

УДК 629.782(73)

А. Б. Камелин

Національне космічне агентство України, Київ

Построение системы управления авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы

Надійшла до редакції 11.08.00

Розглядаються особливості побудови структури системи управління авіаційно-космічного ракетного комплексу легкого класу. Виявлено, що при умовах жорстких вимог до динамічних та точнісних характеристик як інерціальну навігаційну систему доцільно використовувати бесплатформову навігаційну систему на засадах лазерних гіроскопів. Досліджуються особливості реалізації режиму початкового орієнтування.

Авиационно-космические ракетные комплексы (АКРК) легкого класса предназначены для выведения малых космических аппаратов весом до 1000 кг в широком диапазоне орбит по высоте и наклонениям, в том числе и для групповых запусков малых КА. АКРК отражают тенденции развития мирового ракетостроения и космической техники, основанные на разработке и создании малых КА и микроспутников, а также соответствующих средств выведения.

В АКРК самолет-носитель (СН), представляющий собой подвижную стартовую платформу — летающий «космодром», может оперативно обеспечить старт ракеты-носителя (РН) в любой удобной точке над поверхностью Земли, в том числе и вблизи экватора. При эксплуатации АКРК обеспечивается экологическая чистота запусков РН и высокая коммерческая эффективность выведения грузов в космос за счет многократности использования. АКРК обладают высокой оперативностью, повышенными энергетическими возможностями РН.

В состав АКРК входят:

- трех- или четырехступенчатая ракета-носитель легкого класса с последовательным расположени-

ем ступеней;

- тяжелый транспортный самолет АН-124-100 «Руслан» в качестве самолета-носителя;
- производственно-технологический комплекс.

Наличие РН и СН, а также особенности старта РН определяют специфические требования к системе управления (СУ) АКРК, ее структуре, функциям и задачам, эксплуатационным и точностным характеристикам.

Цель данной работы — рассмотрение вопросов комплексного построения СУ АКРК, взаимодействие ее компонентов для выполнения необходимых навигационных задач с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и спутниковых навигационных систем.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АКРК

Система управления АКРК включает в себя следующие автономные системы:

1. Бортовую систему управления РН (БСУ);
2. Пилотажно-навигационный комплекс СН (ПНК);

3. Систему управления подготовки и пуска РН (СУПП), размещаемую на СН.

СУ АКРК должна обеспечивать следующие этапы запуска КА:

- предполетную подготовку;
- полет в составе СН;
- предстартовую подготовку и пуск РН;
- автономный полет РН.

В состав БСУ или ПНК, либо в оба комплекса одновременно должен входить приемник информации спутниковой навигационной системы (СНС).

Данный состав и выполняемые этапы предполагают следующее распределение функций подсистем СУ по обеспечению запуска КА:

ПНК СН обеспечивает вывод СН в разрешающую зону пуска и начальные условия старта РН;

БСУ РН обеспечивает управление РН от начала движения РН в СН до вывода КА;

СУППР обеспечивает сопряжение между ПНК СН, БСУ РН, контроль работы оборудования, информационный обмен, предпусковую подготовку и выдачу команды на пуск. Задачи, которые необходимо решать СУ АКРК, определяют выбор структуры построения СУ.

Основные задачи, которые должна решать СУ АКРК, следующие:

- дистанционные предполетные проверки для контроля работоспособности аппаратуры СУ;
- введение полетного задания, содержащего все необходимые исходные данные по РН и СУ, пусковой код;
- проведение начальной выставки инерциального измерительного блока относительно местных плоскости горизонта и меридиана;
- решение навигационной задачи, которая осуществляется непрерывно от момента окончания начальной выставки до окончания выведения КА;
- контроль нахождения СН в разрешенной зоне пуска и начальных условиях старта РН;
- предстартовую подготовку к пуску и пуск РН;
- обеспечение выведения КА на требуемую орбиту.

Помимо обеспечения выполнения собственно технических задач, при создании СУ АКРК необходимо учитывать критерии конкурентоспособности, включающие в себя низкую стоимость разработки изготовления СУ, требования безопасности и высокой надежности, максимальное снижение риска разработки, построение гибкой СУ, позволяющей вносить изменения в СУ только за счет корректировки ПМО без ее аппаратурной доработки; обеспечение минимальных весов и габаритов приборов СУ и потребляемой мощности.

Данные цели достигаются набором определенных мероприятий и в значительной степени выбором структуры СУ.

Рассмотрим отдельные сегменты СУ АКРК.

БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РН

Бортовая система управления (БСУ) РН предназначена для решения типовых задач управления и обеспечивает:

- автономную инерциально-спутниковую навигацию с определением действительного вектора скорости и положения РН;
- реализацию близкой к оптимальной по энергетике траектории выведения с учетом ограничений на параметры движения и требований к точности выведения полезной нагрузки;
- стабилизацию ракеты на всех участках полета;
- выдачу функциональных и временных команд в подсистему СУ и смежные системы.

Структурная схема БСУ РН представлена на рис. 1.

БСУ РН включает в себя следующее [1].

Блок инерциальных измерений (БИИ), который представляет собой бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) и предназначен для измерения параметров движения центра масс РН, вычисления и выдачи навигационных параметров в БЦВК РН.

Бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ), предназначенную для сбора, соответствующей обработки информации, ее хранения, распределения, вывода на средства отображения. БЦВК осуществляет выдачу команд, организацию служб времени, систем прерывания, дисциплин обмена с приборами подсистем БСУ.

Приемник информации спутниковой навигационной системы (СНС), по данной информации корректируется инерциальная навигационная система.

Усилитель преобразователь системы управления ориентацией и стабилизацией (УП СУОС 4), предназначенный для формирования и выдачи управляющих команд на исполнительные элементы четвертой ступени РН.

Релейные коммутационные элементы (РКЭ), предназначены для образования шин питания БСУ и команд на отделение космического аппарата.

Химический источник тока (ХИТ), предназначенный для выработки электроэнергии постоянного тока напряжением 27 В.

Перечисленные выше приборы, являются основной «интеллектуальной» частью БСУ, размещены на последней ступени РН и расположены в герметич-

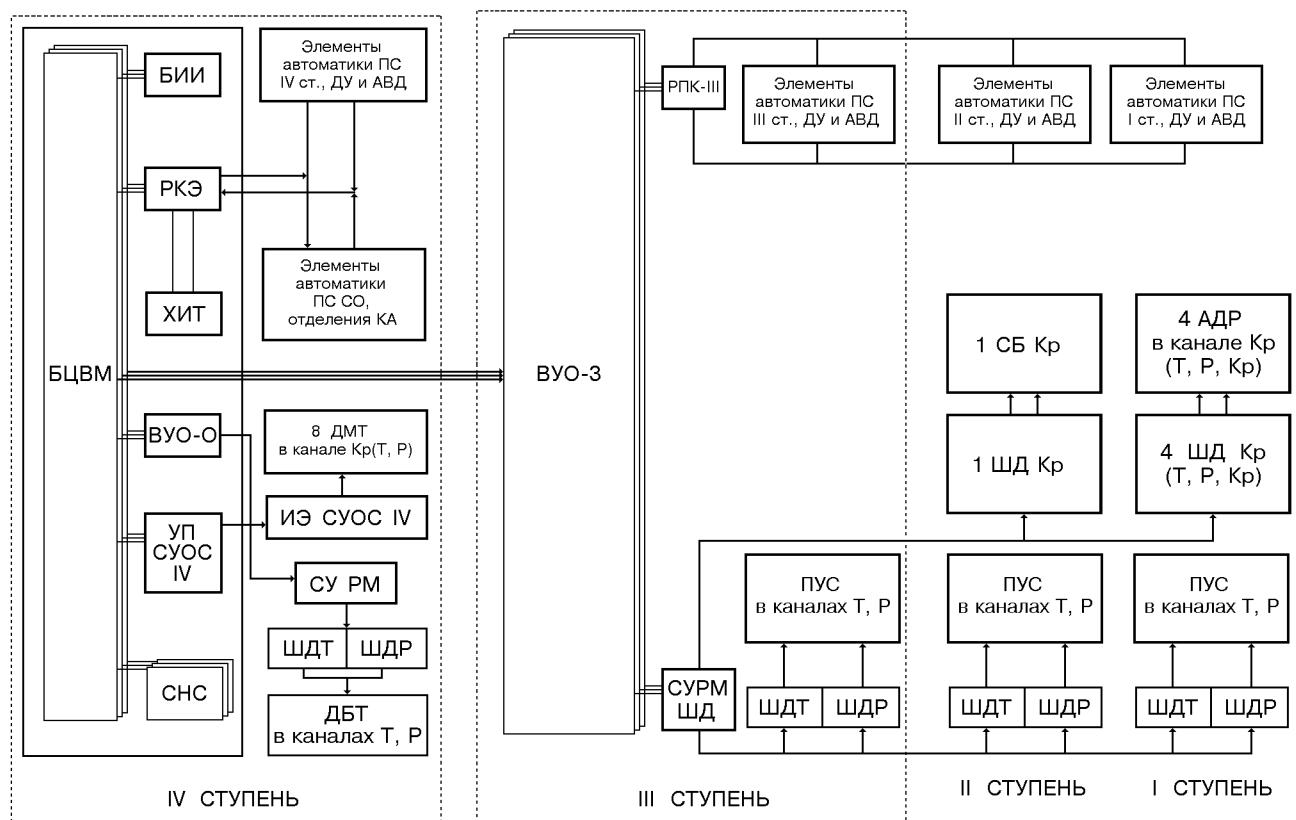


Рис. 1. Структурная схема бортовой системы управления РН

ном приборном отсеке (ГПО), а на остальных ступенях размещены в основном исполнительные и согласующие устройства, в частности:

- вынесенное устройство обмена (ВУО-3), предназначенное для приема из БЦВК, выдачи по запросу БЦВК информации, ее преобразование в необходимые коды, команды, сигналы, их распределение;
- усилитель преобразователь системы стабилизации (УПСС) в составе:
 - согласующего устройства рулевых машин шаговых двигателей (СУРМ ШД), предназначенное для формирования и выдачи управляющих сигналов на обмотки ШД, управляющих работой поворотного управляющего сопла (ПУС);
 - релейного коммутационного прибора (РКП), предназначенного для управления исполнительными элементами автоматики пиросредств 1, 2 и 3-й ступеней.

Основными компонентами БСУ, определяющими ее тактико-технические характеристики, являются БЦВМ и инерциальная навигационная система.

Одной из важнейших проблем создания БСУ РН

воздушного базирования является разработка инерциальной навигационной системы, обеспечивающей необходимые динамические и точностные характеристики при минимальных массо-габаритных параметрах и энергопотреблении.

Особенности отделения РН от СН, а также необходимость обеспечения осуществления пространственного маневра всех ступеней, перехода последней ступени с одной орбиты на другую, отличающиеся по высоте и наклонению, разведение КА на орбите определяют построение инерциальной навигационной системы на базе БИНС. Наибольшее распространение получили БИНС на основе динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ) — «грубые» и средней точности, а высокоточные системы, как правило на основе лазерных гироскопов (ЛГ). Выполнение предъявляемых требований к инерциальной навигационной системе гиростабилизированной платформы (ГСП), представляющую собой сложную электромеханическую систему со значительным числом ограничений, весьма проблематично. Поэтому переход на БИНС на основе ЛГ и акселерометров вместо традиционной ГСП обусловлен

следующими факторами:
возможностью проведения измерений без ограничений по углам разворота в широком диапазоне угловых скоростей и ускорений;
отсутствием чувствительности показаний ЛГ к линейным ускорениям;
практически мгновенным выходом на режим, относительно малым энергопотреблением: дискретным выходом информации с чувствительных элементов, что позволяет легко сопрягаться с цифровыми системами обработки информации;
моноблоочностью конструкции и отсутствием прецизионной электромеханики, что позволяет проводить измерения при жестких воздействующих факторах на нестабилизированном основании;
большим ресурсом работы;
значительной, по сравнению с другими типами гироскопов, информативностью лазерных гироскопов [2].

Особенностью БИНС является то, что моделирование навигационной системы координат, в отличие от систем с ГСП, где оно осуществляется электромеханически, строится аналитически на основе информации, поступающей с чувствительных элементов. Это приводит к существенному усложнению математического аппарата и требует значительного повышения быстродействия вычислительных средств (10–12 млн коротких операций в секунду). Однако эти проблемы вполне доступны современным цифровым вычислительным средствам и могут быть реализованы в кратчайшие сроки на требуемом уровне предприятиями и организациями Украины. Большим опытом и значительным заделом по созданию специализированных БЦВМ обладают АО «Хартрон», Институт проблем математических машин и систем (ИПММС) НАНУ, ряд других предприятий и организаций.

Так, ИПММС выполнялись работы (в рамках тем «Борт-2000», «Ракурс», «Контур», проводившихся по договорам с НКАУ), по созданию БЦВМ высоконадежной интегрированной системы управления космических аппаратов. Прорабатывались решения, построенные на использовании высокointегрированной элементной базы (в том числе дальнего зарубежья, в частности фирмы «Intel»), конкретных конструктивно-технологических решений по миниатюризации БЦВМ, оптимального структурно-функционального построения и применения соответствующего программно-алгоритмического обеспечения.

АО «Хартрон», ведущая в Украине организация по системам управления для ракетно-космической

техники, при выполнении работ по инерциальному ядру для модернизации РН «Циклон» провела глубокие проработки как по созданию отечественной БИНС (совместно с кооперацией), так и БЦВМ нового поколения для ракетно-космической техники. Выработаны основные пути оптимизации схемотехнических и программно-алгоритмических решений БЦВМ. Проблемы микроминиатюризации решаются за счет комплексного подхода к разработке БЦВМ. При этом первостепенное значение имеет элементная база. Поэтому для получения требуемых, довольно жестких, технических характеристик необходима элементная база высокой степени интегральности — стандартные БИС и СБИС фирмы «Intel», «Actil», «Motorola». Их применение обеспечивает высокие значения надежности, минимальные энергопотребление и массо-габаритные характеристики. Необходимые значения параметров быстродействия, производительности достигаются за счет математических характеристик процессора и сопроцессора.

При применении такой элементной базы у БЦВМ появляются новые возможности:
полная архитектурная и программная совместимость с инструментальной ПЭВМ IBM PC за счет использования архитектуры и компонентов фирмы «Intel»;
возможность использования стандартного программного обеспечения;
открытость архитектуры с возможностью усиления вычислительной мощности за счет высоких математических характеристик микропроцессоров и большим объемом памяти;

возможность оперативного дистанционного изменения содержимого постоянного запоминающего устройства за счет применения FLACH-памяти;

существенное повышение надежности и ресурса.

В состав такой БЦВМ, построенной на базе микропроцессора «Intel-80386», входят:

- процессор;
- сопроцессор (при необходимости);
- оперативное запоминающее устройство;
- электрически программируемое постоянное запоминающее устройство;
- служба времени;
- устройство системы прерывания;
- устройство прямого доступа к памяти;
- контроллер мультиплексного канала обмена;
- устройство включения (выключения) БЦВМ;
- блоки питания.

Также в Украине имеется значительный научно-технический и производственно-технологический

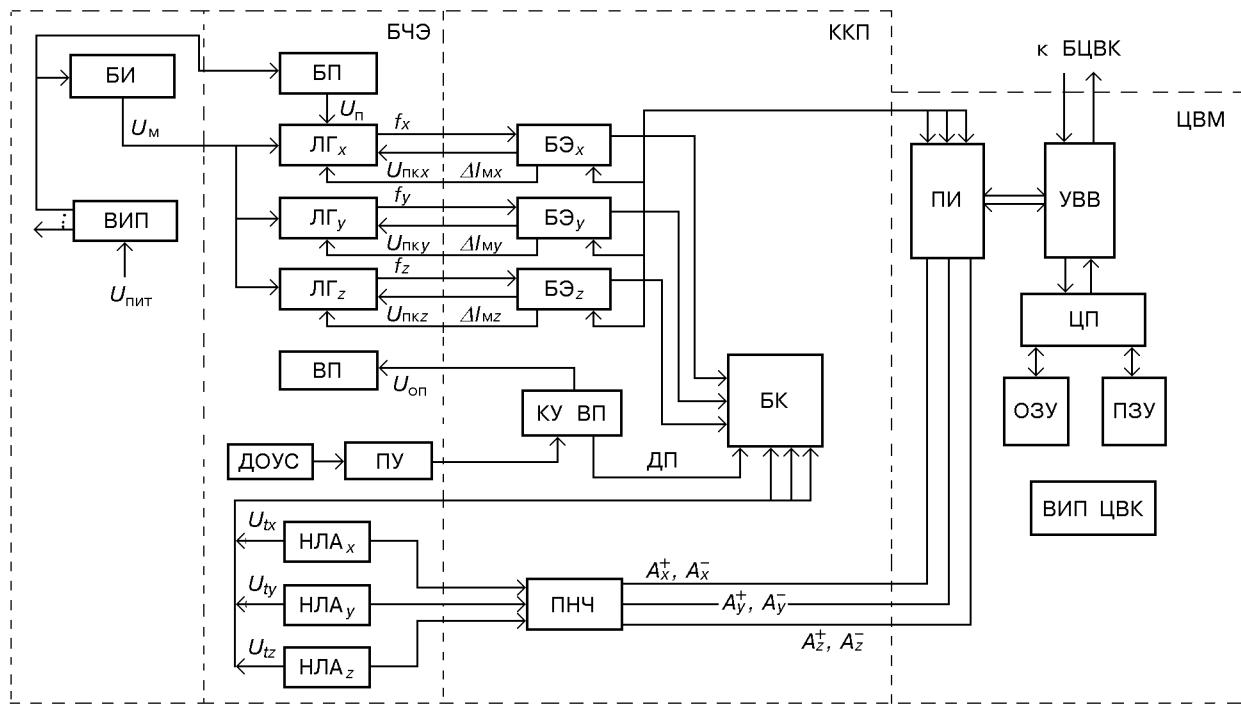


Рис. 2. Структурно-функциональная схема трехосного БИНС

задел по созданию чувствительных элементов — гироскопов и акселерометров — и измерительных систем на их основе. Он создан, в основном, усилиями ГКБ «Южное», АО «Хартрон», АНТК «Антонов», ЦКБ «Арсенал», КГЗА им. Петровского, НИИ ПМ «Ритм», НТТУ КПИ. В настоящее время проблема создания в Украине БИНС на лазерных гироскопах и маятниковых акселерометрах находится в стадии практической реализации.

Состав элементов и устройств БИНС определяется задачами, решаемыми ею в качестве инерциального измерительного блока, типом применяемых чувствительных элементов (лазерные гироскопы, маятниковые акселерометры), методом создания «подставки». Структурно-функциональная схема трехосного БИНС приведена на рис. 2. В принципе, с целью повышения точности и обеспечения высокой надежности, БИНС может строиться с использованием измерительных осей больше трех или по схеме «гексады» (двух триад), или простым троириванием, или дублированием БИНС в целом. Но существенным достоинством БИНС, все-таки, является возможность эффективного резервирования на уровне измерительного канала. И данная возможность введения дополнительных измерителей (введение избыточности) является важной не только с точки зрения создания безотказной БИНС,

обеспечивающей высокую надежность и безопасность, но и также появляются значительные возможности повышения точности измерений без повышения точности самих измерителей.

Например, в авиационном ARING-651 предусмотрены следующие структуры построения БИНС:

- три функционально законченных БИНС с мажорированием их информации;
- три блока чувствительных элементов, связанных с универсальными вычислительными средствами;
- одна функционально законченная избыточная БИНС с двухкратным резервированием гироскопов и акселерометров;
- один функционально избыточный блок чувствительных элементов с двухкратным резервированием гироскопов и акселерометров.

Два последних варианта по оценке [3] имеют на 40–50 % меньший объем при более высокой точности и надежности.

Окончательно выбор схем построения блока чувствительных элементов определяется тактико-техническими требованиями к объекту и условиям эксплуатации, а также достигнутым параметрам измерителей — точностными, массо-габаритными и др. В дальнейшем рассматривается только трехосный БИНС.

Функционально в состав БИНС входят комплекс командных приборов (ККП) и цифровая вычислительная машина (ЦВМ).

ККП состоит из блока чувствительных элементов (БЧЭ), включающего в себя три ЛГ и три низкочастотных линейных акселерометра (НЛА) и сервисной электроники, обеспечивающей их работу.

ЛГ предназначены для измерения приращений интегралов от проекций вектора угловой скорости вращения объекта на измерительные оси (оси чувствительности) ЛГ.

Акселерометры предназначены для измерения приращений интегралов от проекций кажущегося линейного ускорения объекта на измерительные оси НЛА.

В БЧЭ расположены три ЛГ с блоком накачки (БН) и блоком поджига (БП). Разнос частот ЛГ создается за счет механической вибрационной «подставки» с помощью виброподвеса (ВП). Причем положение ЛГ в процессе вибрации относительно приборной системы координат непрерывно измеряется индуктивным датчиком относительной угловой скорости (ДОУГ). В БЧЭ входят также три акселерометра.

В блоке электронном (БЭ) расположены три функциональные группы электронных блоков БЭх, БЭу, БЭз, обеспечивающие работу ЛГ; преобразователь напряжение—частота (ПНЧ), предназначенный для преобразования выходных аналоговых сигналов НЛА в частотно-импульсные сигналы; блок контроля (БК), осуществляющий по специальным сигналом контроль работоспособности ККП; вторичный источник питания (ВИП).

Выходные сигналы с ЛГ и НЛА поступают в преобразователь информации (ПИ) ЦВМ, предназначенный для согласования характеристик параметров обмена между ККП и ЦВМ.

Выходные сигналы ЛГ (НЛА) по каждой оси представляют собой импульсные сигналы $\dot{\theta}_G^+$ и $\dot{\theta}_G^-$ (A^+ и A^-), выдаваемые по отдельной линии в зависимости от направления поворота (направления линейного ускорения), а частота этих импульсов пропорциональна скорости разворота (величине линейного ускорения).

ЦВМ БИНС предназначена для приема информации от ККП, обработки этой информации в соответствии с соответствующими программно-алгоритмическим обеспечением, передачи обработанной информации в БЦВК, управления режимами работы ККП, приема информации от БЦВК, определяющей начальные условия и режимы работы БИНС.

ЦВМ БИНС строится на базе унифицированной БЦВМ, рассмотренной выше со следующими отличиями:

ЦВМ БИНС реализована в виде блока, входящего конструктивно в состав БИНС, в отличии от БЦВМ, выполненной в виде законченного прибора;

ЦВМ БИНС имеет в своем составе устройство сопряжения с комплексом командных приборов БИНС;

иначе используется сопроцессор;

другие объемы и структура памяти.

Поскольку приборно система навигации и наведения состоит из БИНС, БЦВМ и приемника информации от СНС, то с целью оптимизации требований к параметрам, в частности по быстродействию, ЦВМ БИНС и БЦВМ, возможно определенное распределение задач между двумя вычислителями. Целесообразно выглядит возложение на БЦВМ части навигационной задачи, связанной с определением координат и скорости РН, выполнение комплексной обработки информации инерциальной навигационной системы и СНС (фильтр Калмана).

БИНС обеспечивает своей информацией выполнение задач начальной выставки, навигации, стабилизации и наведения, которая представляет собой информацию об угловой скорости РН вокруг продольной, нормальной и боковой осей, угловой скорости изменения углов тангажа, крена и рыскания, об линейных скоростях и ускорениях в определенных системах координат, о координатах РН в инерциальной системе координат, используется для вычисления географических координат (широта, долгота, высота). Для вычисления навигационных параметров поступает информация от системы воздушно-скоростных сигналов о воздушной скорости и барометрической высоте.

Конкретной выходной информацией БИНС при данном построении БСУ является:

- кватернион ориентации РН;
- ускорение РН (приращение интегралов от проекций кажущихся ускорений на оси связанной и начальной системы координат);
- угловая скорость (приращение интегралов от проекций вектора угловой скорости движения РН вокруг центра масс на оси связанной и начальной системы координат).

Принимаемая потребителем информация от СНС предназначена для определения координат и скорости РН с целью коррекции инерциальной навигационной системы, а также для формирования точной шкалы времени. Пространственно-временное определение осуществляется СНС на основе обработки сигналов спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС или (и) НАВСТАР.

При выполнении коррекции инерциальной навигационной системы решаются задачи:

выбора оптимальной конфигурации навигационных спутников;

обработки результатов измерений псевдодальности и псевдоскорости;

вычисления скорости и координат РН, являющейся выходной информацией.

При решении последней задачи информация БИНС интегрируется с информацией СНС. Возможно, и желательно, интегрирование БИНС с другими корректирующими системами — астрокорректорами, наземными радиотехническими системами и др. При использовании информации от СНС, ее интегрирование с низкоточной БИНС неэффективно, потому что информация с БИНС фактически используется только для динамических измерений, и при появлении помех, продолжительность которых больше частоты поступления информации с СНС, интегрированная система не будет в состоянии обеспечить необходимую навигационную информацию. Кроме того, в процессе выведения РН могут возникнуть проблемы с получением информации от СНС вследствие потери связи с навигационными спутниками на низких орбитах из-за глубоких пространственных маневров РН на участке выхода из самолета и разделения с платформой. Таким образом, применение коррекции БИНС от СНС все же не позволяет существенно сбросить требования по точности измерений БИНС.

По оценкам ГКБ «Южное» точность выведения перспективных космических средств должна составлять:

Для орбит	$H = 200 \text{ км}$	$H = 1000 \text{ км}$
по высоте орбиты H	$\pm 3 \text{ км}$	$\pm (5.0\text{---}6.5) \text{ км}$
по периоду обращения T	$\pm 2 \text{ с}$	$\pm (3.5\text{---}5.0) \text{ с}$
по наклонению I	$\pm 2'$	$\pm (2.0'\text{---}2.5')$

Данные точности (2.7σ) выведения зависят от ряда составляющих погрешности выведения (погрешности отделения КА, методической погрешности СУ, траекторных данных и др.), но превалирующими являются инструментальные погрешности чувствительных элементов БИНС, которые должны быть порядка:

постоянный угол ЛГ	$0.05^\circ/\text{ч};$
погрешность масштабного коэффициента ЛГ	$5 \cdot 10^6$
случайный уход ЛГ	$0.001^\circ/\text{ч}^{1/2};$
смещение нуля акселерометра от запуска к запуску	$10^{-3} \text{ г};$
смещение нуля акселерометра в запуске	$10^{-4} \text{ г};$

погрешность масштабного коэффициента акселерометра 10^{-4} .

Этих характеристик вполне достаточно для обеспечения «летных» параметров СУ РН, но точность выведения в значительной степени зависит от точности начальной выставки. Как показал анализ, проведенный АТ «Хартрон» по значительному числу космических аппаратов и требуемой точности их выведения, предельная погрешность начального ориентирования должна лежать в пределах $3\text{---}10'$. В случае реализации начальной выставки методом гирокомпасирования точностные характеристики чувствительных элементов должны быть значительно лучше приведенных.

Оценим предельную погрешность (2.7σ) определения азимутального положения $\Delta\alpha$ и угла наклона к плоскости местного горизонта $\Delta\beta$, исходя из приведенных выше величин, без учета возмущенности основания, на котором установлен БИНС:

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta\omega}{\omega_3 \cos\varphi} = \frac{0.05^\circ/\text{ч}}{15^\circ/\text{ч} \cdot 0.5} = 0.0067 = 23',$$

$$\Delta\beta = \frac{\Delta g}{g} = \frac{10^{-3} \text{ м/с}^2}{10 \text{ м/с}^2} = 10^{-4} = 20'',$$

где $\Delta\omega$ — низкочастотный дрейф ЛГ; Δg — нестабильность нулевого сигнала акселерометра; ω_3 — угловая скорость вращения Земли; g — ускорение свободного падения.

Видно, что погрешность определения в азимуте недостаточна. Как показали исследования [4], уменьшение постоянного смещения лазерного гироскопа до уровня $0.001^\circ/\text{ч}$ за счет только конструктивно-технологических мер весьма проблематично. Поэтому введение методических приемов, таких как ввод избыточного числа измерителей или (и) введение самокалибровки гироскопов, скажем, за счет их реверса, или принудительного однона правленного равномерного вращения блока чувствительных элементов, позволяет компенсировать низкочастотный дрейф лазерного гироскопа, что существенно повышает точность измерений при достигнутых реальных погрешностях измерителей. И тогда погрешность азимутального ориентирования составит

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta\omega_{\text{фл}}}{\omega_3 \cos\varphi \sqrt{T}} = \frac{0.001^\circ/\text{ч}}{15^\circ/\text{ч} \sqrt{1/6 \text{ ч}}} = 70'',$$

где $\Delta\omega_{\text{фл}}$ — высокочастотная шумовая составляющая нулевого сигнала лазерного гироскопа; T — время измерения, равное $10 \text{ мин} = 1/6 \text{ ч}$.

Особенности начальной выставки гирокомпасированием будут рассмотрены ниже.

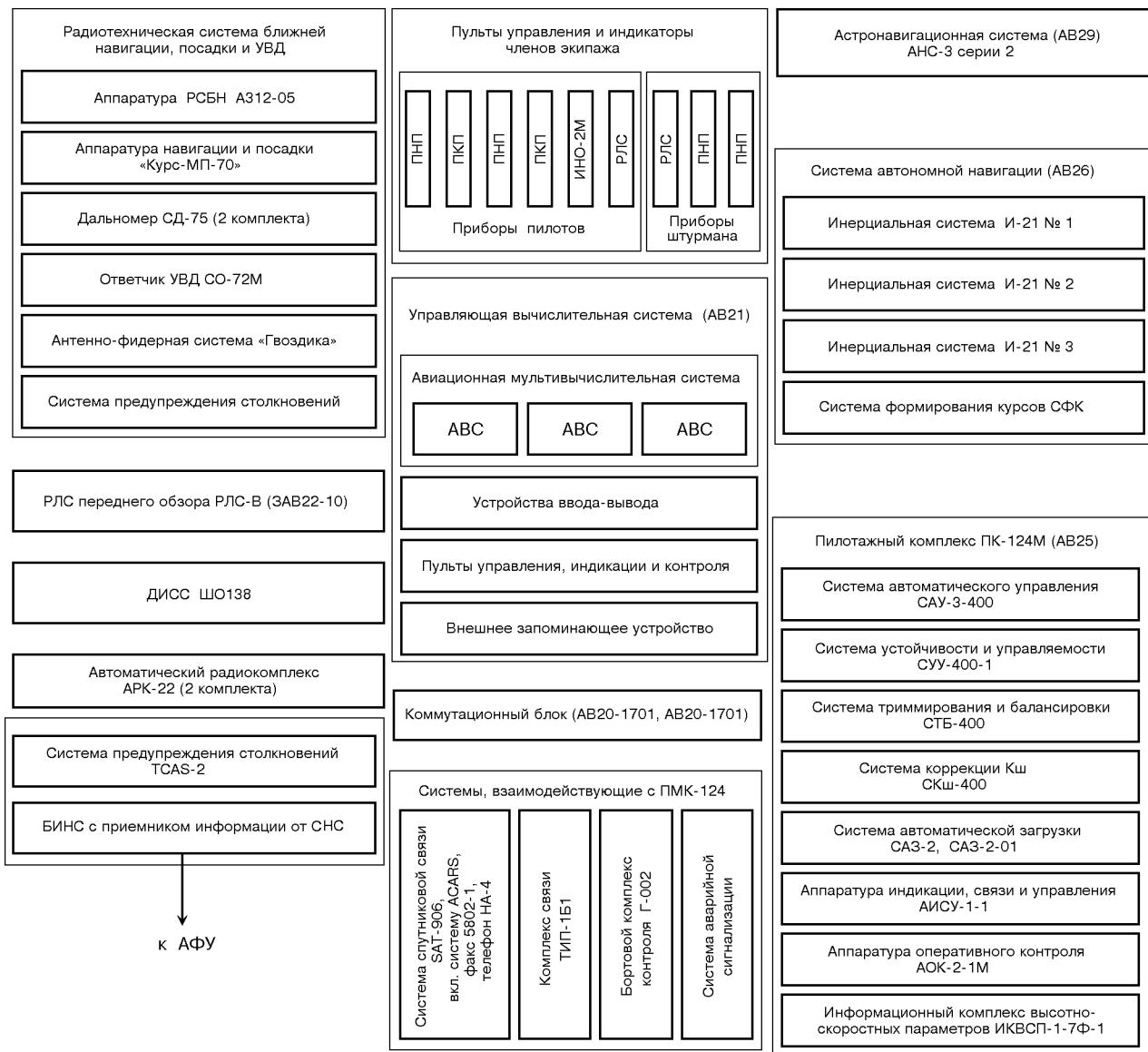


Рис. 3. Пилотажно-навигационный комплекс СН

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС СН

Пилотажно-навигационный комплекс СН представляет собой хорошо известную систему сертифицированного тяжелого самолета АН-124-100 и состоит из следующих основных систем (рис. 3):

- радиотехнической системы ближней навигации, посадки и УВД;
- радиолокационной станции переднего обзора;
- управляющей вычислительной системы;
- собственно пилотажного комплекса, включающего в себя:

систему улучшения устойчивости и управляемости,
систему автоматического управления,
информационную систему высотно-скоростных параметров,
систему автоматической загрузки,
систему триммирования и балансировки,
аппаратуру индикации, связи и управления,
систему измерения;
• системы автономной навигации;
• автоматического радиокомплекса;
• астронавигационной системы;

- пультов управления и индикаторов членов экипажа.

Данный аппаратурный состав [5] достаточночен для выполнения задач управления полетом сертифицированного самолета, таких как ввод исходных данных, начальную выставку курса, навигацию, определение текущих координат, самолетовождение и др. Однако такой состав ПНК не в полной мере обеспечивает необходимые параметры как сегмент СУ АКРК. Так, например, он не удовлетворяет требованиям в части погрешности определения текущего положения СН и погрешности выхода самолета в заданную точку. Поэтому целесообразно, сохранив автономность ПНК, дооснастить его радиоэлектронное оборудование следующими средствами; БИНС с приемником спутниковой информации, более высокоточной астронавигационной системой, что важно при полетах на высоких широтах. БИНС, построенная на лазерных гироскопах, нашли широкое применение именно в авиации, и их развитие можно разделить на следующие основные этапы:

1. Автономные системы. Они содержали минимальное количество измерителей, а вопросы надежности решались путем троирования систем и мажоритированием выходной информации.

2. Комплексированные системы. Комплексирование информации от различных источников, как правило, не затрагивало самих систем, но позволяло повышать надежность и достоверность измерений.

3. Интегрированные системы. Для авиационных БИНС наибольшее распространение получила его интеграция с системой воздушных сигналов и спутниковой навигационной системой. Применение мощных вычислительных средств, цифровых информационных линий связи позволили исключить лишние вычислительные средства в отдельных системах.

4. Интегрально-модульные системы. Их реализация построена на таком достоинстве БИНС, как возможность резервирования на уровне измерителей, что позволяет выполнять их в модульном виде, высокой степени интегрирования вычислительных и управленческих задач. При этом БИНС интегрируется с системой воздушных сигналов, системой спутниковой навигации, с наземными радиотехническими системами. На таких принципах построены авиационные БИНС третьего поколения, такие как LTN-90 «Litton», LASAREF-II «Honeywell», IRS-45 «Sagem». Созданы, с использованием БИНС, комплексные системы навигации и самолетовождения, например, LTN-101 «Litton», LASERNAY «Honeywell». Существует достаточно

много информации по состоянию и перспективам развития авиационных БИНС, в частности, они рассматриваются в работе [6].

Также целесообразно ввести в состав оборудования систему предупреждения столкновений типа TKAS-2.

Такое дооснащение, помимо обеспечения требуемой точности определения текущего местоположения СН, точности выхода в точку начала предстартового маневра и более точного определения времени выхода СН на линию предстартового маневра, позволяет придать СН следующие дополнительные качества:

- возможность осуществление полета по наиболее выгодным маршрутам (в системе организованных трасс) над Северной Атлантикой (соответствовать по точностным требованиям Arinc-704, -705);
- снятие ограничений на полеты над Северной Америкой благодаря установке системы предупреждения столкновений самолетов;
- повышается точность и надежность навигационного оборудования за счет введения в самолетное оборудование БИНС с приемником информации от спутниковой навигационной системы. Это также позволит осуществлять полеты по более узким навигационным коридорам, вводимым в Западной Европе и США.

Кроме дооснащения радиоэлектронного оборудования вышеупомянутыми средствами, необходимо также проведение изменений программно-алгоритмического обеспечения общего самолетовождения. Необходимость этих изменений связана со спецификой вывода РН в точку начала предстартового маневра с требуемыми погрешностями по времени и координатам, а также особенностями управления самолетом при подходе к конечному пункту маршрута и в процессе выполнения компенсирующего маневра.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОДГОТОВКИ И ПУСКА РН (СУППР)

Аппаратура СУППР является системой, присущей только СУ АКРА. Она размещается на СН и предназначена для выполнения следующих задач.

На этапе предстартовой подготовки:

- проведение предполетных проверок СУ СН и СУППР;
 - ввод полетного задания и начальных данных;
- На этапе полета СН к месту пуска:*
- текущий контроль параметров БСУ и требуемых режимов полета;

- обеспечение во взаимодействии с экипажем требуемых режимов полета и режимов БСУ;
- выдачу на информационное световое табло информации экипажу по циклограмме полета СН к месту старта и входжении в разрешенную зону пуска.

На этапе подготовки к пуску:

- выдачу команд на предстартовую подготовку РН и пуск ракеты;
- контроль прохождения процессов предстартовой подготовки РН;
- автоматическое прекращение пусковых операций в аварийных ситуациях и в режиме «Отмена пуска»;
- приведение системы в исходное состояние после пуска РН.

На всех этапах:

- обеспечение электропитанием систем РН и аппаратуры СУППР;
- регистрацию цифровой, аналоговой и сигнальной информации, вырабатываемой и приходящей на автоматизированное рабочее место оператора.

Структурная схема СУППР (рис. 4) выбрана с учетом требований, предъявляемых к самолетной аппаратуре подготовки к пуску ракеты, с учетом обеспечения высокой надежности и безопасности.

СУППР состоит из:

- внешнего устройства обмена (ВУО), являющееся основным распределителем потоков информации СУППР, обеспечивающее обмен информацией между БЦВМ СУ РН и абонентами СУППР;
- пульта управления и пуска (ПУП), включающего в себя органы централизованного управления пуском, информационное табло и панель сигнализации и обеспечивающего выдачу команд на включение системы управления, выбор

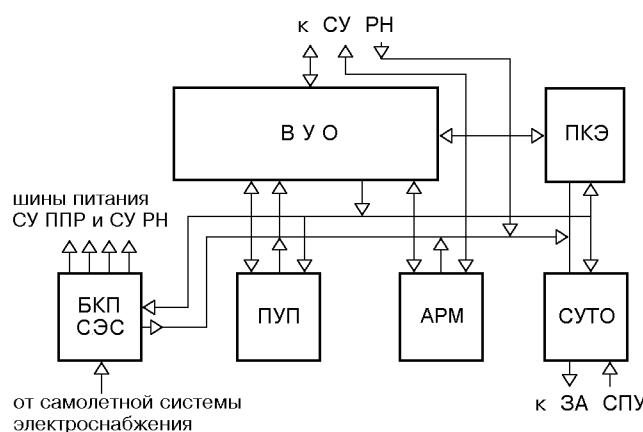


Рис. 4. Структурная схема СУППР

режима работы, на предстартовую подготовку к пуску ракеты, а также в случае необходимости, на прекращение предпусковых операций, приведение системы в исходное положение;

- согласующее устройство технологического оборудования (СУТО), управляющего исполнительными элементами в соответствии с программой подготовки и пуска;
- автоматизированного рабочего места (АРМ), функционально участвующего в проведении проверок отдельных подсистем СУППР и СУ РН, вводе полетного задания, регистрации цифровой информации. АРМ предполагается строить на базе промышленных РС, конструктивно и программно совместимых с IBM РС. Систему регистрации данных предполагается строить на Flash-технологии высокоскоростной записи и считывания данных;
- пульта командира экипажа (ПКЭ), содержащего информационное табло, отображающее ход предполетной, предстартовой подготовки и данных на пилотирование самолета, устройства выдачи командиром экипажа команд на разрешение (запрещение) пусковых операций;
- блока коммутации системы электроснабжения (БК СЭС), обеспечивающий электропитанием СУППР и СУ РН; первичный источник электропитания.

Надо отметить особенности применения СНС в составе СУ АКРК. Для обеспечения всех специфических маневров РН и необходимой точности выведения в состав БИНС СУ РН должен входить приемник спутниковой информации, поскольку получаемая от СНС навигационная информация является единственной внешней для БСУ, с помощью которой можно осуществлять калибровку БИНС до старта РН. Данный приемник может использоваться и для навигации СН, для чего необходимо предусмотреть дополнительную антенну на самолете. Но целесообразней, несмотря на избыточность, иметь в составе ПНК (или в составе СУППР) не просто отдельный, дополнительный приемник спутниковой информации, а полный БИНС, аналогичный применяемому в СУ РН со встроенным приемником СНС. Например, БИНС LTN-101 фирмы «Litton» (США) с приемником сигналов от СНС обеспечивает погрешность определения координат местоположения (КВО) 50 м и путевой скорости 0.8 м/с.

Комплексирование информации с самолетной и ракетной БИНС с целью повышения точности, скажем методом векторного согласования, позволяет простым способом существенно повысить точность измеряемых величин, а проведение дополнительных мероприятий по снижению погрешности определения местоположения и путевой скорости может привести к значительной экономии топлива.

тельных измерений между выставляемыми системами позволяет повысить точность выставки каждой системы относительно вектора скорости (ускорения). Применение двух БИНС существенно расширяет эксплуатационные возможности СУ АКРК в целом. Особенности такого построения требуют отдельного исследования, выходящего за рамки данной статьи.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ

На этапе предполетной подготовки средствами БИНС реализуется режим начальной выставки. Это один из важнейших режимов работы СУ АКРК. Он предназначен для построения на борту РН измерительной системы отсчета. По результатам выполнения режима начальной выставки, на момент начала навигационных вычислений, определяется ориентация приборного трехгранника БИНС относительно географической системы координат, принимаемой в качестве базовой для решения задач инерциальной навигации. Начальная выставка средствами БИНС реализуется методом гирокомпасирования.

Гирокомпасирование представляет собой способ ориентирования инерциальной системы посредством определения направления двух физических величин: ускорения силы тяжести g и угловой скорости суточного вращения Земли Ω . При неколлинеарности этих векторов (а они неколлинеарны в любой точке Земли, за исключением полюсов) через них можно провести единственную плоскость, являющуюся плоскостью истинного меридиана (ИМ).

Для определения ИМ с помощью БИНС, построенного на лазерных гироскопах, используется зависимость частоты биения на выходе лазерных гироскопов от ориентации оси чувствительности, определяемой вектором, перпендикулярным к плоскости резонатора, относительно угловой скорости суточного вращения Земли. Эту зависимость называют азимутальной характеристикой. Она приведена на рис. 5.

Зависимость частоты биений на выходе ЛГ от азимутальной ориентации может быть записана в следующем виде:

$$F_6 = F_n + k\Omega_3 \cos\varphi \cos\alpha,$$

где F_n — частота «подставки», организующей начальный разнос частот встречно генерируемых световых волн в кольцевом резонаторе лазерного гироскопа; k — масштабный коэффициент лазерного

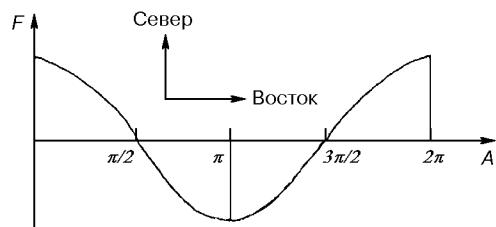


Рис. 5. Зависимость частоты биения на выходе лазерных гироскопов от азимута оси чувствительности

гироскопа, конструктивный параметр, характеризующий его чувствительность к измеряемой угловой скорости; Ω_3 — угловая скорость суточного вращения Земли; φ — географическая широта места; α — искомый азимут.

Из приведенного выше выражения азимут равен

$$\alpha = \arccos [(F - F_n)/(k\Omega_3 \cos\varphi)].$$

В зависимости от метода формирования выходного сигнала лазерного гироскопа можно выделить три способа лазерного гирокомпасирования — статистический, динамический, компенсационный [7].

К статистическим методам гирокомпасирования относятся методы определения ИМ в тех случаях, когда оси чувствительности первичных измерителей неподвижны относительно опорных направлений во время измерений.

Динамический метод в общем случае основан на поиске максимума (минимума) измеряемого вектора угловой скорости, при этом, для придания характеристики лазерного гироскопа экстремальности, его подвергают принудительному вращению (колебаниям) вокруг произвольной оси, составляющей некоторый угол с плоскостью резонатора. Компенсационный метод гирокомпасирования является по сути методом поиска равносигнальной зоны и занимает промежуточное положение между динамическим и статистическим методами гирокомпасирования. Наличие в БИНС, как минимум, триад лазерных гироскопов и акселерометров позволяет определить два угла наклона в плоскости местного горизонта и азимутальное положение БИНС. В общем виде начальное ориентирование средствами БИНС осуществляется путем измерения вектора угловой скорости суточного вращения Земли на оси чувствительности лазерных гироскопов и проекций вектора ускорения свободного падения на оси чувствительности акселерометров с последующим вычислением углового положения приборной системы координат БИНС относительно базовой системы координат.

Укрупненно принимается следующая идеология начальной выставки приборного трехгранника БИНС [8].

Вводятся следующие правые ортогональные системы координат:
приборная система координат БИНС, связанная с его измерительными осями;
географическая система координат места стоянки самолета, оси которой ориентированы на восток, север и вдоль местной вертикали;
инерциальная система координат, совпадающая с географичечкой на момент начала измерительного цикла.

Алгоритмическая реализация начальной выставки БИНС основана на обработке измерений приращений кажущейся скорости, осуществляемых чувствительными элементами БИНС, а также априорных данных об исходной ориентации измерительного приборного трехгранника.

Поскольку взаимная угловая ориентация описывается в терминах параметров Родригера—Гамильтона, то результатом решения задачи начальной выставки является вектор этих параметров, который определяет конечный поворот приборного трехгранника относительно географического.

Для решения задач начальной выставки на вход алгоритмов из блока навигационных вычислений поступают:

- вектор параметров Родригера—Гамильтона, определяющих текущее положение приборных осей относительно инерциальной системы координат;
- текущие приращения кажущейся скорости в проекциях на инерциальные оси.

Алгоритмы начальной выставки строятся в виде двух последовательных циклов: грубого (с точностью до единиц угловых градусов) и точного (до единиц угловых минут) оценивания угловой ориентации приборной системы координат относительно географической. По результатам полученных оценок в конце каждого цикла выполняется уточняется значения вектора параметров Родригера—Гамильтона, определяющих положение приборных осей относительно инерциальной системы координат. Вычисленные параметры после циклов грубого и точного приведения поступают в алгоритмы навигационного блока для разовой коррекции в качестве новых начальных условий при интегрировании уравнений углового движения приборных осей БИНС.

В качестве фильтрующего оператора в алгоритмах начальной выставки используется рекурентная схема линейного оценивания по методу наименьших квадратов. При этом модель наблюдаемых приращений кажущейся скорости принимается в

виде полинома:

$$\Delta\omega(t) = g\alpha(t) + f = g(\alpha_0 + \alpha t) + f,$$

где $\Delta\omega(t)$ — текущее приращение кажущейся скорости на оси географической системы координат; α_0, α — оцениваемые параметры углового рассогласования и скорости его изменения; g — ускорение свободного падения; f — случайная ошибка измерений.

Основными эксплуатационными характеристиками начальной выставки являются ее точность и продолжительность. В целом процесс начальной выставки можно разделить на режим построения вертикали и режим определения угла азимута. Построение вертикали основано на измерении угловых рассогласований и требует относительно небольшого времени (2–3 мин). Для определения угла азимута с приемлемой точностью необходимо измерять угловую скорость на значительном интервале времени (10–15 мин). Надо отметить, что точность определения азимута зависит в основном от инструментальных погрешностей БИНС, а в высоких широтах принципиально ограничена. Эффективным средством повышения точности и уменьшения времени определения азимута является использование внешней информации об азимутальной ориентации БИНС.

Возможны следующие варианты выставки (довыставки) с использованием внешней информации:

- выставка по заданному курсу. Она производится на этапе предполетной подготовки комплекса в режиме начальной выставки;
- выставка с использованием азимута взлетно-посадочной полосы. Она производится во время взлета СН с целью повышения точности в азимутальном канале. Выставка осуществляется на фоне решения навигационной задачи, т. е. после перевода БИНС в режим инерциальной навигации;
- выставка с использованием данных о боковых перегрузках СН (маневр СН типа «змейка»). Данная довыставка производится во время полета СН в расчетную точку пуска с целью уточнения угловой ориентации приборного измерительного трехгранника БИНС по отношению к базовой системе отсчета. Выставка основана на векторном согласовании информации по скорости, формируемой БИНС и СНС. Во время выставки СН выполняет маневр типа «змейка» с целью создания поперечных перегрузок. Маневрирование осуществляется в ручном режиме.

Во время полета в составе СН навигационные вычисления корректируются по информации от СНС.

Таким образом, основным условием построения структуры системы управления АКРК является перечень возлагаемых на нее задач. В работе рассмотрены задачи системы управления АКРК, проанализированы функции, взаимодействие и особенности организации подсистем и СУ АКРК в целом. Показано, что обеспечения довольно жестких требований по точностным и динамическим характеристикам системы навигации и наведения возможно в случае применения БИНС как составной части инерциального ядра, как БСУ РН, так и ПНК СН. Рассмотрены вопросы реализации режима начальной выставки, важнейшего режима, от точности которого в значительной степени зависит точность выведения КА, вопросы комплексирования при выполнении навигационных задач информации БИНС с информацией от СНС. Такое построение СУ АКРК позволяет надежно обеспечить требуемые точностные и эксплуатационные характеристики АКРК.

1. Аэродинамический ракетный комплекс легкого класса // Материалы АП, часть II. Система управления. — Киев: АО «Авионика», 1995.—20 с.
2. Гречка Г. П., Камелин А. Б. Характеристики ЛГ с точки зрения требований БИНС // Безплатформенные инерциальные системы навигации и ориентации. — М.: АН СССР, 1989, Школа-87, кн. 2.
3. Златкин Ю. М., Игнатьев В. И., Калногуз А. М. и др. Стан розробки та тенденції розвитку авіаційних безкарданних

інерціальних навігаційних систем // Механіка гіроскопічних систем.—1997.—Вип. 14.—112 с.

4. Комплексное построение системы. Вычислительные средства и программно-алгоритмическое обеспечение БИНС // Технический отчет по теме «Борт-200». — Харьков: АТ «Хартрон», 1995.
5. Лазерные измерительные системы / Под ред. Д. П. Лукьянова. — М.: 1981.—259 с.
6. Леонець О. А., Богатський І. С., Романовський В. О. и др. Порівняльний аналіз варіантів структур безплатформених інерціальних навігаційних систем (БИНС) // Механіка гіроскопічних систем.—1997.—Вип. 14.—181 с.
7. Модернизация и внедрение тренажера для подготовки обслуживающего персонала авиационного ракетно-космического комплекса // Технический отчет. — Киев: АНТХРЦ «Авиадиагностика», 1997.—24 с.
8. Модернизация СУ РН 11К68. Аванпроект ККП БИНС на основе лазерных гироскопов и маятниковых акселерометров. — Киев: ЦКБ «Арсенал», 1998.—36 с.

CONTROL SYSTEM FOR A LIGHT-DUTY AEROSPACE ROCKET COMPLEX BASED ON A PLATFORMLESS INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

A. B. Kamelin

We examine the specific properties of a control system for a light-duty aerospace rocket complex. It is shown that rigid requirements on the dynamic and interception accuracy make it expedient to use a platformless inertial laser-gyro navigation system. Some peculiarities of the realization of the initial orientation mode are investigated.