

ВОЗМОЖНЫЙ ПОДХОД К КОМПЛЕКСИРОВАНИЮ ШТАТНОГО НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ И АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ТРАНСПОРТНЫХ ВЕРТОЛЕТАХ

Введение

С применением систем спутниковой навигации на вертолетах качество навигационного обеспечения значительно повысилось. Однако надежность аппаратуры потребителей (АП) спутниковых радионавигационных систем (СРНС) не позволяет их использовать в качестве основного средства навигационных определений (так называемая «проблема целостности» навигационного поля). Поэтому в настоящее время основные усилия фирм-разработчиков, работающих в данной области, направлены на повышение помехоустойчивости АП, обеспечение непрерывности работы навигационных средств в условиях существования естественных и искусственных помех, маневрирования вертолетов, затенения антенн АП и возможного ухудшения качества навигационных сигналов СРНС [1]. При этом немаловажную роль играет показатель экономической целесообразности и в первую очередь стоимости усовершенствованной аппаратуры приема.

Важным направлением этого процесса является комплексирование и совместная обработка информации СРНС и навигационных данных других систем и устройств. Этому способствует то обстоятельство, что штатное навигационное оборудование вертолетов включает в себя такие средства, как курсо-доплеровская и радиокурсовая системы счисления, аппаратура радиотехнической системы ближней навигации, средства измерения барометрической и истинной высоты полета [2]. Объединение штатного оборудования и АП СРНС в единый функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанный навигационный комплекс позволяет:

- значительно повысить точность штатных навигационных систем за счет использования данных СРНС при начальной выставке и коррекции параметров калибровки штатных навигационных датчиков, таких как дрейфы гироскопов, в полете;
- повысить надежность навигационных определений, обеспечив непрерывность выдачи информации за счет использования данных систем с различными физическими принципами функционирования;

- используя более точную информацию, сократить время поиска и вхождения в режим слежения аппаратурой потребителей, а также улучшить характеристики контуров слежения за кодом, частотой и фазой несущей частоты (это позволит сузить соответствующие полосы пропускания и, как следствие, повысить помехозащищенность АП СРНС);
- обеспечить точность навигационных данных от приемника СРНС на требуемом уровне при уменьшении числа работающих спутников менее 4-х, используя значение абсолютной высоты полета от барометрического высотомера;
- улучшить показатель «цена-качество», так как доработка на базе существующего навигационного оборудования по сравнению с полным переоборудованием навигационного комплекса вертолета требует меньших материальных затрат.

Анализ штатного навигационного оборудования транспортных вертолетов показывает, что наиболее приемлемыми с точки зрения комплексного использования, являются курсовая система ГМК-1А («Гребень-1»), автоматический радиокompас АРК-9 (АРК-15), барометрический высотомер ВД-10К, радиовысотомер малых высот РВ-3 (РВ-5), доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-15.

Для уточнения вариантов и схем интегрирования необходимо, в первую очередь, рассмотреть достоинства и недостатки комплексируемых систем. Определив параметры и характеристики каждого типа аппаратуры, наиболее влияющие на точность и надежность навигационного обеспечения вертолета на различных режимах полета, можно выбрать способы исключения этого влияния за счет дублирования либо замены источника навигационной информации. Далее все вопросы комплексования рассматриваются с использованием тактико-технических характеристик штатного навигационного оборудования транспортного вертолета Ми-8Т. В настоящее время данный тип летательного аппарата является наиболее распространенным в авиационных частях различных министерств и ведомств Российской Федерации.

Достоинства спутниковых навигационных систем заключаются в малом времени готовности и высокой точности определения координат и скорости объекта в любой точке земного шара. При этом отсутствует какое-либо накопление ошибок. Основными недостатками спутниковой радионавигации являются [1]: подверженность внешним помехам; возможная недостоверность сигналов (так называемая проблема целостности); низкая частота выработки основных навигационных параметров; пропадание сигналов спутников при возникновении загромождений; отказ канала высоты (срыв определения высоты) при уменьшении числа рабочих спутников менее 4-х.

1. Характеристика штатного навигационного обеспечения вертолета Ми-8Т

Принцип действия курсовой системы основан на совместном использовании свойств трехстепенного курсового гироскопа с индукционным датчиком курса. Основным режимом работы является режим гирополукомпаса (ГПК). Датчик осуществляет начальную выставку гироагрегата по магнитному или истинному курсу. В свою очередь, гироагрегат усредняет и запоминает показания датчика – корректора. Гироагрегат выдает электрические сигналы пропорциональные курсу и углам разворота на указатели курсовой системы УГР – 4УК (РМИ – 2) и в автопилот АП – 34Б (ВУАП – 1). Курсовая система включается после запуска двигателя и работает на всех режимах полета, включая особые случаи. Главным достоинством курсовой системы является ее автономность и, следовательно, независимость от каких-либо помех. К недостаткам курсовой системы следует отнести [2]: погрешность начального определения курса индукционным датчиком (не более $\pm 1,5^\circ$); систематическую погрешность от ухода гироузла в азимуте в режиме ГПК (не более $\pm 2,5^\circ$ в течение 1 часа); отсутствие автоматической системы коррекции гироскопа в полете.

Таким образом, модели ошибок курсовой системы можно представить в виде:

$$K_{kc} = K^{ист} + \Delta K; \Delta K = \Delta K_{kc}^0 + c_{kc} t;$$

$$\Delta K_{kc}^0 = \begin{cases} M \Delta K_{kc}^0 = 0 \\ \sigma_{\Delta K_{kc}^0}^2 = \left[\frac{1,5}{3} \right]^2 \end{cases}, \quad c_{kc} = \begin{cases} M_{c_{kc}} = 0 \\ \sigma_{c_{kc}}^2 = \left[\frac{2,5}{3} \right]^2 \end{cases}$$

где K_{kc} - значение курса, определяемое курсовой системой; $K^{ист}$ - истинное значение курса; ΔK - погрешность определения курса курсовой системой; ΔK_{kc}^0 - погрешность определения курса, обусловленная ошибкой начальной выставки от индукционного датчика курсовой системой; c_{kc} - коэффициент накопления ошибки курсовой системой, обусловленный уходом гироузла в азимуте в режиме ГПК; t - время работы курсовой системы.

Средневолновый автоматический радиокompас предназначен для измерения курсовых углов приводных радиостанций. Его основное достоинство – способность работы с отечественной системой ближней навигации (РСБН), которая до настоящего времени являлась основной системой радионавигации России для вертолетов. Главный недостаток радиокompаса – подверженность большому количеству различных помех и эффектов: «берегового», «ночного», «горного», «воронки», а так же облачности и осадков. Кроме того, необходимо

учитывать, что радиокompас и курсовая система работают с одним указателем, то есть при расчете курсовых углов приводных радиостанций (ПРС) используются данные курса от курсовой системы [3,4]. Поэтому погрешность радиокompаса складывается из трех составляющих: собственной погрешности определения пеленга приводной радиостанции (не хуже $\pm 3^\circ$); погрешности начального определения курса индукционным датчиком курсовой системы (не более $\pm 1,5^\circ$); систематической погрешности курсовой системы от ухода гиросузы азимута в режиме ППК (не более $\pm 2,5^\circ$ в течение 1 часа).

Таким образом, модели ошибок радиокompаса можно представить в виде:

$$A_{\text{опк}} = A^{\text{ист}} + \Delta A ; \Delta A = \Delta A_{\text{опк}} + \Delta K = \Delta A_{\text{опк}} + \Delta K_{\text{кс}}^0 + c_{\text{кс}} t ;$$

$$\Delta A_{\text{опк}} + \Delta K_{\text{кс}}^0 = \begin{cases} M(\Delta A_{\text{опк}} + \Delta K_{\text{кс}}^0) = 0 \\ \sigma_{(M_{\text{опк}} + \Delta K_{\text{кс}}^0)}^2 = \left[\frac{1,5 + 3}{3} \right]^2 = \left[\frac{4,5}{3} \right]^2 \end{cases}$$

где $A_{\text{опк}}$ - значение азимута приводной радиостанции, определяемое радиокompасом; $A^{\text{ист}}$ - истинное значение азимута приводной радиостанции; ΔA - погрешность определения азимута радиокompасом; $\Delta A_{\text{опк}}$ - собственная погрешность радиокompаса, обусловленная ошибкой измерения азимута.

Двухстрелочный барометрический высотомер ВД-10К предназначен для измерения относительной высоты полета от 0 до 10 км. Высотомер относится к аэрметрическим приборам, его питание осуществляется от общей системы приемников воздушного давления. Главным достоинством барометрического высотомера является его высокая степень надежности так как из-за автономности, простоты конструкции и отсутствия электропитания он практически не подвержен помехам. К недостаткам можно отнести следующее [2]: из-за эффекта воздушной подушки на вертолете показания высотомера до 50 метров неустойчивы, и их использование в полете нецелесообразно; при полете на большие расстояния, возникает ошибка в определении относительной высоты, вызванная изменением барического рельефа; существует погрешность высотомера, обусловленная несовпадением атмосферного давления с расчетным на аэродроме взлета. После коррекции она не превышает $\pm 1,5$ мм.рт.ст. ($\pm 15 - 16$ м). Таким образом, модели ошибок барометрического высотомера можно представить в виде

$$H_{\text{абс}}^{\text{бв}} = H_{\text{абс}}^{\text{ист}} + \Delta H_{\text{абс}}^{\text{бв}} + \Delta H_{\text{абс}}^{\text{бар рел}} ;$$

$$\Delta H_{\text{абс}}^{\text{бв}} = \begin{cases} M \Delta H_{\text{абс}}^{\text{бв}} = 0 \\ \sigma_{\Delta H_{\text{абс}}^{\text{бв}}}^2 = \left[\frac{15}{3} \right]^2 \end{cases}$$

где $H_{абс}^{6\sigma}$ - значение относительной высоты полета, определяемой барометрическим высотомером; $H_{абс}^{ист}$ - истинное значение относительной высоты полета; $\Delta H_{абс}^{6\sigma}$ - погрешность в определении высотомером относительной высоты полета, обусловленная несовпадением атмосферного давления с расчетным на аэродроме взлета; $\Delta H_{абс}^{бар.рел.}$ - погрешность в определении относительной высоты, вызванная изменением барического рельефа.

Радиовысотомер малых высот РВ-3 (РВ-5) предназначен для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши или моря в диапазоне от 0 до 300м (750м). Способность определять истинную высоту полета, а также достаточно высокая точность ее определения у земли являются главным достоинствами радиовысотомера [3,4]. Недостатки обусловлены принципом действия высотомера и включают в себя: абсолютную непригодность радиовысотомера для выполнения полетов по правилам вертикального эшелонирования; устойчивые показания высотомера только при полетах над равнинной местностью (над лесными массивами, водосмами, снежным или ледяным покровом в несколько метров толщиной, а также в горах и при транспортировке крупногабаритных грузов на внешней подвеске показаниями радиовысотомера пользоваться не рекомендуется).

Таким образом, модели ошибок радиовысотомера можно представить в виде:

$$H_{ист}^{р\sigma} = H_{ист}^{ист} + \Delta H_{ист}^{р\sigma}; \quad \Delta H_{ист}^{р\sigma} = R^{р\sigma} \cdot H_{ист}^{ист};$$

$$\Delta H_{ист}^{р\sigma} = \begin{cases} M\Delta H_{ист}^{р\sigma} = 0 \\ \sigma_{\Delta H_{ист}^{р\sigma}}^2 = \left[\frac{0,1 H_{ист}^{р\sigma}}{3} \right]^2, \end{cases}$$

где $H_{ист}^{р\sigma}$ - значение истинной высоты полета, определяемое радиовысотомером; $H_{ист}^{ист}$ - истинное значение истинной высоты полета; $\Delta H_{ист}^{р\sigma}$ - погрешность в определении радиовысотомером истинной высоты полета; $R^{р\sigma}$ - коэффициент погрешности в определении истинной высоты полета, не превышающий 10 % от значения высоты, определяемой радиовысотомером.

Доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС – 15 в комплекте с курсовой системой и гировертикалью предназначен для автоматического непрерывного измерения и индикации составляющих вектора полной скорости вертолета на висении; модуля вектора путевой скорости и угла сноса при полете по маршруту, а также счисления и индикации ортодромических координат местоположения вертолета в обоих режимах. Достоинствами ДИСС являются его высокая помехозащищенность, высокая точность определения угла сно-

са, а также способность работать на всех режимах и скоростях полета. К недостаткам следует отнести [3]: погрешность определения начального положения – за начало отсчета, как правило, берется исходный пункт маршрута (ИПМ), определяемый летчиком пролетом над характерным ориентиром, по правилам визуальной ориентировки (ошибка при этом может достигать сотни метров в зависимости от высоты полета вертолета); систематическую погрешность определения координат – не более 2% от пройденного расстояния; погрешность определения лугевой скорости; погрешность определения угла сноса; накапливающуюся со временем погрешность, связанную с периодическим переходом аппаратуры в режим «ПАМЯТЬ» из-за потери сигнала, обусловленной пролетами над малыми водоемами или сложными маневрами вертолета (крен более 25° и тангаж более 7°).

Таким образом, модели ошибок ДИСС можно представить в виде

$$X_{\text{дисс}} = X^{\text{ист}} + \Delta X; \Delta X = \Delta X_{\text{дисс}}^0 + \Delta X_{\text{дисс}}^{\text{сист}} + \sum X_{\text{дисс}}^{\text{нам}}; \Delta X_{\text{дисс}}^{\text{сист}} = R_{\text{дсс}}^{\text{дисс}} \cdot X^{\text{ист}};$$

$$\Delta X_{\text{дисс}}^0 = \begin{cases} M\Delta X_{\text{дисс}}^0 = 0 \\ \sigma_{\Delta X_{\text{дисс}}^0}^2 = \left[\frac{100}{3} \right]^2 \end{cases}; \quad \Delta X_{\text{дисс}}^{\text{сист}} = \begin{cases} M\Delta X_{\text{дисс}}^{\text{сист}} = 0 \\ \sigma_{\Delta X_{\text{дисс}}^{\text{сист}}}^2 = \left[\frac{0,2X^{\text{ист}}}{3} \right]^2 \end{cases};$$

$$Y_{\text{дисс}} = Y^{\text{ист}} + \Delta Y; \Delta Y = \Delta Y_{\text{дисс}}^0 + \Delta Y_{\text{дисс}}^{\text{сист}} + \sum Y_{\text{дисс}}^{\text{нам}}; \Delta Y_{\text{дисс}}^{\text{сист}} = R_{\text{дсс}}^{\text{дисс}} \cdot Y^{\text{ист}};$$

$$\Delta Y_{\text{дисс}}^0 = \begin{cases} M\Delta Y_{\text{дисс}}^0 = 0 \\ \sigma_{\Delta Y_{\text{дисс}}^0}^2 = \left[\frac{100}{3} \right]^2 \end{cases}; \quad \Delta Y_{\text{дисс}}^{\text{сист}} = \begin{cases} M\Delta Y_{\text{дисс}}^{\text{сист}} = 0 \\ \sigma_{\Delta Y_{\text{дисс}}^{\text{сист}}}^2 = \left[\frac{0,2Y^{\text{ист}}}{3} \right]^2 \end{cases};$$

$$W_{\text{дисс}} = W^{\text{ист}} + \Delta W_{\text{дисс}};$$

$$\Delta W_{\text{дисс}} = \begin{cases} M\Delta W_{\text{дисс}} = 0 \\ \sigma_{\Delta W_{\text{дисс}}}^2 = \left[\frac{1,5}{3} \right]^2 \end{cases};$$

$$UC_{\text{дисс}} = UC^{\text{ист}} + \Delta UC_{\text{дисс}}; \Delta UC_{\text{дисс}} = R_{\text{дсс}}^{\text{дисс}} \cdot UC^{\text{ист}} = 0,005UC^{\text{ист}};$$

$$\Delta UC_{\text{дисс}} = \begin{cases} M\Delta UC_{\text{дисс}} = 0 \\ \sigma_{\Delta UC_{\text{дисс}}}^2 = \left[\frac{0,005UC_{\text{дисс}}}{3} \right]^2 \end{cases};$$

где $X_{\text{дисс}}, Y_{\text{дисс}}$ – прямоугольные координаты вертолета, определяемые ДИСС; $X^{\text{ист}}, Y^{\text{ист}}$ – истинные значения прямоугольных координат вертолета; $\Delta X, \Delta Y$ – погрешности ДИСС в определении координат; $\Delta X_{\text{дисс}}^0, \Delta Y_{\text{дисс}}^0$ – составляющие погрешностей, обусловленные ошибками

определения начального положения; $\Delta X_{\text{дисс}}^{\text{сист}}$, $\Delta Y_{\text{дисс}}^{\text{сист}}$ – систематические составляющие погрешностей ДИСС в определении координат; $R_x^{\text{дисс}}$, $R_y^{\text{дисс}}$ – коэффициенты систематических составляющих погрешностей, не превышающие 2% от пройденного расстояния; $\sum X_{\text{дисс}}^{\text{нак}}$, $\sum Y_{\text{дисс}}^{\text{нак}}$ – накапливающиеся составляющие погрешностей, связанные с периодическим переходом аппаратуры в режим «ПАМЯТЬ»; $W_{\text{дисс}}$ – путевая скорость вертолета, определяемая ДИСС; $W^{\text{ист}}$ – истинное значение путевой скорости вертолета; $\Delta W_{\text{дисс}}$ – погрешность ДИСС в определении путевой скорости, не превышающая значения $\pm 1,5$ км/ч; $UC_{\text{дисс}}$ – угол сноса вертолета, определяемый ДИСС; $UC^{\text{ист}}$ – истинное значение угла сноса вертолета; $\Delta UC_{\text{дисс}}$ – погрешность ДИСС в определении угла сноса; $R_{UC}^{\text{дисс}}$ – коэффициент погрешности в определении угла сноса, не превышающий 0,5% от значения, определяемого доплеровским измерителем.

2. Выбор схемы и алгоритма комплексирования

Рассмотрение достоинств и недостатков различных штатных навигационных систем дает возможность выбрать их способ комплексирования с АП СРНС. Требуемый уровень точности навигационных определений, необходимый на вертолете, позволяет комплексировать оборудование на уровне вторичной обработки информации. В этом варианте в соответствии с простейшим алгоритмом комплексирования предусматривается использование координат и скорости АП СРНС при ее нормальной работе и информации от штатного автономного навигационного оборудования при неработоспособности АП СРНС. Такие алгоритмы вторичной обработки информации реализованы на многих подвижных объектах, особенно модернизируемых, так как не требуют больших затрат и используют существующее навигационное оборудование. При этом наиболее целесообразным считается применение слабосвязанной схемы комплексирования (рис. 1). Такая схема предусматривает раздельное функционирование приемника СРНС, доплеровского измерителя, курсовой системы, системы воздушных сигналов и радиовысотомера, как датчиков барометрической и истинной высоты полета.

Предполагается, что выходная информация поступает в вычислительное устройство, реализующее навигационный фильтр, в задачи которого входят:

- оценки погрешностей измерений штатного навигационного оборудования ($\Delta A_{\text{опр}}$, $\Delta W_{\text{дисс}}$);
- вычисление коэффициентов систематических погрешностей ($c_{\text{кс}}$, $R_x^{\text{дисс}}$, $R_y^{\text{дисс}}$, $R_{UC}^{\text{дисс}}$);

- компенсация погрешностей и оценка навигационных параметров, в том числе в автономном режиме функционирования навигационного комплекса (при перерывах в работе АП). В рис.2 показана функциональная схема вычислительного устройства.

При отказе СРНС штатное навигационное оборудование становится основным источником навигационной информации. Однако точность его будет выше в сравнении со случаем отсутствия комплексирования с АП СРНС по следующим причинам. Во-первых, при переходе на работу со штатным навигационным оборудованием используются рассчитанные коэффициенты погрешностей, отражающие оценку накопившихся систематических ошибок измерений. Во-вторых, в составе погрешностей навигационных определений штатного навигационного оборудования отсутствуют составляющие, обусловленные ошибкой начального определения, т.к. за начало отсчета принимаются последние значения навигационных параметров, рассчитанные СРНС с высокой точностью. Схема работы летчика с предлагаемым комплексированным навигационным блоком проиллюстрирована рис.3, в котором использованы следующие обозначения:

\vec{S} – вектор навигационных параметров, выдаваемый АП СРНС; n – количество работающих спутников из числа видимых; \vec{T} – вектор навигационных параметров, выдаваемый штатным навигационным оборудованием; $\Delta\vec{T}$ – вектор уточняемых навигационных параметров; \vec{N} – вектор фазовых переменных (полный вектор навигационной информации, необходимый летчику для управления вертолетом, согласно требований по точности и безопасности вертолетовождения); \vec{T}_0 – вектор начальных значений навигационных параметров штатного навигационного оборудования ($K_{ис}^0, X_{дисс}^0, Y_{дисс}^0$); $\delta D_{атм}$ – значение атмосферной погрешности, вычисляемое блоком учета атмосферной погрешности; t – время; α_i – угол возвышения i -го навигационного спутника.

При нормальной работе системы спутниковой навигации данные, получаемые с приемника, являются основным источником навигационной информации для вычисления вектора фазовых переменных и последующего доведения до летчика через систему отображения требуемых навигационных параметров полета. Кроме того, совокупность информации о спутниковом приемнике принимается в качестве истинных значений навигационных параметров при расчете погрешностей и коэффициентов систематических погрешностей штатного навигационного оборудования в навигационном фильтре вычислительного устройства. Повышенная точность АП СРНС обеспечивается за счет компенсации атмосферной погрешности.

ности вычисления навигационных параметров. С этой целью в схеме предусмотрен блок учета атмосферных погрешностей, в котором компенсация тропосферной и ионосферной погрешности производится в два этапа:

1. На земле: учет метеорологических элементов (температура, давление, влажность), географического места, времени года и временного цикла.
2. В воздухе: коррекция поправок, исходя из текущего значения времени суток t , угла возвышения навигационного спутника α , и абсолютной барометрической высоты полета $H_{абс}^{бу}$.

Дополнительно в полете учитываются значения тропосферной групповой поправки и коэффициентов электронной концентрации в ионосфере, рассчитанные для данной местности наземным сегментом вычисления атмосферных поправок. При отказе СРНС штатное навигационное оборудование становится основным источником навигационной информации. Важным элементом предлагаемой схемы работы является блок оценки работоспособности спутниковой радионавигационной системы (БОР СРНС). Он формирует оценку вектора \vec{S} согласно признакам работоспособности системы спутниковой навигации. БОР предназначен для определения периодов отказа АП СРНС и принятия в качестве вектора фазовых переменных вектора навигационных данных \vec{T} , получаемого со штатного навигационного оборудования. Фактически БОР является звеном принятия решения и переключения выходных данных комплексированной навигационной системы со спутникового приемника на штатное навигационное оборудование и обратно. В качестве признаков работоспособности системы принимаются:

- снижение количества работающих спутников менее трех (информация о количестве работающих спутников поступает в БОР со спутникового навигационного приемника);
- наличие в вычисляемой навигационной информации больших расхождений между всеми соответствующими составляющими векторов \vec{S} и \vec{T} (т.е. когда все навигационные параметры, вычисляемые штатным навигационным оборудованием, будут значительно отличаться от аналогичных параметров, выдаваемых АП СРНС);
- отклонение вектора уточняемых параметров от прогнозируемой траектории. Траектории определяются в БОР на основании данных о погрешностях и систематических коэффициентах погрешностей, поступающих от навигационного фильтра вычислительного устройства (вектор $\Delta\vec{T}$).

Факт наличия любого из вышеперечисленных признаков является достаточным условием перехода на работу со штатным навигационным оборудованием (рис.3):

$$\vec{N} = \begin{cases} \vec{S}, & \text{если факт наличия признака работоспособности не подтвержден (на схеме "ДА")} \\ \vec{T}, & \text{если факт наличия признака работоспособности подтвержден (на схеме "НЕТ")} \end{cases}$$

Для того, чтобы показать степень повышения точности вычислений с использованием предлагаемого навигационного оборудования, необходимо рассмотреть погрешности трех способов навигационного обеспечения.

1. Работает только система спутниковой навигации. При этом значение погрешности можно условно принять за константу Ω .

2. Работает только штатное навигационное оборудование. При этом значение погрешности будет накапливаться со временем от какого-то начального значения (первоначальной ошибки определения параметров).

3. При отказе СРНС в момент времени t и далее работает штатное навигационное оборудование. При этом значение погрешности будет также накапливаться со временем, но меньшей интенсивностью, чем при втором способе. В качестве первоначальной ошибки определения параметров будет выступать константа Ω . Интенсивность накопления ошибки будет зависеть от точности значений коэффициентов погрешностей штатного навигационного оборудования, рассчитанных в навигационном фильтре (фильтре Кальмана).

Сопоставление дисперсий ошибок определения навигационных параметров для каждого из этих способов позволит определить степень повышения эффективности навигации при использовании комплексированной навигационной системы по сравнению со штатным навигационным оборудованием. Численное моделирование проводилось для типового полета, включающего все основные режимы: горизонтальный полет, вираж, набор высоты (снижения), спираль (восходящая и нисходящая), маневр скоростью (разгон и торможение), висение, и подтвердило эффективность использования предлагаемой схемы комплексирования.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-Трендз, 2000.
2. Тыртычко А.С. Авиационное оборудование вертолетов: Учебник для ВВАУЛ. – М., 1981.
3. Франчук А.К. Радиоэлектронное оборудование вертолета Ми-24: Учебное пособие. – Сыктывкар, СВВАУЛ, 1995.

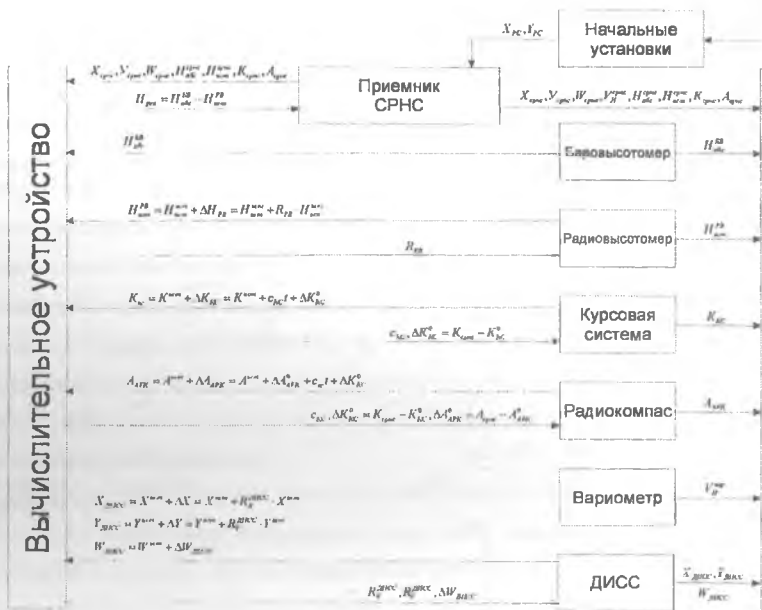


Рис.2 Функциональная схема работы вычислительного устройства

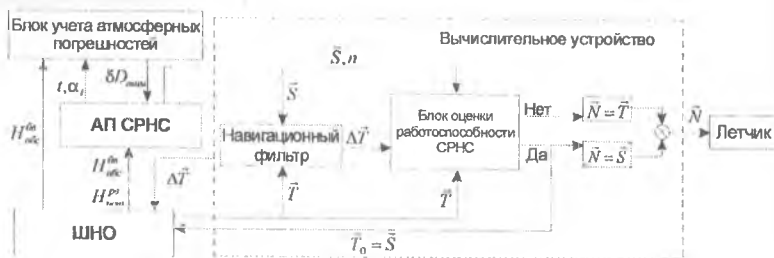


Рис.3 Схема работы комплексированного навигационного блока