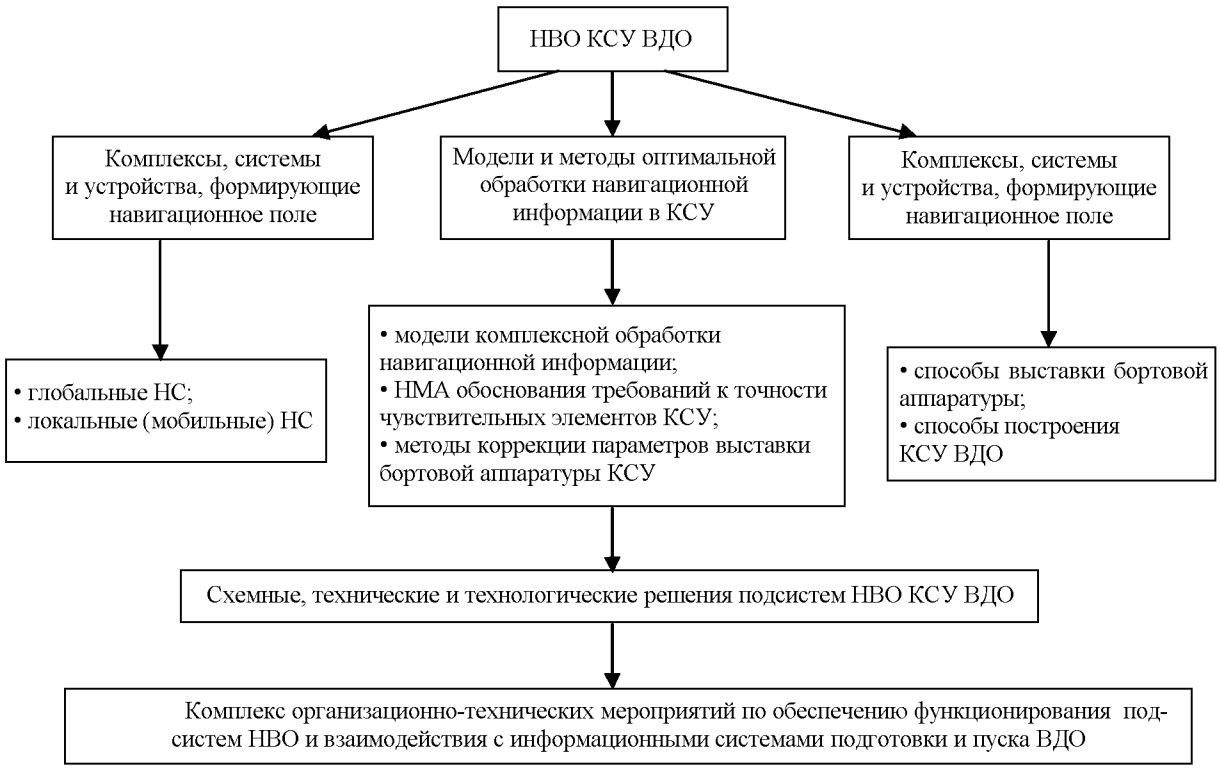


Рис.1. Структура, основные элементы и функциональные связи системы НВО КСУ высокодинамичными подвижными объектами

НМА – научно-методический аппарат; НС – навигационные системы

Основные составляющие, определяющие приоритетные задачи и направления развития НВО применительно к разработке и функционированию комплексированных систем управления ВДО, следующие:

• оценка возможностей существующих и перспективных систем, создающих навигационное поле;

• оценка возможностей и обоснование требований приемной аппаратуры потребителей (альтернативных навигационных систем);

• исследование существующих и перспективных методов управления и наведения (высокоскоростных высокоманевренных летательных аппаратов);

• исследование проблем структурной и функциональной реконфигурации бортовых систем управления;

• разработка новых и развитие существующих методов обработки параметров навигационной информации;

• обоснование схемных, технических, технологических и конструктивных решений систем и методов управления (наведения) ВДО, а также их отдельных элементов.

Таким образом, теоретические аспекты построения систем навигационно-временного обеспечения комплексированных систем управления высокодинамичными подвижными объектами – это совокупность идей, концепций, принципов и методик, направленных на достижение качественного функционирования систем управления в условиях значительных изменений координатно-временного и навигационного обеспечения.

Практическая реализация рассмотренных положений навигационно-временного обеспечения при проектировании комплексированных систем управления перспективными высокодинамичными объектами позволит:

• значительно расширить диапазон возможного применения систем абсолютной и относительной навигации (например, при технической реализации полигонного и испытательного оборудования высокодинамичных высокоманевренных летательных аппаратов);

• сократить время начальной выставки приборов систем управления на 25-40 %;

• повысить надежность процессов навигационных определений;

• повысить скрытность процессов обработки информации бортовыми навигационными системами;

• в режиме реального времени осуществлять коррекцию начальных условий местоположения и последующего наведения высокодинамичных объектов;

• повысить в целом качество обеспечения процессов функционирования систем управления при минимизации ошибок наведения в изменяющихся условиях реального времени.

Обоснование способов аналитической выставки бортовой аппаратуры систем управления летательными аппаратами. В качестве одного из возможных подходов к решению задач повышения точности, сокращения времени операций предстартовой подготовки, а также коррекции автономных инерциальных навигационных систем ЛА предлагается применить способ аналитической выставки бортовой аппаратуры. Сущность данного способа заключается в использовании радиосигналов навигационных космических аппаратов (КА) при определении местоположения ЛА, а также для последующей выставки и коррекции бортовой аппаратуры системы управления.

Как показал анализ технических характеристик приемной аппаратуры потребителей СРНС, в настоящее время возможно высокоточное определение координат местоположения объекта с помощью сигналов космических аппаратов [1-6, 13-15]. Далее, при известных координатах цели, решением обратной геодезической задачи вычисляется угол прицеливания ЛА, для передачи которого на борт необходим гирокомпас и ряд оптических приборов. Следовательно, основная трудность при выставке бортовой аппаратуры по направлению состоит в технической реализации процесса определения азимутов и других ориентирных направлений, а также передача их в бортовую аппаратуру ЛА.

Эту трудность можно преодолеть, если использовать сигналы СРНС для точного нахождения местоположения, ориентации в пространстве и азимутального наведения ЛА на цель. При

этом сделаем допущение о том, что в состав ЛА должна входить бортовая радиолокационная станция (БРЛС), которая в последующем может быть использована при решении задач коррекции параметров траектории полета ЛА и идентификации объектов поиска [9].

В качестве измеряемых в БРЛС радионавигационных параметров используется время прихода радиосигналов и доплеровский сдвиг частоты. Данным навигационных параметров соответствует дальность между КА и ЛА, а также радиальная скорость их относительного движения.

Время прихода сигналов определяется по шкалам времени БРЛС и зависит от момента излучения сигнала КА относительно шкалы времени СРНС, а также взаимного сдвига шкал времени БРЛС и СРНС и задержки распространения сигналов. Измерение времени прихода сигналов с i-го КА эквивалентно измерению квазидальности:

$$R_{\text{кв}i} = R_{0i} + c\Delta t_{pi} + c(\Delta t - \Delta t_{\text{КА}i}), \quad (1)$$

где R_{0i} – истинная наклонная дальность от БРЛС до i-го КА; c – скорость распространения радиоволн; Δt_{pi} – приращение задержки времени за счет влияния атмосферы (тропосферы и ионосферы); Δt – расхождение шкалы времени БРЛС относительно шкалы времени СРНС; $\Delta t_{\text{КА}i}$ – расхождение шкалы времени i-го КА относительно шкалы времени СРНС.

Истинная наклонная дальность от БРЛС до i-го КА определяется их взаимным положением в пространстве:

$$R_{0i} = \sqrt{(X_{\text{КА}i} - X)^2 + (Y_{\text{КА}i} - Y)^2 + (Z_{\text{КА}i} - Z)^2}\ , \quad (2)$$

где $X_{\text{КА}i}$, $Y_{\text{КА}i}$, $Z_{\text{КА}i}$ – координаты i-го КА в геоцентрической прямоугольной системе координат; X, Y, Z – координаты БРЛС в той же системе отсчета.

Координаты $X_{\text{КА}i}$, $Y_{\text{КА}i}$, $Z_{\text{КА}i}$ и расхождение шкалы времени i-го КА относительно шкалы времени СРНС ($\Delta t_{\text{КА}i}$) передаются с борта КА. Из выражений (1) и (2) следует, что измеренное значение квазидальности $R_{\text{кв}i}$ является функцией четырех неизвестных – X, Y, Z и Δt.

Измерения квазидальности по радиосигналам четырех КА позволяют составить систему из четырех уравнений относительно указанных неизвестных и тем самым решить навигационно-временную задачу, в результате которой рассчитываются координаты БРЛС, а следовательно, и ЛА.

Для определения угловой ориентации ЛА (осей чувствительности приборов системы управления) рассмотрим следующие варианты реализации способа аналитической выставки.

Вариант 1. Ориентация приборов бортовой аппаратуры систем управления на основе метода пеленгационных измерений.

Ориентация ЛА заключается в определении угла прицеливания $a_{\text{пр}}$, представляющего собой горизонтальный угол между геометрическим центром антенного блока и направлением на цель, и прицеливании приборов:

$$a_{\text{пр}i} = \alpha_{\text{ц}} + \beta_{\text{изм}i} - \alpha_{\text{КА}},$$

где $\alpha_{\text{ц}}$ – дирекционный угол цели (определяется решением обратной геодезической задачи по рассчитанным координатам точки пуска и известным координатам цели); $\beta_{\text{изм}i}$ – горизонтальный угол между работающим излучателем и геометрическим центром антенного блока; $\alpha_{\text{КА}}$ – дирекционный угол КА, от которого производится прием радионавигационных параметров (определяется аналогично $\alpha_{\text{ц}}$).

В качестве приемного устройства бортовой аппаратуры систем управления может служить антенная решетка [4-6, 9].

Вариант 2. Ориентация приборов бортовой аппаратуры систем управления на основе метода радиоинтерферометрических измерений [4-6, 10, 13-15] (рис.1, 2).

Реализация варианта основана на том, что разнесенные на некоторое расстояние AB (базу) две ненаправленные или слабонаправленные антенны принимают сигнал от одного источника. Измерительное устройство оценивает разность хода сигнала до антенн (Δr), которая определяет положение базовой линии (ее центр) относительно КА, но не в пространстве (рис.2).

Для оценки ориентации базовой линии в двухмерном пространстве необходимо иметь разность хода относительно второго КА. Величины, определяющие ориентацию базы в двухмерном пространстве, представлены на рис.3, где C_1 и C_2 – соответственно $КА_1$ и $КА_2$; AB – базовая линия с центром D; Θ – угол прихода волны.

Когда $AB = d$ и лежит в плоскости C_1C_2D (или является проекцией на эту плоскость), и, полагая $1 >> (d/2R^2)$, разности хода сигналов C до антенн A и B определим из следующих выражений:

$$\Delta r_1 = r_{1B} - r_{1A} = d\cos\Theta_1;$$

$$\Delta r_2 = r_{2B} - r_{2A} = d\cos\Theta_2;$$

$$\Delta r_1 - \Delta r_2 = d(\cos\Theta_1 - \cos\Theta_2). \qquad (3)$$

Поскольку $\alpha_1 = \Theta_1 - \vartheta$ и $\alpha_2 = \Theta_2 - \vartheta$, подставив их в выражение (3), получим

$$\left(E_1^2 + E_2^2\right)\cos^2\vartheta - 2E_1E_2\cos\vartheta + E_3^2 - E_2^2 = 0, \quad (4)$$

где $E_1 = \cos\alpha_1 - \cos\alpha_2$; $E_2 = \sin\alpha_2 - \sin\alpha_1$; $E_3 = (\Delta r_1 - \Delta r_2)/d$.

Углы α_1 и α_2 находят по известным координатам КА и центра базы (D). Длина базы считается известной, а разности Δr_1 и Δr_2 измеряют:

$$\Delta r_1 = \lambda(n_{1B} - n_{1A}) + \frac{\lambda}{2\pi}(\varphi_{1B} - \varphi_{1A});$$

$$\Delta r_2 = \lambda(n_{2B} - n_{2A}) + \frac{\lambda}{2\pi}(\varphi_{2B} - \varphi_{2A}),$$

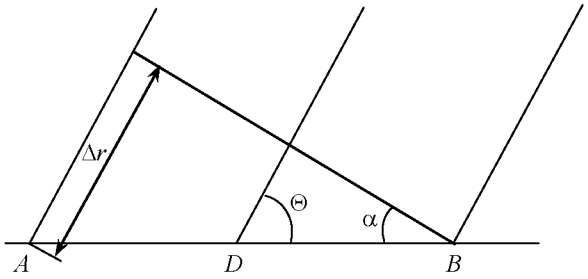


Рис.2. Диаграмма определения ориентации базы методом радиоинтерферометрических измерений

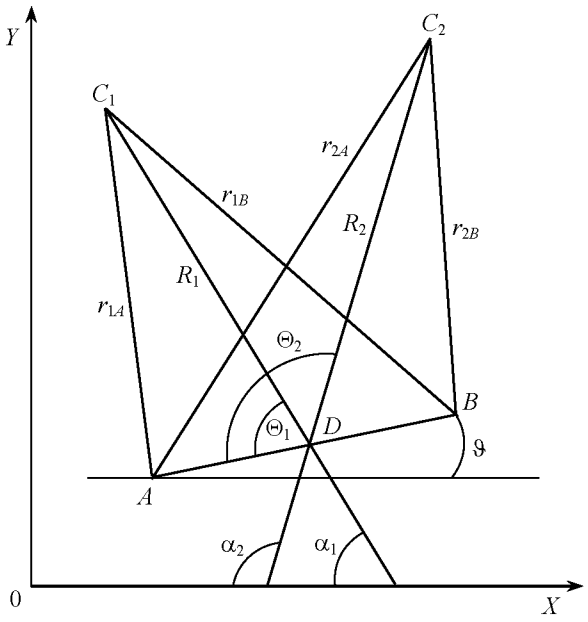


Рис.3. Определение ориентации базы в двухмерном пространстве

где n – число целых длин волн, укладывающихся на трассе КА-D; φ – фаза колебания, принятого антенной от КА.

Угол ϑ находится из решения уравнения (4) и характеризует положение базы (фрагмента ЛА) в двухмерном пространстве.

Особенности организации навигационных измерений в аппаратуре малоподвижных и стационарных потребителей. Использование рабочего созвездия КА позволяет решать две основные задачи геодезии – абсолютную и относительную. Абсолютная задача сводится к определению координат объектов в абсолютной геоцентрической системе координат. Относительная задача предполагает нахождение относительных координат двух и более объектов (пунктов) без существенных ограничений на точность их абсолютных координат.

В отличие от традиционных навигационных определений решение геодезических задач зачастую не требует высокой оперативности. В то же время требования по точности абсолютных и, особенно, относительных определений в геодезии значительно выше, что приводит к необходимости более тщательного учета всех составляющих ошибок, которые и определяют конечную точность решения геодезической задачи. Причем особо возрастает роль систематических и медленноменяющихся составляющих погрешностей, которые не могут быть сглажены (отфильтрованы) при снятии ограничений на объем измерительной информации и оперативность определения координат [4-6, 11-20].

Принципиальное отличие задачи геодезических измерений от традиционных навигационных состоит в том, что определяющихся объектов два и более, они пространственно разнесены, измерения проводятся, как правило, одновременно, между объектами возможны информационный обмен, взаимные измерения, сверка шкал часов и синхронизация частот генераторов (например, при создании пунктов локальной геодезической сети).

Возможна компенсация системных ошибок, являющихся общими для определяющихся объектов, или ошибок, относящихся к разным объектам, между которыми существует аналитическая или статистическая связь. Существует аналогия с двухчастотным методом компенсации ионосферных составляющих ошибок в навигации, когда введение частотной избыточности позволяет получить информацию о состоянии ионосферы и тем самым учесть ее негативное воздействие. Точно так же введение пространственной (пространственно-частотной) избыточности (два разнесенных объекта) позволяет компенсировать (при некоторых условиях) такие составляющие ошибок, как ионосферные, тропосферные, расхождение шкал КА и другие. Причем компенсация возможна как за счет образования соответствующих разностей, так и за счет расширения состава оцениваемых параметров [1, 2, 11-15].

Промежуточное положение по точности занимает дифференциальный режим (метод транслокации), когда считаются известными координаты одного из пунктов (контрольной станции).

Таким образом, даже решение абсолютной задачи геодезии, но для двух и более пунктов, позволяет получить более высокую точность координат пунктов, чем для единичного объекта навигации. Еще большая точность может быть получена при определении относительных координат пунктов.

Особенности процессов обработки бортовой аппаратурой данных комплексированных систем управления. При создании современных навигационных систем значительное место занимает процесс разработки эффективных алгоритмов обработки навигационной информации. Это особенно актуально при проектировании сложных комбинированных навигационных систем, для которых характерно наличие избыточной информации и предусматривается ее комплексная обработка с целью повышения точности определения основных навигационных параметров. Применительно к КСУ ВДО в состав этих параметров входят координаты и скорость полета, а также углы, задающие ориентацию объектов в пространстве.

Совершенствование алгоритмов фильтрации навигационных измерений связано с необходимостью более адекватного описания реального процесса функционирования навигационного комплекса, учета различных неконтролируемых факторов [3-7, 13-19]. В большинстве случаев результат оценивания погрешностей ИНС используется для коррекции автономных средств по схеме компенсации (рис.4).

Измеренные значения вектора состояния $X(t)$ на выходе ИНС и АП СРНС могут быть представлены в виде

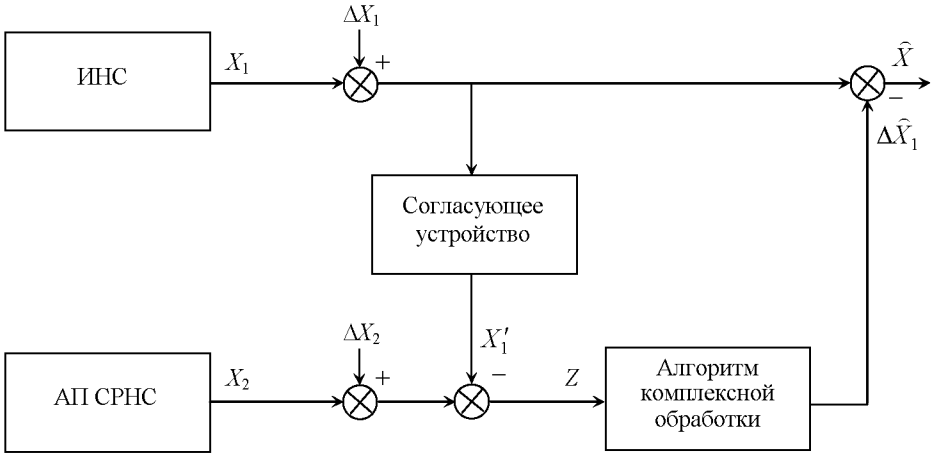


Рис.4. Схема комплексирования ИНС и АП СРНС по способу компенсации

$$X_1(t) = X(t) + \Delta X_1(t);$$

$$X_2(t) = X(t) + \Delta X_2(t),$$

где $\Delta X_1(t)$ и $\Delta X_2(t)$ – соответственно ошибки ИНС и АП СРНС.

Вектор наблюдения для оптимального фильтра имеет вид

$$Z(t) = X_2(t) + \Delta X_1'(t),$$

где X_1' – сигнал ИНС после согласующего устройства [2, 5].

На выходе фильтра формируется оптимальная оценка вектора ошибок ИНС $\Delta \hat{X}_1(t)$, которая затем используется для коррекции значений вектора состояния $X_1(t)$ и получения вектора $\hat{X}(t)$. Основными возмущающими факторами для уравнений ошибок $\Delta X_1(t)$ являются неучтенные дрейфы гироскопов и ошибки акселерометров. Эти возмущения имеют низкочастотный характер. Зависимость неучтенных дрейфов гироскопов, погрешностей акселерометров от конструктивных особенностей, условий функционирования и динамики движения объекта позволяет рассматривать эти возмущения как неопределенные.

Наибольшее распространение при оценке навигационных параметров получили алгоритмы на основе фильтра Калмана (ФК) и его модификаций. Благодаря невысокой сложности технической реализации вычислительных алгоритмов они нашли широкое применение в бортовой аппаратуре систем управления различных летательных аппаратов. Однако в условиях повышения требований к точностным характеристикам современных навигационных комплексов представление в моделях данных алгоритмов линейной фильтрации неконтролируемых факторов в виде случайных процессов с известными характеристиками часто не соответствует действительности. В условиях неопределенности универсальным подходом к решению подобного рода задач является использование адаптивных алгоритмов, но они сложны при реализации в бортовых ЭВМ [9-16].

Перспективным направлением разработки алгоритмов оценивания является объединение в алгоритме фильтрации стохастической и минимаксной постановки (реализация стратегии гарантированной надежности навигационных определений). Примером такого алгоритма является минимаксно-стохастический (МС) фильтр [1, 4-7, 12-18]. Уравнения фильтрации данного алгоритма по форме совпадают с аналогичными уравнениями ФК и имеют вид

$$\dot{\hat{x}}(t) = A(t)\hat{x}(t) + B(t)u(t) + K(t)[y(t) - C(t)\hat{x}(t)],\ \hat{x}(t_0) = m_{p0};$$

$$K(t) = (R_s(t) + P_\Delta(t))C(t)(\Theta Q(t) + \mu^2 P_2^{-1}(t))^{-1};$$

$$\dot{R}_s(t) = (A(t) - K(t)C(t))R_s(t) + R_s(t)(A(t) - K(t)C(t)) + \Theta(K(t)Q(t) + H(t)G(t))H(t),$$

$$R_s(t_0) = R_0\Theta; \qquad (5)$$

$$\dot{P}_\Delta(t) = (A(t) - K(t)C(t))P_\Delta(t) - P_\Delta(t)(A(t) - K(t)C(t)) + \mu^2(K(t)P_2^{-1}(t)K(t) + D(t)P_1^{-1}D(t));$$

$$P_\Delta(t_0) = \mu^2 P_0^{-1};$$

$$\Theta = \kappa\zeta^{-2}[\exp(-2\kappa\zeta^{-2}) + 1]^{-1}[\kappa - 1 + \exp(-2\kappa\zeta^{-2})(\kappa + 1)],$$

где $A(t)$, $C(t)$, $D(t)$, $Q(t)$, $G(t)$, $H(t)$ – известные матрицы; $A(t)$ – динамическая матрица вектора состояния; $B(t)$ – матрица управления; $u(t)$ – вектор управления; $K(t)$ – матрица коэффициентов усиления (в отличие от ФК она имеет не только случайную составляющую возмущений, но и неопределенную); $C(t)$ – матрица наблюдения; $R(t)$ – корреляционная матрица; Θ – согласующий параметр (число от 0 до 1, учитывающее вес неопределенной и случайной составляющих); $Q(t)$ – матрица шумов измерений; μ^2 – параметр ограничения неопределенных возмущений; $P_1(t)$, $P_2(t)$ – заданные весовые матрицы.

Элементы матрицы $R_s(t)$ определяют эллипсоид рассеивания, полуоси которого равны средним квадратическим отклонениям компонентов вектора случайных возмущений.

Матрица $P_\Delta(t)$ характеризует область, обусловленную воздействием неопределенной составляющей m_n. Эта область может быть аппроксимирована эллипсоидом [7]. Определив собственный вектор β матрицы $P_\Delta(t)$, соответствующий ее наибольшему собственному значению γ, можно найти главную полуось аппроксимирующего эллипсоида. Проецируя вектор α на главную полуось эллипсоида, получим число α_1. В этом случае при практической реализации алгоритма минимаксно-стохастической фильтрации должна быть определена процедура выбора числа α_1, характеризующего интервал попадания $[-\alpha_1, \alpha_1]$.

Для вычисления согласующего параметра Θ при известном α_1 определяются параметры минимаксно-стохастического фильтра κ и ζ:

$$\kappa = \Delta_1^2 \alpha_1^{-1}; \ \zeta = \sigma_s^2 \alpha_1^{-1}, \tag{6}$$

где $\Delta_1^2 = \gamma$ – наибольшее собственное значение неотрицательно определенной матрицы $P_\Delta(t)$; $\sigma_s^2 = \beta^{\mathrm{T}} R_s \beta$ – неотрицательно определенная квадратичная форма; β – собственный вектор, соответствующий наибольшему собственному значению γ матрицы $P_\Delta(t)$.

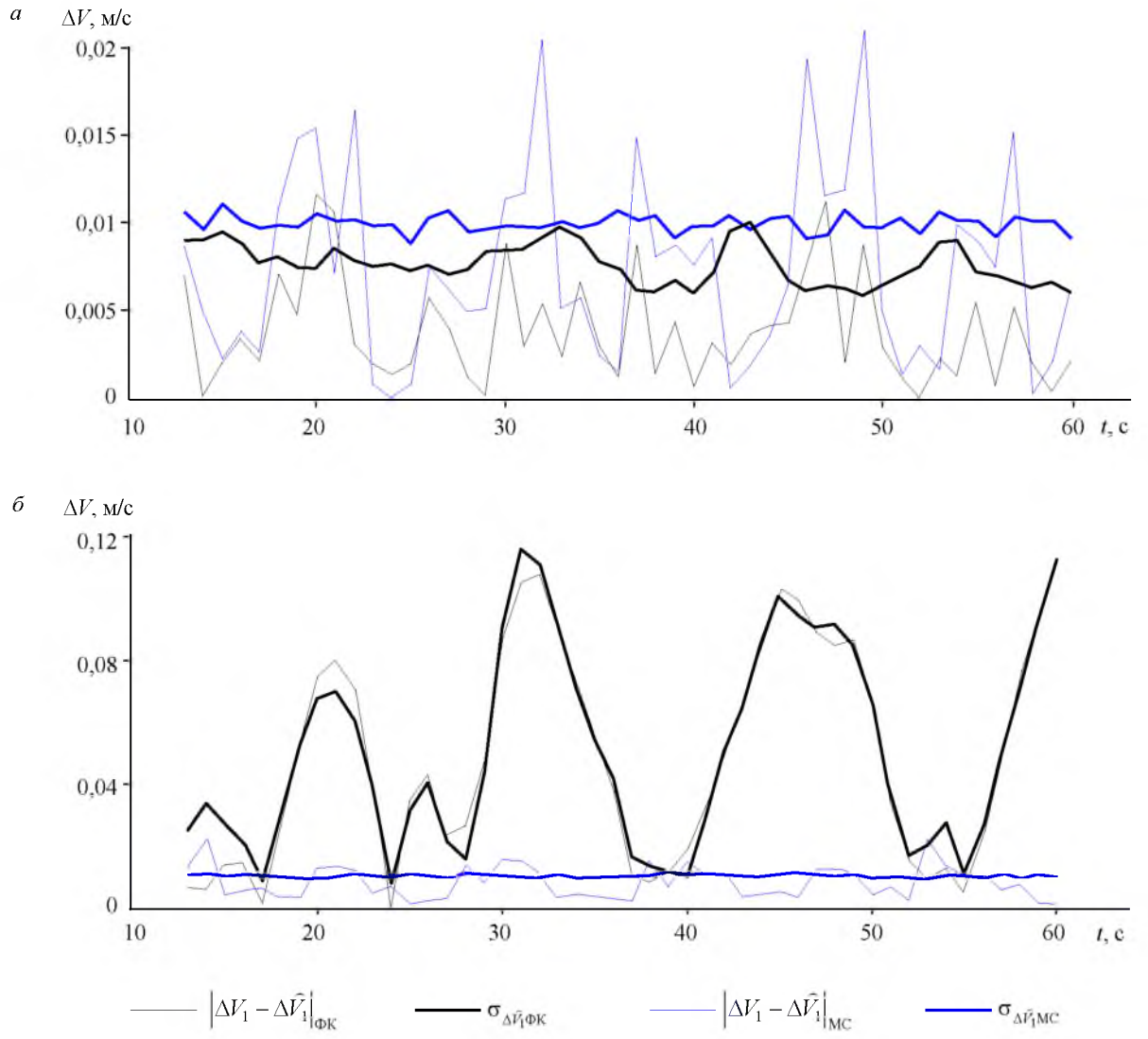


Рис.5. Ошибки оценивания погрешности ИНС по скорости для фильтра Калмана и минимаксно-стохастического фильтра при минимальном (*а*) и максимальном (*б*) уровне возмущений

После вычисления матриц $P_\Delta(t)$ и $R_s(t)$ в системе уравнений (5) из системы (6) находят параметры к и ζ, которые при известном α_1 определяют в каждый момент времени численное значение P – вероятность попадания в заданный интервал $[-\alpha_1, \alpha_1]$,

$$P = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{-\alpha_1-\Delta_1}{\sigma_s}}^{\frac{\alpha_1-\Delta_1}{\sigma_s}} \exp\left(-\frac{\xi^2}{2}\right) d\xi.$$

Синтезированный на основе выбранного критерия минимаксно-стохастический фильтр при любом Δ_1 обеспечивает максимальное значение P, однако при различных фиксированных к максимальные значения P могут быть существенно различны.

Были определены зависимости ошибок оценивания погрешностей ИНС по скорости для фильтра Калмана и минимаксно-стохастического фильтра при минимальных и максимальных значениях неопределенных возмущений (рис.5). Установлено, что оценки минимаксно-стохастического фильтра при максимальных возмущениях более устойчивы, это позволяет сделать вывод о целесообразности использования данного алгоритма фильтрации для высокодинамичных объектов [4-6, 10-15].

Таким образом, основными достоинствами минимаксно-стохастических фильтров являются:

• высокая устойчивость процесса фильтрации;

• высокая точность оценивания параметров на основе более адекватного учета процесса образования возмущений;

• отсутствие дополнительного расширения вектора состояния благодаря сохранению линейности структуры алгоритма и совпадению по форме с уравнениями ФК.

Заключение. Как показывают исследования [4-16, 18-20], реализация рассмотренных теоретических положений, способов, алгоритмов и процедур в навигационной аппаратуре комплексированных систем управления, а в перспективе – при построении систем высокоточного навигационно-временного обеспечения высокодинамичными летательными аппаратами, позволит:

• иметь на борту ЛА несколько альтернативных навигационных систем;

• повысить надежность навигационных измерений (определений);

• повысить мобильность существующих и перспективных ЛА;

• повысить автономность навигационных определений;

• несколько упростить существующую аппаратуру топогеодезической привязки и навигации;

• более точно формировать начальные условия выставки бортовой аппаратуры систем управления ЛА и производить их корректировку в полете;

• сократить время подготовки и пуска ЛА;

• в большей степени автоматизировать процессы предстартовой подготовки высокоманевренных подвижных объектов и летательных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Бабич О.А.* Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.

2. Вопросы приема и обработки сигналов в измерительных каналах навигационных и геодезических систем / Н.Ф.Клюев, М.Г.Степанов, Е.А.Ткачев, В.Ф.Фатеев; ВИКА им. А.Ф.Можайского. СПб, 1996. 80 с.

3. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. М.: КНИЦ, 2012. 168 с.

4. *Колесниченко С.В.* Обоснование систем навигационно-временного обеспечения комплексированных систем управления высокодинамичных летательных аппаратов // Мехатроника. Автоматизация. Управление. 2011. № 3. С.67-74.

5. *Колесниченко С.В.* Актуальные вопросы навигационно-временного обеспечения комплексированных систем управления подвижных высокодинамичных объектов // Анализ и прогнозирование систем управления: Труды XIII Международной НПК. СПб: Изд-во СПГУПС, 2012. С.434-449.

6. *Колесниченко С.В.* Обоснование теоретических положений построения комплексированных систем управления высокодинамичных объектов // Вопросы оборонной техники: Научно-технический журнал. Серия 16. Вып.9-10 (75-76), 2014. С.28-32.

7. *Куркин О.М.* Минимаксная обработка информации. М.: Энергоатомиздат, 1990. 216 с.

8. *Матвеев В.В.* Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В.Матвеев, В.Я.Распопов; ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». СПб, 2009. 280 с.

9. Патент РФ № 2150124, МПК G01S5/00, F41G7/00. Способ предстартовой выставки бортовой аппаратуры высокоточных ракет / С.В.Колесниченко, Е.И.Суворин, Д.А.Первухин. Опубл. 27.05.2000.

10. Патент на полезную модель № 36500, МПК F41G7/22. Беспилотный летательный аппарат / С.В.Колесниченко, А.А.Сулима, Д.А.Первухин. Опубл. 10.03.2004.

11. *Пятков В.В.* Методики анализа динамических ошибок в комбинированных телевизионных следящих системах / В.В.Пятков, А.В.Мелешко // Вопросы радиоэлектроники. Техника телевидения. 2010. Вып.2. С.84-89.

12. *Сейдж Э.* Теория оценивания и ее применение в связи и управлении летательными аппаратами / Э.Сейдж, Д.Мелса. М.: Связь, 1976. 496 с.

13. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В.С.Шебшаевича. М.: Радио и связь, 1993. 408 с.

14. Свидетельство на полезную модель 6055, МПК G01C21/24. Авиационно-космическая навигационная система / С.В.Колесниченко, С.М.Коломейцев, О.В.Тиханычев. Опубл. 06.11.96.

15. *Соловьев Ю.А.* Спутниковая навигация и ее приложения. М.: Эко-Трендз, 2003. 326 с.

16. *Степанов О.А.* Применение теории нелинейной фильтрации при решении задач обработки навигационной информации / ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор». СПб, 1998. 348 с.

17. Федеральная целевая программа РФ «Глобальная навигационная система» на 2012-2020 годы: Постановление Правительства Российской Федерации от 3 марта 2012 года № 189 // Российская газета от 04.03.2012. № 3574.

18. *Bond K.* Location of GPS Interference using Adaptive Antenna Technology / K.Bond, J.Brading // ION GPS-2000 Proc, Sault Lake City, Utah, 2000. P.134-143.

19. *Bukov V.N.* Synthesis of controls through a forecasting model in adaptive control system // Problems of Control and information Theory. 1980. Vol.9(5). P.329-337.

20. Designing of distributed control system with pulse control / S.V.Kolesnichenko, Y.V.Ilushin, D.A.Pervuchin, O.V.Afanaseva, A.A.Klavdiev // Middle-East Journal of Scientific Research. 21(3). 2014. P.436-439.

REFERENCES

1. *Babich O.A.* Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh (*Information processing in navigational systems*). Moscow: Mashinostroenie, 1991, p. 512.

2. *Klyuev N.F., Stepanov M.G., Tkachev E.A., Fateev V.F.* Voprosy priema i obrabotki signalov v izmeritel'nykh kanalakh navigatsionnykh i geodezicheskikh sistem (*Reception and processing of signals in the measuring channels of navigation and geodetic systems*). VIKA im. A.F.Mozhaiskogo. St Petersburg, 1996, p.80.

3. GLONASS. Interfeisnyi kontrol'nyi dokument (*The interface control document*). Moscow: KNITs, 2012, p.168.

4. *Kolesnichenko S.V.* Obosnovanie sistem navigatsionno-vremennogo obespecheniya kompleksirovannykh sistem upravleniya vysokodinamichnykh letatel'nykh apparatov (*Substantiation of systems of navigation and time support integrated control systems highly dynamic aircraft*). Mekhatronika. Avtomatizatsiya. Upravlenie. 2011. N 3, p.67-74.

5. *Kolesnichenko S.V.* Aktual'nye voprosy navigatsionno-vremennogo obespecheniya kompleksirovannykh sistem upravleniya podvizhnykh vysokodinamichnykh ob"ektov (*Topical issues of navigation and time support integrated control systems highly dynamic moving objects*). Analiz i prognozirovanie sistem upravleniya: Trudy XIII Mezhdunarodnoi NPK. St Petersburg: Izd-vo SPGUPS, 2012, p.434-449.

6. *Kolesnichenko S.V.* Obosnovanie teoreticheskikh polozhenii postroeniya kompleksirovannykh sistem upravleniya vysokodinamichnykh ob"ektov (*Justification of the theoretical principles of complex control systems of dynamic objects*). Voprosy oboronnoi tekhniki: Nauchno-tekhnicheskii zhurnal. Seria 16. N 9-10 (75-76), 2014, p.28-32.

7. *Kurkin O.M.* Minimaksnaya obrabotka informatsii (*Minimax information processing*). Moscow: Energoatomizdat, 1990, p.216.

8. *Matveev V.V., Raspopov V.Ya.* Osnovy postroeniya besplatformennykh inertsial'nykh navigatsionnykh sistem (*Fundamentals of building strapdown inertial navigation systems*). GNTs RF OAO «Kontsern «TsNII «Elektropribor». St Petersburg, 2009, p.280.

9. *Kolesnichenko S.V., Suvorin E.I., Pervukhin D.A.* Sposob predstartovoi vystavki bortovoi apparatury vysokotochnykh raket (*Method of the pre-launch on-Board equipment exhibition*). Patent RF N 2150124, IPC G01S5/00, F41G7/00. Published 27.05.2000.

10. *Kolesnichenko S.V., Sulima A.A., Pervukhin D.A.* Bespilotnyi letatel'nyi apparat (*Unmanned aircraft*). Patent for useful model No 36500, IPC F41G7/22. Published 10.03.2004.

11. *Pyatkov V.V., Meleshko A.V.* Metodiki analiza dinamicheskikh oshibok v kombinirovannykh televizionnykh sledyashchikh sistemakh (*Methods of analysis of dynamic errors in combined-governmental TV tracking systems*). Voprosy radioelektroniki. Tekhnika televideniya. 2010. Iss.2, p.84-89.

12. *Seidzh E., Melsa D.* Teoriya otsenivaniya i ee primenenie v svyazi i upravlenii letatel'nymi apparatami (*Theory and its application in communication and managing aircraft*). Moscow: Svyaz', 1976, p.496.

13. Setevye sputnikovye radionavigatsionnye sistemy (*Network satellite navigation system*). Under the editorship of V.S.Shebshaevich. Moscow: Radio i svyaz', 1993, p.408.

14. *Kolesnichenko S.V., Kolomeytsev S.M., Tichanychev O.V.* Aviatsionno-kosmicheskaya navigatsionnaya sistema (*Aeronautical navigation system*). Patent for useful model N 6055, IPC G01C21/24. Published 06.11.96.

15. *Soloviev Yu.A.* Sputnikovaya navigatsiya i ee prilozheniya (*Satellite navigation and its applications*). Moscow: Eko-Trendz, 2003, p.326.

16. *Stepanov O.A.* Primenenie teorii nelineinoi fil'tratsii pri reshenii zadach obrabotki navigatsionnoi informatsii (*Application of the theory of nonlinear filtering in solving problems of processing navigation information*). St Petersburg: GNTs RF TsNII «Elektropribor», 1998, p.348.

17. Federal'naya tselevaya programma RF «Global'naya navigatsionnaya sistema» na 2012-2020 gody (*Federal target program of the Russian Federation global navigation system in 2012-2020*): Postanovlenie Pravitel'stva Rossiiskoi Federatsii ot 3 marta 2012 goda N 189. Rossiiskaya gazeta ot 04.03.2012. N 3574.

18. *Bond K., Brading J.* Location of GPS Interference using Adaptive Antenna Technology. ION GPS-2000 Proc, Sault Lake City, Utah, 2000, p.134-143.

19. *Bukov V.N.* Synthesis of controls through a forecasting model in adaptive control system. Problems of Control and information Theory. 1980. Vol.9(5), p.329-337.

20. *Kolesnichenko S.V., Ilushin Y.V., Pervuchin D.A., Afanaseva O.V., Klavdiev A.A.* Designing of distributed control system with pulse control. Middle-East Journal of Scientific Research. 21(3). 2014, p.436-439.

NAVIGATION AND TIME SUPPORT MANAGEMENT SYSTEMS BY HIGHLY DYNAMIC MOVING OBJECTS

D.A.PERVUCHIN, *Dr. of Engineering Sciences, Professor, pervuchin@rambler.ru*
S.V.KOLESNICHENKO, *PhD in Engineering Sciences, Associate Professor, serjkop@yandex.ru*
National Mineral Resources University (Mining University), St Petersburg, Russia

Researched topical issues of improving the accuracy of the application of high-dynamic aircraft used for the purpose of mineral exploration, environmental monitoring, security, environmental and fire safety, as well as the decisions of other special tasks. The possible variants of construction of control systems of dynamic objects on the basis of integration of traditional inertial navigation systems and user equipment of a network of satellite navigation systems. Justified some schematics, technical and constructive solutions for development of advanced navigation equipment of the aircraft.

***Key words*:** highly dynamic objects, control systems, alternative navigation system, integration, navigation and time support, technical level, efficiency.