

РЕФЕРАТ работы

Исследование, разработка и внедрение многорежимной системы управления движением беспилотных летательных аппаратов наземного базирования с развитой номенклатурой режимов управления

*Шаповалов А.Б., Костюков В.В., Солунин В.Л.,
Щербинин В.В., Новиков А.И., Смирнов С.В.*

Предметом исследований представляемого коллектива авторов являются системы управления комплексов беспилотных летательных аппаратов наземного базирования, состоящих из высокодинамичных беспилотных летательных аппаратов (ЛА), устойчивый и управляемый полёт которых обеспечивает бортовая система управления (БСУ), и наземной пусковой установки, состоящей из мобильного наземного агрегата, систем и приборных модулей, обеспечивающих доставку на стартовую позицию, информационную поддержку пуска и пуск ЛА.

В 2006....2014 годах в развитии данных комплексов произошло качественное изменение, проявившееся переходом к многофункциональной системе управления, все модули которой разрабатываются и изготавливаются на территории РФ. Многолетний цикл теоретических и экспериментальных исследований в развитие СУ, нашедший отражение в диссертационных работах авторов, привёл к созданию концептуально-методологических основ их синтеза и появлению серийных образцов СУ современных ЛА, рассматриваемого класса.

Ключевым моментом этого этапа развития СУ комплекса ЛА является разработка методологии многорежимной бортовой системы программно-терминального управления движением ЛА наземного базирования (МСУ), отвечающей возросшим требованиям Заказчика. Под *режимом управления движением ЛА* авторы понимают систему правил, мероприятий, необходимых для формирования управляющих воздействий и решения поставленной целевой задачи. Основными функциями МСУ являются высокоточная навигация, управление и стабилизация ЛА при реализации режимов управления и предстартовое взаимодействие с наземным сегментом СУ.

В основу синтеза МСУ положены пять базовых принципов:

-принцип «открытой архитектуры», позволяющий формировать облик МСУ из набора унифицированных функциональных модулей и интерфейсов разного уровня иерархии;

-принцип спиральности, предполагающий поэтапное наращивание числа режимов управления движением ракеты;

-принцип приоритета научно-методических решений над аппаратурными решениями, предполагающий достижение конечного результата в первую очередь за счёт совершенствования научно-методического аппарата;

-принцип дуализма, предполагающий наличие как автономных так и инерциально-спутниковых режимов управления;

-принцип доминирования требований МСУ при формировании технического облика комплекса.

Многорежимность управления движением ЛА с бортовой БИНС сформировала причинно-следственные связи, изменившие технический облик системы управления, и создала предпосылки для совершенствования навигационного обеспечения полёта и разработки новых технологий в области навигации рассматриваемого класса ЛА.

МСУ, обобщённая функциональная схема исследовательского варианта которой представлена на рис. 1, включает бесплатформенный инерциальный измерительный блок (ИИБ) на лазерных гироскопах, бортовой специализированный вычислитель, прибор бортовой электроники, рулевой привод и дополнительные навигационные модули, одним из которых является бортовая навигационная аппаратура потребителя (БНАП) спутниковых радионавигационных систем как необходимое условие проведения режимов инерциально-спутникового управления.

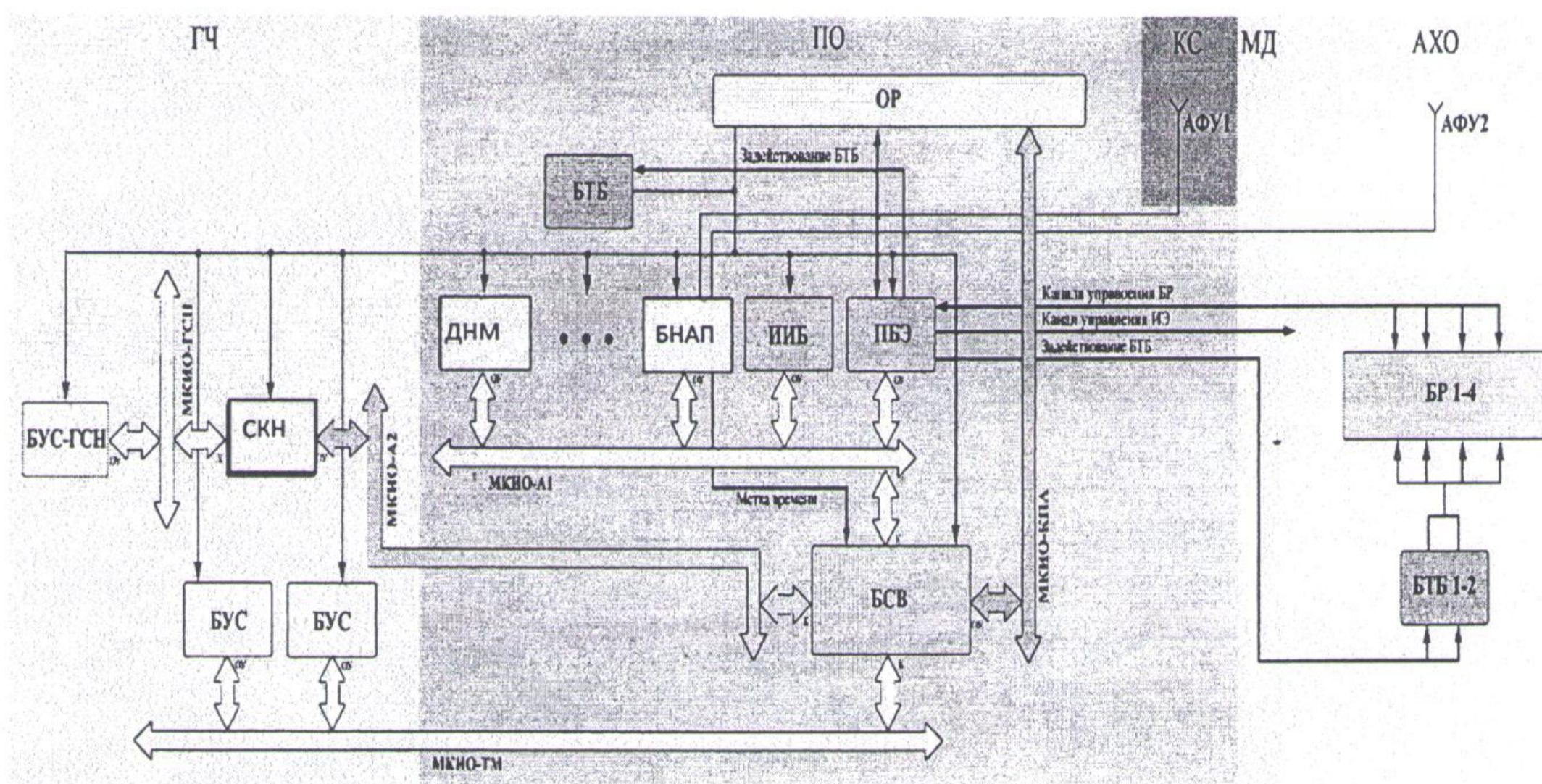


Рис. 1- Функциональная схема МСУ свободной архитектуры с системой конечной навигации и телеметрическими блоками устройств согласования (ПБЭ- прибор бортовой электроники, БСВ - бортовой спец.вычислитель, ИИБ- инерциальный измерительный блок, БНАП- бортовая навигационная аппаратура потребителя, ДНМ дополнительный навигационный модуль, БТБ- блок батарей, БР- блок рулей, СКН- система конечной навигации, БУС- блок устройств согласования, НЧ- носовая часть, ПО- приборный отсек, КС -кабельный ствол, МД- маршевый двигатель, АХО- агрегатно-хвостовой отсек.

Развитая номенклатура режимов управления определяется в соответствии с установленной классификацией типом траектории движения, массой, временем предстартовой готовности и полётным заданием ЛА.

Каждой группе режимов управления соответствует своя комбинация используемых навигационных модулей - своя трансформация структурно-избыточного навигационного комплекса (НК). Во всех режимах, за исключением режимов автономного инерциального управления, число используемых бортовых навигационных модулей $N \geq 2$.

Режимы инерциального управления определяют требования к ИИБ и наземному предстартовому топогеодезическому обеспечению. Функции определения координат стартовой позиции переданы системе топопривязки и навигации (СТПН) пусковой установки, а азимутальной ориентация ИИБ - автоматическому наземному гиротеодолиту (НГТ).

В настоящем реферате выделены в основном ключевые аспекты синтеза инерциально-спутниковой навигационной системы (ИСНС) как трансформации НК, определяющей навигационные параметры ЛА по информации, доставляемой ИИБ и БНАП. Парадигмой синтеза является применение процедур оптимизации построения ИСНС с редуцированным вектором оцениваемых параметров за счёт комплексной калибровки и выставки ИИБ.

Комплексная калибровка и выставка ИИБ, играющая ключевую роль в проведённых исследованиях, включает:

- проведение заводских стендовых испытаний с числом плановых позиций, позволяющим оценить постоянные в течение эксплуатационного срока калибровочные параметры акселерометров, ДУС и малые углы несоосности и неортогональности чувствительных осей акселерометров и ДУС;

- автономную калибровку и выставку ИИБ, состоящую из предстартовой двухэтапной идентификации погрешностей акселерометров и ДУС при неподвижных угловых позициях ЛА на пусковой установке, принявшего близкое к "горизонтальному" и "вертикальному" положения, и оценивание смещений нулевого сигнала акселерометров на участке траектории с отсутствием кажущегося ускорения по измерениям акселерометров;

- с помощью ИСНС оценивание в полёте калибровочных параметров ИИБ, сохраняющих своё постоянство в запуске.

На первом этапе калибровки и выставке ИИБ при близком к горизонтальному положению ЛА одновременно определяется:

- матрица начальной ориентации A_{cu}^c связанной с ИИБ системы координат относительно географического базиса согласованием векторов ускорения свободного падения и угловой скорости суточного вращения Земли, проекции которых в осях базовой системы предполагаются известными априори, а в осях приборного трёхгранника могут быть непосредственно измерены датчиками ИИБ;

- азимут ориентирного направления, материализованного оптическим элементом на корпусе ИИБ, с помощью наземного гиротеодолита.

Погрешности определения малых углов отклонения чувствительных осей акселерометров от горизонтальной плоскости имеют вид:
 $\varepsilon_1 \approx -\Delta n_3^c / g_0$, $\varepsilon_3 \approx \Delta n_1^c / g_0$, где $\Delta n_1^c, \Delta n_3^c$ - погрешности "горизонтальных"

акселерометров, Погрешность ε_2 определения азимута ИИБ методом векторного согласования из-за погрешностей ДУС существенно превышает погрешность определения азимутальной привязки с помощью наземного гиротеодолита (НГТ). Поэтому в матрице A_{cu}^c используется значение азимута ИИБ, найденное наземным гиротеодолитом. Наличие высокоточного значения азимута, доставляемого НГТ, позволяет идентифицировать смещения $\Delta S_{\Omega_{1,2,3}}$ нулевого сигнала ДУС. Кроме этого, на первом этапе определяются оценка $\Delta \hat{n}_2^c$ погрешности $\Delta n_2^c = \Delta S_{n_2} + \Delta K_{n_2} n_2^c$ акселерометра, ось чувствительности которого приняла близкое к вертикальному положение.

На втором этапе находится оценка $\Delta \hat{n}_1^c$ погрешностей $\Delta n_1^c = \Delta S_{n_1} + \Delta K_{n_1} n_1^c$ акселерометра, чувствительная ось которого приняла при нахождении ЛА в пусковой позиции близкое к вертикальному положение, что позволяет найти оценку параметра $\hat{\varepsilon}_3 = \Delta \hat{n}_1^c / g_0$. Кроме этого, вторая позиция ИИБ позволяет дополнительно уточнить часть погрешностей ΔS_{Ω} блока ДУС.

Автономная траекторная калибровка акселерометров проводится на участке траектории ЛА с практическим отсутствием кажущегося ускорения. Оценки $\Delta \check{S}_{n_{1,2,3}}$ смещений $\Delta S_{n_{1,2,3}}$ нулевого сигнала акселерометров, могут быть использованы для коррекции накопленных к моменту t_k погрешностей счисления координат и проекций скорости, измерений акселерометров при $t > t_k$, а также позволяют апостериорно уточнить A_{cu}^c .

Возможность комбинирования результатов заводской, предстартовой и полётной автономной калибровок $\Delta \hat{n}_1^c$, $\Delta \hat{n}_2^c$, $\Delta \hat{S}_{\Omega_{1,2,3}}$, $\Delta \check{S}_{n_{1,2,3}}$, $\hat{\varepsilon}^c$, $\check{\varepsilon}^c$ создаёт множество альтернативных вариантов навигационного алгоритма в режимах автономного и инерциально-спутникового управлений ЛА.

Учёт результатов автономной калибровки ИИБ позволил повысить точность навигации ЛА в режиме автономного инерциального управления до требуемого уровня и разработать варианты ИСНС с различными схемами интеграции, использующими эти результаты, как дополнительную навигационную информацию.

Предложенные направления разработки ИСНС являются составной частью методологии синтеза МСУ.

По первому направлению разработки ИСНС доказана практическая целесообразность реализации *разомкнутой* схемы интеграции, основанной на периодическом замещении координат и проекций скорости $Z^H = [z_x^H \ z_x^H \ z_x^H \ z_{Vx}^H \ z_{Vy}^H \ z_{Vz}^H]^T$, счисленных БИНС, соответствующими определениями БНАП $Z^{BH} = [z_x^{BH} \ z_x^{BH} \ z_x^{BH} \ z_{Vx}^{BH} \ z_{Vy}^{BH} \ z_{Vz}^{BH}]^T$ и являющейся наиболее простым решением ИСНС для рассматриваемой МСУ.

Погрешность разомкнутой ИСНС определяется суммой погрешности последнего определения координат Z_i^{BH} БНАП и накопленной погрешности счисления координат БИНС с момента последнего замещения. Разомкнутая ИСНС не позволяет использовать в полной мере возможности комплексной

калибровки и выставки ИИБ. Этот фактор является основным недостатком разомкнутой схемы интеграции, ограничивающим область ее применения достаточной точной БИНС, регулярными определениями БНАП и использованием результатов только стендовой и автономной калибровки и выставки ИИБ.

Тем не менее, успешный опыт реализации разомкнутой схемы интеграции позволяет авторам дать удовлетворительную оценку этой схеме в рассматриваемом классе ЛА при условии: обеспечения регулярности навигационных определений БНАП и повышения точности БИНС, БНАП и НГТ. Регулярная информационная поддержка БНАП со стороны БИНС координатами, проекциями скорости и ускорениями ЛА, размещение приёмных антенн на поверхности ЛА, с учетом возможной эволюции его траекторного движения, признак достоверности своих определений, формируемый БНАП, позволили во всех проводимых натурных работах получать избыточное число радионавигационных сигналов, принимаемых с момента предстартовой готовности до момента приземления ЛА, а стендовая и автономная калибровка и выставка ИИБ - снизить погрешности счисления на "безспутниковом" интервале. В натурных работах ЛА, оснащённых МСУ с ИСНС, реализующей разомкнутую схему интеграции, погрешность их приземления существенно была меньше заданной.

К выполнению этих условий менее критичны ИСНС, реализующие связанные схемы комплексирования совокупной навигационной информации, доставляемой БИНС (ИИБ) и БНАП, позволяющие проводить полётную калибровку и выставку ИИБ и оценивать текущие навигационные параметры ЛА.

Особенностью разработанного АО "ЦНИИАГ" направления слабосвязанных схем комплексирования является учёт специфики траекторного движения ЛА, использования результатов автономной калибровки и выставки ИИБ и построения ИСНС с редуцированным вектором оцениваемых параметров, удовлетворяющих общему для всех алгоритмов условию независимости числа идентифицированных при комплексной калибровке параметров от размера редуцированного вектора.

Предложена группа ИСНС, реализующих неинвариантную схему комплексирования, выходными параметрами которой являются оценки текущих параметров движения (координаты и проекции скорости) ЛА и калибровочных параметров ИИБ. Выбор варианта редуцированного вектора u , определяется видом траектории движения, объёмом стендовой калибровки, временем предстартовой готовности, определяющем возможность проведения предстартовых калибровок, значением приращения кажущейся скорости y , производительностью навигационного вычислителя и прочими факторами. Чем меньше используются возможности автономной калибровки, тем больше размер редуцированного вектора оцениваемых параметров. В качестве процедуры оптимального оценивания использовался обобщённый фильтр Калмана и байесовский подход.

Была выявлена активная сходимость оценок к истинным значениям всех калибровочных параметров в основном на восходящем атмосферном участке траектории, что было учтено при расположении приёмных антенн БНАП на наружной поверхности ЛА с целью обеспечения приёма избыточного числа радионавигационных сигналов спутников. Особенностью движения ЛА рассматриваемого типа является значительное кажущееся ускорение на этом коротком участке траектории, обуславливающее малые погрешности оценок. Так, например, погрешность идентификации ИСНС ошибки предстартовой азимутальной ориентации ИИБ с помощью наземного гиротеодолита существенно меньше погрешности гиротеодолита.

Другая группа предложенных ИСНС, реализуют инвариантную схему комплексирования, первичной навигационной информацией для которой являются разности позиционных и скоростных измерений БИНС и определений БНАП, а выходными параметрами являются оценки калибровочных параметров ИИБ. Поскольку эта группа ИСНС не оценивает текущие параметры движения ЛА, то её вектор оцениваемых параметров обладает дополнительной редукцией, по сравнению с редуцированным вектором ИСНС, реализующей неинвариантную схему. Выбор варианта редуцированного вектора, учитывающего возможности автономной калибровки ИИБ, аналогичен. В качестве процедуры оптимального оценивания используется обобщённый метод наименьших квадратов.

Данная группа ИСНС даёт наиболее простое решение задачи комплексирования. Показано, что ИСНС с редуцированным вектором, оценивающая только погрешности предстартовой выставки ИИБ, сводится к их нахождению методом согласования приращения кажущейся скорости. Учитывая вышеприведённые зависимости между погрешностями двух акселерометров и погрешностями идентификации углов предстартовой выставки ИИБ относительно горизонтальной плоскости, оценки первых могут быть найдены по оценкам погрешностей этих углов, полученных с помощью ИСНС. Учёт дополнительных результатов автономной калибровки позволяет идентифицировать остальные калибровочные параметры ИСНС.

Таким образом, при любом варианте редуцированного ИСНС предложенная комплексная калибровка может обеспечить оценки 12 калибровочных параметров ИИБ, сохраняющих своё постоянство в запуске. Дополнительные калибровочные параметры, отличающиеся постоянством во всём эксплуатационном периоде определяются методами стендовой калибровки.

Заключение

Разработана, исследована и внедрена многорежимная бортовая система управления движением беспилотных ЛА наземного базирования со структурно-избыточным перестраиваемым навигационным комплексом, номенклатура режимов которой включает как режимы автономного управления, так режимы инерциально-спутникового управления. Точностные требования к разработанной БИНС и начальным условиям интегрирования

уравнений инерциальной навигации определяются режимом автономного инерциального управления и обеспечиваются как выбором лазерного Зеемановского инерциального измерительного блока (ИИБ) и средств предстартового геодезического обеспечения, так и комплексной калибровкой и выставкой ИИБ.

Определены границы области применения разомкнутой схемы интеграции БИНС и БНАП и разработаны и систематизированы варианты ИСНС в классе слабосвязанных схем комплексирования, удовлетворяющие многочисленным режимам инерциально - спутникового управления.

Предложены варианты ИСНС с редуцированным вектором оцениваемых параметров, учитывающие состав, кратковременность и специфику применения комплекса ЛА. Размер вектора оцениваемых параметров соответствует схеме автономных предстартовой и полётной калибровок таким образом, что общее число оцениваемых автономным способом и с помощью ИСНС калибровочных параметров ИИБ остаётся неизменным. Полученные оценки позволяют уточнить проекции скорости ЛА и угловое положение связанной системы координат в инерциальном пространстве, а также откалибровать ИИБ, что позволяет продолжить высокоточную автономную навигацию при прекращении приёма радионавигационных сигналов. Выбор варианта ИСНС определяется заданным режимом управления ЛА.

Представленные аспекты синтеза ИСНС, являясь частью методологии синтеза многорежимных бортовых систем управления движением беспилотных ЛА наземного базирования, отражают особенности комплексного решения задачи повышения точности навигации этого класса ЛА, однако предложенный подход к её решению может иметь место в более широком классе ЛА наземного и подвижного базирования.

Создан модернизационный задел научно-обоснованных технических решений, учитывающий основополагающий принцип спирального развития МСУ, заключающийся в поэтапном пополнении номенклатуры режимов управления движением летательных аппаратов рассматриваемого класса.

Научные исследования, начатые в 2006...2014г.г., продолжаются до настоящего времени, поддерживая инновационный уровень рассматриваемого комплекса ЛА и расширяя его потенциальные возможности. что нашло отражение в научных публикациях авторов в рецензируемых изданиях.

Подписи соискателей:

А.Б. Шаповалов

инициалы, фамилия

В.В. Костюков

инициалы, фамилия

В.Л. Солунин

инициалы, фамилия

В.В. Щербинин

инициалы, фамилия

А.И. Новиков

инициалы, фамилия

С.В. Смирнов

инициалы, фамилия

