

Система резервных приборов высокоманевренного пилотируемого аэродинамического летательного аппарата

Ильясов С.П.*, Корнилов А.В.*, Лосев В.В.**

*Арзамасское научно-производственное предприятие «Темп-Авиа»,
улица Кирова, 26, Арзамас, Нижегородская обл., 607220, Россия*

**e-mail: cer667@gmail.com*

****e-mail: kornilov_a@inbox.ru*

Аннотация

В работе рассматриваются вопросы разработки методов и средств повышения показателей качества авионики высокоманевренного летательного аппарата двойного назначения посредством улучшения технических характеристик системы резервных приборов. В частности, предлагается использование электронных интегрированных систем резервных приборов ИСРП, построенных с применением отечественных малогабаритных датчиков «средней» точности. Отличительной особенностью данных систем являются информационные связи между элементами, и реализуемые на их основе программные и аппаратные средства, позволяющие обеспечить измерение значительного числа параметров движения летательного аппарата (ЛА), повысить точность измерения, улучшить показатели надежности и эргономичности. Приведены результаты полунатурного моделирования с использованием телеметрии данных реальных полетов высокоманевренного ЛА, наземной отработки и летных испытаний

Ключевые слова: интегрированная система резервных приборов, схемы комплексирования, комплексная коррекция, точность, надежность, эргономичность.

Введение

Современная геополитическая обстановка диктует необходимость создания высокоманевренных пилотируемых аэродинамических ЛА, в том числе, и военного назначения (ЛА ВН), а также совершенствования технических характеристик уже существующих ЛА. Указанные меры позволят повысить обороноспособность страны.

Несмотря на отсутствие единой общепринятой классификации в России и за рубежом, можно утверждать, что перспективным ЛА ВН будут свойственны следующие признаки:

- повышенная автономность (без использования информации от сторонних воздушных или наземных систем);
- сверхманевренность и быстрое изменения параметров движения ЛА ВН;
- высокая скорость измерения значений параметров полета ЛА системами бортового оборудования;
- оснащение кабины пилота многофункциональными информационными, пилотажно-навигационными и автоматизированными системами, позволяющими осуществлять управление ЛА на «интуитивном» уровне.

Представленная специфика построения перспективных ЛА ВН накладывает ряд ограничений на устройства, входящие в состав бортового оборудования, а особенно – на приборы и системы пилотажно-навигационного комплекса (ПНК).

В составе ПНК любого ЛА все датчики, приборы и системы подразделяются на основные и резервные.

На ЛА ВН в качестве основных источников навигационной информации применяются гироинерциальные платформенные и бесплатформенные системы, а также неинерциальные геотехнические средства – приборы измерения параметров магнитного поля Земли, аэродинамические системы, приборы топографической навигации, радиотехнические системы и т.д. Главными требованиями к таким системам является надежность, высокая точность и прецизионность измерений параметров движения ЛА ВН. Массо-габаритные характеристики таких систем зачастую считаются второстепенными.

Дублирующие пилотажно-навигационные устройства ЛА ВН условно объединяются в систему резервных приборов (РП). Резервное оборудование является обязательным и необходимо для обеспечения нормального выполнения ограниченного количества функций с приемлемыми точностными характеристиками при отказе отдельных видов основного оборудования или невозможности его использования [1]. С другой стороны, все РП имеют жесткие ограничения по массе, габаритным размерам и стоимости, что исключает применение в их составе крупногабаритных высокоточных и, соответственно, дорогих, датчиков или электромеханических измерительных устройств (кардановых подвесов, анероидных коробок и т.д.).

В настоящее время в качестве РП широко применяются электромеханические устройства: авиагоризонты, пилотажно-навигационные приборы, вариометры,

гироскопические компаса и т.д. (рис. 1), они обладают приемлемой точностью и автономностью. Однако их недостатками являются сложность исполнения, значительное энергопотребление, высокая стоимость, продолжительное время подготовки к работе и ограниченность информационных связей с другими системами ПНК.

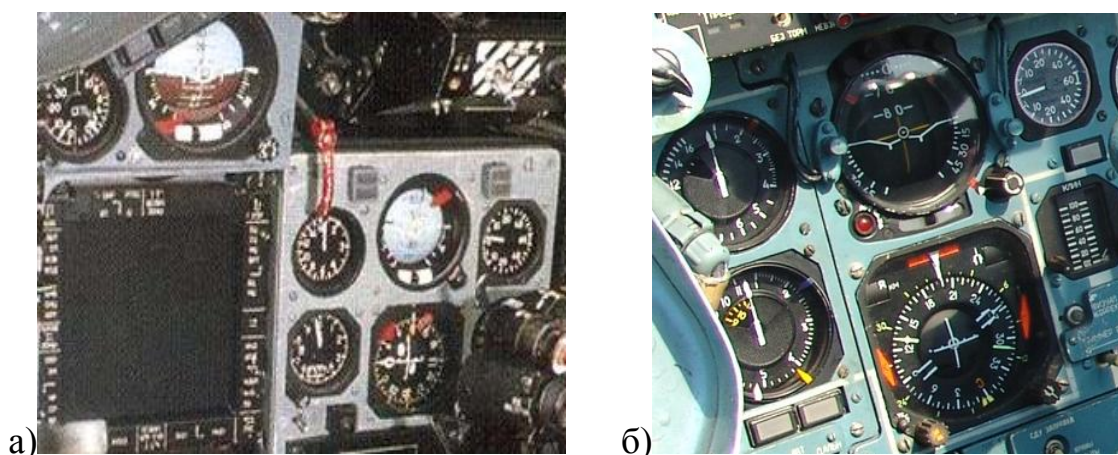


Рис. 1 - Электромеханические пилотажные приборы, входящие в системы РП самолетов МиГ-29СМ (а) и Су-33 (б)

Вместо электромеханических РП в ПНК перспективных ЛА ВН могут быть применены бесплатформенные (бескарданные) информационно-измерительные системы с применением современных малогабаритных датчиков первичной информации (ДПИ) на основе различных физических принципов – оптических, динамических или микромеханических гироскопов, интегральных или микромеханических акселерометров и датчиков давления с кремниевыми чувствительными элементами и т.д.

К сожалению, сегодня у отечественной промышленности практически отсутствует возможность производить высокоточные и надежные, но при этом малогабаритные датчики, все они являются иностранными. Однако, в соответствии с

постановлением Минпромторга РФ о принятии мер по формированию долгосрочной технологической независимости предприятий российского оборонно-промышленного комплекса [2], применение иностранных электронных компонентов, датчиков и систем в составе бортового оборудования ЛА ВН недопустимо.

Поэтому одним из способов решения задачи повышения качества авионики является совершенствование моделей, методов и средств реализации РП и систем ПНК, построенных с применением современных инерциальных и неинерциальных малогабаритных датчиков среднего класса точности, в автономном режиме работы.

Качество ПНК ЛА является комплексным свойством, и характеризуется множеством показателей [3]. При этом, основными принято считать показатель назначения, показатель надежности и показатель эргономичности.

Целью настоящей работы является разработка новых научно-технических решений, позволяющих повысить качественные характеристики авионики высокоманевренного пилотируемого аэродинамического ЛА через улучшение показателей качества системы РП в условиях ограничений, накладываемых требованиями к реализации высокоманевренных ЛА ВН.

Необходимо отметить, что обязательным условием можно считать подтверждение теоретических научно-технических решений их практической реализацией в конкретных образцах пилотажных приборов и систем.

Методы и средства, обеспечивающие повышение качества системы РП

Все чаще на отечественных и зарубежных ЛА ВН вместо системы электромеханических РП применяются бесплатформенные интегрированные системы резервных приборов (ИСРП) – автономные устройства, устанавливаемые на приборной панели ЛА ВН, работающие в режиме горячего резервирования и измеряющие основную пилотажную информацию: углы пространственной ориентации и высотно-скоростные параметры. Разработкой и производством серийных образцов бесплатформенных систем ориентации и навигации АО «УКБП» (г. Ульяновск), ПАО «АНПП «Темп-Авиа» (г. Арзамас), ООО «ТеКнол» (г. Москва), проходят испытания опытные образцы систем АО «ЦНИИ «Электроприбор» (г. Санкт-Петербург), АО «Аэроприбор-Восход» (г. Москва). Системы РП, производимые за рубежом, не рассматривались.

В результате проведенного анализа [4-9] характеристик систем указанных производителей установлено, что все они имеют схожую конструкцию (реализована «классическая» схема применения триады гироскопов и триады акселерометров), содержат однотипные измерители инерциальной и неинерциальной природы, используют схожие алгоритмы вычисления значений параметров движения ЛА.

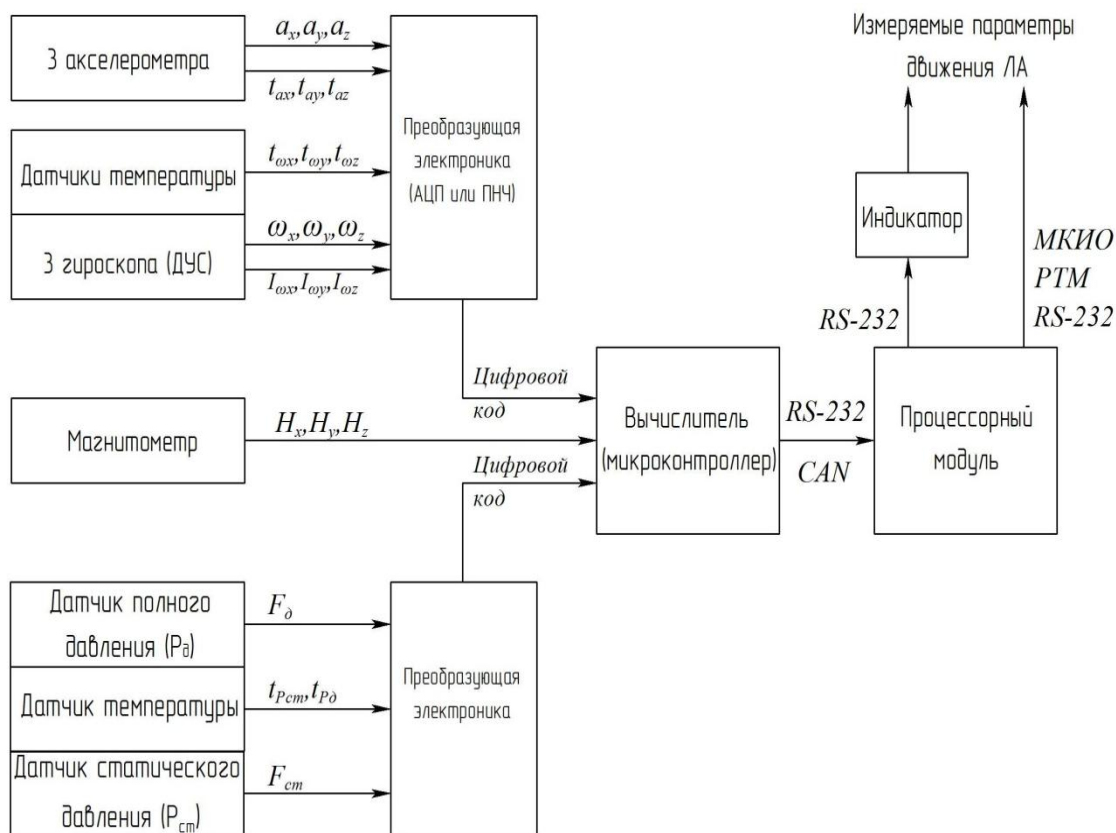
Каждая система объединяет в себе функции комплексного пилотажного прибора и навигационно-пилотажного приборов.

Тогда, в соответствии с [1], основными параметрами показателя назначения системы РП являются: приборная скорость, максимальная эксплуатационная приборная скорость, барометрическая высота, выставленное пилотом

барометрическое давление, крен, тангаж, скольжение (боковая перегрузка), вертикальная скорость, курс, признак индицируемого курса, текущий угол атаки с индикацией допустимого угла атаки, текущее значение числа М с индикацией максимального эксплуатационного значения числа М, барометрическая высота в футах при полете ЛА по трассам с футовым измерением высот эшелонов. Измерение и вычисление всех перечисленных параметров движения высокоманевренного ЛА ВН с требуемой точностью автономными ИСРП может быть достигнуто за счет применения современных малогабаритных ДПИ и реализации специальных алгоритмов обработки измеряемой информации.

В составе автономных бесплатформенных систем РП обычно выделяют систему ориентации (СО) и систему воздушных сигналов (СВС). СО предназначена для определения углов крена, тангажа и гиромагнитного курса и имеет в своем составе триаду одноосных датчиков угловых скоростей (ДУС), триаду одноосных акселерометров и трехкомпонентный магнитометр. Применение одноосных инерциальных датчиков обусловлено требованиями по обеспечению надежности ИСРП. В СВС входят датчики статического и динамического давления, а также датчик измерения температуры торможения, что позволяет определять приборную и истинную скорость, относительную и абсолютную высоту, вертикальная скорость. Могут применяться дополнительные датчики температуры, измеряющие характеристики самих ДУС, акселерометров или датчиков давления. Полученная информация используется при расчете некоторых параметров движения ЛА ВН, а также для более точного определения температурных зависимостей погрешностей

ДПИ в процессе калибровки. Обобщенная функциональная схема автономной бесплатформенной системы РП представлена на рис. 2.



a_x, a_y, a_z – измеренные ускорения в связанной системе координат (СК), t_{ax}, t_{ay}, t_{az} – температура акселерометров, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – измеренные угловые скорости в связанной СК, t_{ox}, t_{oy}, t_{oz} – температура ДУС, I_{ox}, I_{oy}, I_{oz} – токи потребления ДУС, H_x, H_y, H_z – измеренные проекции вектора магнитного поля в связанной СК, F_δ, F_{cm} – полное и статическое давление, $t_{Pcm}, t_{P\delta}$ – температура датчика полного давления и датчика статического давления.

Рис. 2 – Обобщенная функциональная схема автономной бесплатформенной системы РП

Преобразующая электроника служит для преобразования аналоговых (для датчиков давления – частотных) сигналов в цифровой код и его последующей передачей в вычислитель для расчета значений параметров углового положения и высотно-скоростных параметров ЛА ВН. Вычисление параметров движения осуществляется в соответствии с классическими уравнениями [10, 11]. Для описания

взаимного положения сопровождающего и связанного с ЛА трехгранников используются следующие кинематические параметры: матрица направляющих косинусов и уравнения Пуассона, кватернионы (параметры Родрига-Гамильтона), углы Эйлера-Крылова.

В процессорном модуле реализуются основные алгоритмы функционального программного обеспечения ИСРП (алгоритмы внешнего информационного обмена, алгоритмы внутреннего контроля и коррекции, алгоритмы обмена данными с индикатором и т.д.)

Для организации внутреннего информационного обмена могут использоваться различные стандарты (*RS-232*, *UART*, *CAN*), для обмена данными с внешними цифровыми устройствами применяются отечественные авиационные стандарты МКИО и РТМ, являющиеся аналогами американских военных стандартов.

Для более подробного изучения достоинств и недостатков, свойственных системам подобного типа, а также для разработки возможных пути повышения показателей качества целесообразно рассмотреть конкретный образец ИСРП. Исходя из доступности и открытости информации, предлагается провести анализ модельного ряда ИСРП (ИСРП-2, ИСРП-26, ИСРП-35, ИСРП-50) производства ПАО «АНПП «Темп-Авиа» (г. Арзамас) [4, 5].

Как показал анализ, с учетом требований к массо-габаритным, точностным и ценовым характеристикам, в них применяются следующие ДПИ отечественного производства:

- одноосные волоконно-оптические гироскопы ЗАО «Физоптика» (ВГ071П, ВГ941-3АМ или ВГ091А-300);

- одноосные компенсационные акселерометры АТ1104-50 со встроенными датчиками температуры ПАО АНПП «Темп-Авиа»;

- узел датчиков давления АО «Аэроприбор-Восход»;

- трехосный магнитометр МА-8 АО «РПКБ».

Кроме того, вместо микроконтроллеров иностранного производства, в указанных системах используются 32-ядерные микроконтроллеры 1986ВЕх «Авиа» производства АО «ПКК Миландр».

Методы улучшения показателя назначения

Используя традиционную конфигурацию ДПИ и опираясь на известные алгоритмы [11, 12], в реализуемые структуры систем ИСРП включены элементы и связи, позволяющие программно реализовывать обработку информации, благодаря чему были получены новые функциональные возможности и параметры показателей качества системы РП.

В процессе решения задачи улучшения показателя назначения были определены возможные факторы, влияющие на точность определения параметров движения ЛА ВН автономной ИСРП:

- инструментальные погрешности (погрешности ДПИ и элементов преобразующей электроники – АЦП, ПНЧ);

- методическими погрешностями (погрешности алгоритмов ориентации и уравнений вычисления значений параметров движения ЛА);

- погрешностями начальной выставки системы (погрешность задания начальных условий навигационных алгоритмов).

Наиболее значимыми считаются инструментальные ошибки ДПИ:

- погрешность изготовления чувствительного элемента;
- систематическое смещение нулевого сигнала;
- нестабильность нулевого сигнала (случайный уход) и ;
- нестабильность масштабного коэффициента;
- асимметрия и нелинейность масштабного коэффициента;
- погрешность взаимной ортогональности измерительных осей инерциальных датчиков.

Методические ошибки вызваны неточным знанием параметров окружающей среды (например, магнитного склонения при определении проекций магнитного поля Земли), линеаризацией и упрощением алгоритмов ориентации. Методические погрешности имеют значения обычно на $1 \div 2$ порядка меньше характерных ошибок ДПИ.

Ошибки начальной выставки обусловлены неточным заданием начального состояния ИСРП по местоположению, скорости и ориентации, и могут быть скомпенсированы во время начальной подготовки ЛА.

Повышение точности определения параметров ориентации может достигаться за счет комплексирования с внешними источниками информации. Но результатом

такого подхода является снижение лишь случайной составляющей погрешности, а систематическая составляющая погрешности ИСРП не компенсируется. Для уменьшения систематической составляющей погрешности необходимо применять следующие подходы:

- проводить калибровку ДПИ (процедуру тарировки, измерения и учета систематических погрешностей датчиков не только автономно, но и в составе ИСРП);

- реализовать метод универсального включения-отключения коррекции: метод, позволяющий учитывать тип движения ЛА ВН (прямолинейный полет, разгон, торможение, наличие/отсутствие виражей, существенное отклонение углов крена и тангажа) и выбирать оптимальный вид коррекции для данного режима полета;

- использовать имеющуюся информационную избыточность.

Под информационной избыточностью понимаются программные и аппаратные средства, позволяющие получать измерительную информацию, используемую в алгоритмах работы ИСРП для выполнения дополнительных функций как в рабочем режиме, так и при каких-либо нарушениях в работе системы. Необходимо отметить, что информационная избыточность возникает даже при использовании в составе системы минимально возможного (необходимого) набора ДПИ и электро-и радиоизделий. Причем, уровень избыточности тем выше, чем больше выходных параметров элементов используется для получения информации в качественном или количественном виде.

Различают статическую и динамическую избыточность. Статическая избыточность обычно задействуется автоматически сразу после возникновения отказа: после отказа ненарушенная часть системы должна позволять продолжить выполнение задания. В ИСРП используется динамическая избыточность, которая реализуется только после некоторой алгоритмической перестройки работы системы, получившей сигнал об отказе от внутренней системы контроля.

Имеющаяся избыточность позволяет реализовывать различные схемы комплексирования измерительной информации с целью повышения точности.

Например, для решения задачи повышения точности измерения параметров ориентации ИСРП, предлагается реализовать комплексную обработку информации от СО и СВС на основе калмановской фильтрации.

Во многих бесплатформенных ИСРП для коррекции собственного дрейфа ДУС реализована система автономной коррекции с релейным регулятором [13], которая по измеренному акселерометрами кажущемуся ускорению ЛА ВН осуществляет управление рассчитываемыми параметрами ориентации таким образом, что бы привести их к положению кажущейся вертикали (рис. 3).



$\omega_{x,y,z}$ - угловые скорости, измеренные ДУС, $u_{x,y,z}$ - ускорения, измеренные акселерометрами,
 $\omega_{кор}$ - угловая скорость коррекции, Ψ, γ - углы крена и тангажа

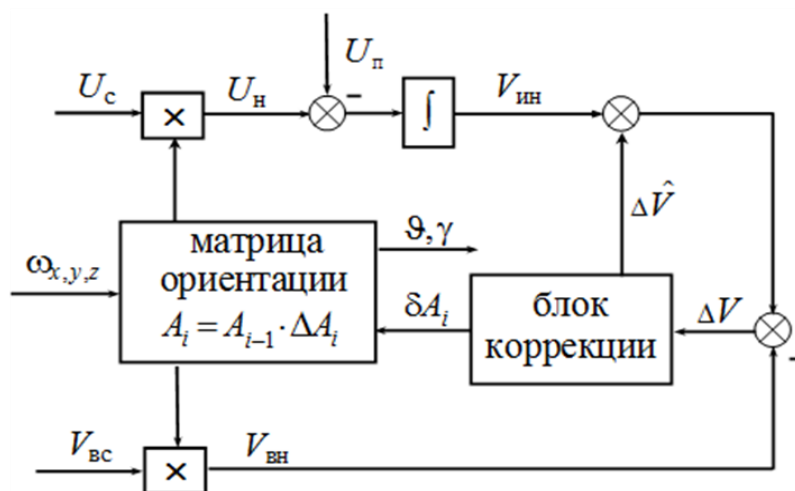
Рис. 3 - Схема контура релейной коррекции параметров ориентации ЛА

Обычно активные ускорения ЛА ВН в целом на траектории значительно меньше ускорения силы тяжести, и отклонение кажущейся вертикали от истинной незначительное, но при отклонении больше допустимого предела коррекция отключается до момента прихода кажущейся вертикали в допуск. Такой подход достаточно прост и эффективен, однако, он имеет ряд недостатков. Например, при длительном маневрировании коррекция будет отключена на длительное время. Кроме того, кажущаяся вертикаль может значительно отклониться от истинной, при этом находясь в допуске, что также приведет к росту ошибок при построении вертикали.

Поэтому повышение точности в составе ИСРП достигается путем комплексной обработки информации СО и СВС при помощи калмановской фильтрации. Входной информацией фильтра являются вектор инерциальной скорости, вычисленный по измерениям акселерометров и вектор истинной воздушной скорости, измеренный системой воздушных сигналов.

СВС определяет лишь продольную компоненту скорости ЛА ВН. В действительности этих компонент всегда три и поточная система координат отклонена от связанной на углы атаки и скольжения. Поскольку СВС не определяет данные углы, их неучет будет вносить дополнительную погрешность в измерения СО. Схема предлагаемого контура коррекции представлена на рис. 4.

Фильтр Калмана, реализуемый в блоке коррекции, обеспечивает минимальную СКО оцениваемых параметров, однако временные характеристики могут не удовлетворять имеющимся требованиям.



V_{bc} - истинная воздушной скорости в координатах, связанных с ЛА; V_b - истинная воздушная скорость, измеренная СВС. U_c - ускорения в координатах, связанных с ЛА; ΔV - разность между воздушной и инерциальной скоростями, δA_i - корректирующая матрица, $V_{ин}$ - инерциальная скорость

Рис. 4 - Схема разработанного контура коррекции параметров ориентации ЛА

Для обеспечения компромисса между точностными и динамическими характеристиками процесса оценивания, на практике обычно производится подбор параметров матриц интенсивностей входных шумов и шумов ошибок измерения. Результаты такого подхода нельзя отнести ни к оптимальным, ни даже квазиоптимальным, но он позволяет достигнуть обеспечения необходимой точности и динамики процессов.

Предлагаемые схемы комплексирования измерительной информации, а также применяемый метод универсального включения-отключения коррекции, позволяют не только повысить точность измерения параметров полета ЛА ВН (и тем самым, улучшить показатель назначения качества системы РП), но и реализовать дополнительные средства внутренней системы контроля (ВСК) в ИСРП для улучшения ее показателя надежности.

Методы и средства, обеспечивающие высокие показатели надежности

Надежность — свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования [14].

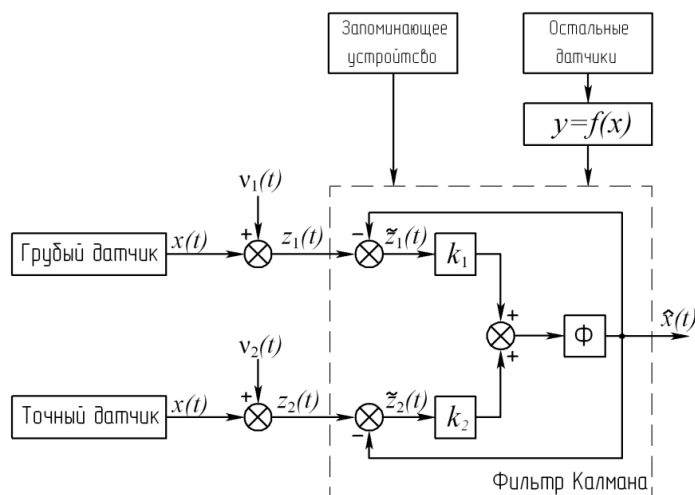
Повышение надежности называют одним из основных условий повышения качества авионики, что делает теоретические и прикладные исследования, направленные на снижение количества отказов, неисправностей и сбоев информационно-измерительных систем, актуальными и востребованными.

Для повышения надежности ИСРП в условиях отсутствия отечественных высоконадежных электронных компонентов и при достаточно «жестких» режимах эксплуатации, рекомендуется применять резервирование, реализовывать средства внутреннего контроля и реконфигурации аппаратуры, которая заключается в использовании лишь исправных функциональных элементов, в то время как отказавший элемент исключается из контура измерения. Различные модели резервирования [15] могут реализовываться как аппаратно, так и программно, при этом, основное внимание уделяется контролю состояния ДПИ. В ряде случаев, когда невозможно аппаратное резервирование, перспективным является резервирование за счет комплексирования измерительной информации, в том числе, получаемой от измерителей различных физических величин.

Так, используются информационные связи между элементами ИСРП, и реализуется ВСК, основанная на контроле состояния отдельных информационных

модулей в один и тот же период времени, в процессе которого детектируется их отказ или исправное состояние.

Основным инструментом реализации такого способа является адаптивный фильтр Калмана (рис. 5). Если невязка превышает некоторое пороговое значение, то происходит автоматическая идентификация отказавших элементов. Для определения пороговых значений предлагается использовать информацию, получаемую от датчиков другого принципа действия («грубый» датчик). Контроль реализуется алгоритмически на основе качественной оценки измеренных и вычисленных параметров, т.к. сравнение точности значений в данном методе невозможно.



$x(t)$ - измеряемый параметр (величина), $v_1(t), v_2(t)$ - шумы, $\tilde{z}_1(t), \tilde{z}_2(t)$ - невязки измерений соответствующих датчиков, k_1, k_2 - весовые коэффициенты, $\hat{x}(t)$ - оцененный параметр (параметр)

Рис. 5 – Структурная схема контроля состояния ДПИ

В фильтр Калмана поступают измерения от всех датчиков, измеряющих один и тот же навигационный параметр или физическую величину. Оценка параметра (величины) \hat{x} формируется по сигналам от всех датчиков и при отказе одного из них оценка не может измениться мгновенно. При этом невязка $\tilde{z}_i(t)$ измерения отка-

завшего датчика (i – номер датчика), определяемая как $\tilde{z}_i(t) = z_i(t) - \hat{z}(t)$ сильно возрастает [11]. Это возрастание невязки принимается за признак отказа i -го датчика. Если невязка превышает некоторое пороговое значение, то происходит автоматическое отключение этого датчика.

Однако, если в системе реализуется мажоритарная логика резервирования, может наступить тупиковая ситуация, когда в вычислитель поступает информация о значениях измеряемой величины с четного количества измерителей.

В таком случае целесообразно применение «фантомных» устройств – специального раздела памяти вычислителя или иного запоминающего устройства, позволяющего использовать хранящуюся в нем информацию, записанную в условиях исправного функционирования всех датчиков ИСРП [16].

Также для повышения надежности используются аппаратные средства. В частности, положительные результаты дают методы контроля выходной информации ДПИ, основанные на сравнении значения физической величины, измеряемого в определенный момент времени, со значениями из установленного диапазона, содержащегося в вычислителе. Верхний и нижний пределы диапазона рассчитываются на основании условий применения элемента или определяются опытным путем для каждого конкретного типа ДПИ.

Аппаратные средства, реализуемые на практике и подтвердившие свою эффективность в составе ИСРП, представлены ниже. К сожалению, имеется ряд ограничений: например, датчиков они могут быть применены, и могут

осуществляться только во время начальной выставки системы, когда ЛА находится в состоянии покоя.

1. Контроль по насыщению (применим для всех типов датчиков) – контролируется значение выходного сигнала, соответствующее максимальному измеряемому ускорению, поступающее на вход преобразователя. Если происходит превышение максимального значения в течение определенного периода времени, фиксируется отказ датчика;

2. Контроль по значению потребляемого тока - контролируется величина потребляемого тока (отличная от нулевого потребления), а также соответствие значения допустимого напряжения установленному диапазону. Если происходит превышение пределов диапазона, фиксируется отказ датчика.

Методы и средства, обеспечивающие повышение показателя эргономичности

При разработке индикационного кадра необходимо учитывать тот факт, что задачей системы РП является упорядочивание потока информации, необходимой для конкретного режима полета ЛА и представление этой информации в наиболее наглядной форме, чтобы обеспечить пилоту удобство и простоту восприятия, вне зависимости от высоко темпа поступления информации.

Определяемые в результате измерений параметры полета отображаются на индикаторе на основе цветной активно-матричной жидкокристаллической панели. Одним из достоинств применяемого типа индикаторов является наличие

встроенного вычислителя, позволяющего генерировать символы (простейшие геометрические фигуры, буквы и цифры), благодаря чему на индикационном кадре могут быть реализованы различные конфигурации данных. Один из возможных вариантов индикационного кадра представлен на рис. 6.



1 – шкала и указатель приборной скорости; 2 – цифровой индикатор приборной скорости, 3 – индикатор угла атаки; 4 – цифровой индикатор КУР; 5 – круговая шкала курса; 6 – цифровой индикатор курса; 7 – символ магнитного курса; 8 – индикатор авиагоризонта (углы крена и тангажа); 9 – цифровой индикатор заданного курса; 10 – индикатор заряда источника питания резервного; 11 – указатель вертикальной скорости; 12 – цифровой индикатор магнитного склонения; 13 – цифровой индикатор относительной барометрической высоты; 14 – шкала и указатель относительной барометрической высоты; 15 – индикатор текущего типа барокоррекции; 16 – индикатор давления; 17 – цифровой индикатор дальности; 18 – индикатор числа Маха; 19 – курсовая и глиссадная планки; 20 – индикатор захвата курсового и глиссадного радиомаяков

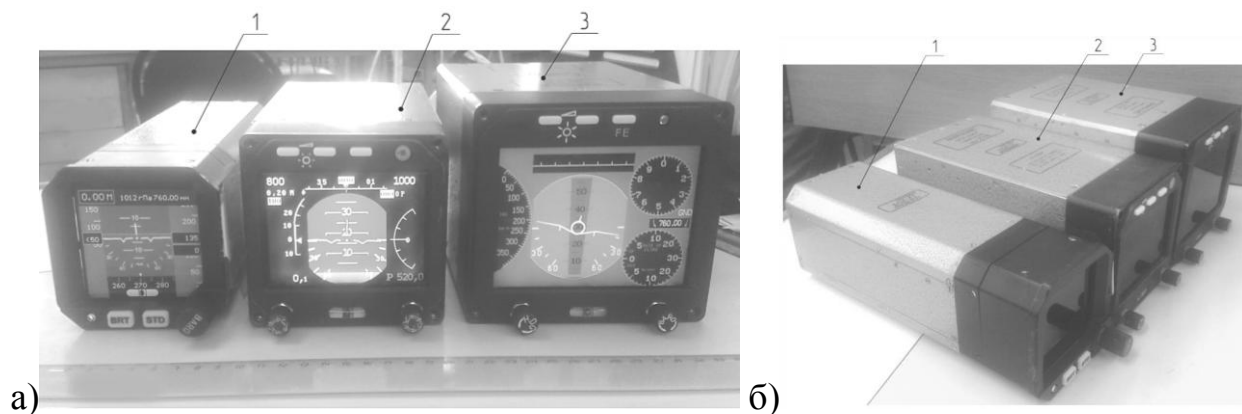
Рис. 6 – Вариант индикационного кадра ИСПП

На индикаторах многих бесплатформенных автономных ИСПП для ввода значений заданного курса, барокоррекции и заданной высоты применяются функциональные кремальеры, которые также могут существенно упростить адаптацию индикации ИСПП под требования конкретного типа ЛА ВН. Так, в ИСПП реализовано устройство для смены индикационных кадров, соединенное с

кремальерами и процессорным модулем. В результате появилась возможность ввода аэродинамических поправок (величин, позволяющих компенсировать инструментальные погрешность приемника воздушного давления), выбора уровня яркости кадра, выбора режима «День/ночь», а также выбора единиц измерения (метрическая или англо-саксонская системы мер) и языка индикации.

Результаты:

Для подтверждения предлагаемых методов были проведены полунатурное моделирование с использованием телеметрии реальных полетов высокоманевренных ЛА ВН, наземная отработка и летные испытания опытных образцов ИСРП. Полунатурное моделирование и наземная отработка опытных образцов ИСРП осуществлялись в лабораторных условиях на предприятии ПАО АНПП «Темп-Авиа» (г. Арзамас), летные испытания в составе бортового оборудования высокоманевренных ЛА ВН на летно-исследовательском комплексе МВЗ им. Миля (г. Москва) и в ЛИИ им. М.М.Громова (г. Жуковский).



а - вид спереди, б - вид сбоку

1 - ИСРП-35 для самолета МиГ-29КУБ, 2 - ИСРП-50 для самолета Т-50,
3 - ИСРП-26 для самолета Ил-76 и вертолета Ми-17В-5

Рис. 7 - Опытные образцы ИСРП ПАО «АНПП «Темп-Авиа»,

Этап полунатурного моделирования проводился с последовательным выбором условий реализуемых в ИСРП алгоритмов коррекции (тестировалась релейная и предлагаемая комплексная коррекции) по данным телеметрии основной бесплатформенной инерциальной навигационной системы на лазерных гироскопах, записанным во время реального полета высокоманевренного ЛА. Частично результаты в виде графика погрешности измерения угла тангажа представлены на рис. 8

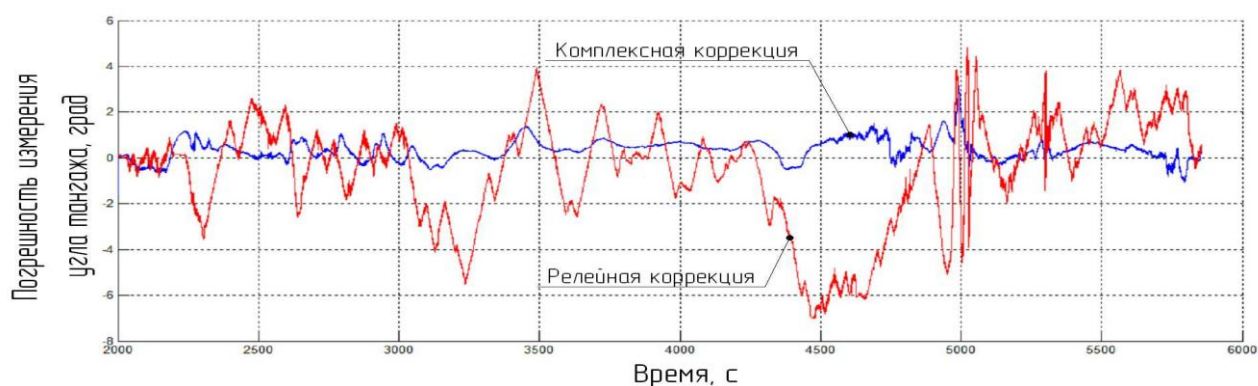


Рис. 8 - Графики погрешности определения угла тангажа для релейной и комплексной (с применением предложенных схем комплексирования) коррекции

Этап наземной отработки заключался в проведении нескольких видов испытаний опытных образцов ИСРП для проверки на соответствие требованиям, предъявляемым к выпускаемым серийно электромеханическим приборам. Производилась оценка величины погрешности измерения углов крена и тангажа в установившемся горизонтальном полете (на неподвижном основании), при воздействии широкополосной случайной вибрации (от 50 до 2000 Гц, 2,5 g) в течение 10 мин., а также исследовалась остаточная погрешность после воздействия качки с углами $\pm 7,5^\circ$ относительно каждой оси при частоте от 5 до 10 колебаний в минуту в течение 5 минут.

В таблице 1 представлены значения погрешностей серийных авиагоризонтов, а также значения погрешностей ИСРП.

Таблица 1.

Наименование технической характеристики	Наименование пилотажных приборов, входящих в состав комплекса РСО			Требования к разрабатываемым образцам ИСРП, не более	Характеристики опытных образцов РСО типа ИСРП по результатам испытаний
	АГР-72А	АГК-77	АГР-29		
Погрешность показаний в установленном полете (по крену и тангажу), град	1,5	1,5	1,5	1,0	0,5-0,7
Погрешность показаний при воздействии вибрации 4 g (по крену и тангажу), град	2,5	2,5	-	1,0	0,5-1,0
Погрешность после выполнения виражей и разворотов по крену на 180° за 3 мин, град	4	-	5	1,5	1,0-1,5
Время готовности, не более, мин	3	3	3	4	1,5-4
Масса, кг	2,5	4	3,5	4	1,9-3,2

Результаты летных испытаний ЛА ВН показали качественное улучшение определения высотно-скоростных параметров и ориентации объекта резервной системой приборов типа ИСРП с внедренными методами и алгоритмами повышения точностных характеристик. Показания ИСРП сравнивались с показаниями основной инерциальной навигационной системы, построенной с применением лазерных гироскопов. Графики измеряемых величин имели схожий характер изменения, а разница в показаниях ИСРП и основной системы не превышала допустимых по техническому заданию погрешностей. Относительная максимальная разность показаний основной инерциальной навигационной системой на лазерных

гироскопах и ИСРП после виража составила 2,8 % по углу крена, 1,85 % по высоте и 2,15 % по приборной скорости.

Библиографический список

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории, 2014, URL: http://www.mak.ru/russian/info/add_doc/files/AP-25_2014.pdf

2. О мерах по формированию долгосрочной технологической независимости предприятий российского оборонно-промышленного комплекса, URL: <http://government.ru/docs/9324/>

3. Выбор номенклатуры показателей качества промышленной продукции. ГОСТ 22851-77. – М.: Государственный стандарт Союза ССР, 1977. – 10 с.

4. Корнилов, А.В. Методы повышения точности измерений значений параметров полета летательного аппарата резервной системой ориентации: Дис. ... канд. техн. наук. – СПб.: 2014. – 143 с.

5. Интегрированная система резервных приборов ИСРП-2, ИСРП-50, ИСРП-26 ПАО АНПП «Темп-Авиа», URL: <http://www.temp-avia.ru/index-4.htm>.

6. АО «УКБП»: В ногу со временем // Аэрокосмическое обозрение. 2015. №5, URL: <http://www.ukbp.ru/assets/docs/publications/aerokosm-oboizr-5-2015.pdf>

7. Системы авиационного применения КомпаНав. ООО «ТеКнол». URL: <http://www.teknol.ru/products/aviation>

8. Миниатюрная интегрированная инерциальная спутниковая система навигации и ориентации «Мининавигация-1». АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», URL: http://elektropribor.spb.ru/ru/newprod/rekl2014/mininav_1.pdf.

9. Прибор пилотажный комбинированный резервный с функциями СВС и авиагоризонта ИСПП-М. ОАО Аэроприбор-Восход, URL: <http://www.aeropribor.ru/production/13/143>.

10. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions, Moscow, Bauman MSTU Press, 2004, 304 p.

11. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.

12. Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Зимин Р.Ю., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. Малогабаритный интегрированный навигационно-посадочный комплекс // Труды МАИ, 2013, №54: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29692>

13. Шукалов, А.В. Информационно-измерительная бесплатформенная система ориентации летательных аппаратов на инерциальных датчиках отечественного производства с микросистемными чувствительными элементами: Дис. ... канд. техн. наук. - Тула, 2014. – 165 с.

14. Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения. ГОСТ 27.002-83. – М.: Государственный стандарт союза ССР, 1990. – 24 с.

15. Лубков Н.В., Спиридонов И.Б., Степанянц А.С. Влияние характеристик контроля на показатели надежности систем // Труды МАИ, 2015, №85: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=67501>

16. Система для определения пространственного положения и курса летательного аппарата. Патент №2427799 С1 РФ / А.В. Корнилов, Д.В. Свяжин. / Темп-Авиа / Бюл. №29 27.08.2011.