

УДК 621.396

ХАРАКТЕРИСТИКИ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ПРИ СОВМЕЩЕНИИ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ СТАНЦИИ С ИСТОЧНИКОМ РАДИОНАВИГАЦИОННОГО СИГНАЛА

В.В. ЕРОХИН, О.В. ПАТРИКЕЕВ, А.П. СЛЕПЧЕНКО

Представлены результаты исследований точностных характеристик интегрированной системы навигации, выполненной на основе модели движения навигационных спутников орбитальной группировки ГЛОНАСС по данным альманаха, функционально дополненной псевдоспутником.

Ключевые слова: псевдоспутник, геометрический фактор, интегрированная система навигации.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе посадки воздушное судно (ВС) должно быть точно выведено на ограниченный участок земной поверхности - взлетно-посадочную полосу (ВПП). Существующие в настоящее время системы посадки I, II и III категорий обеспечивают данные для управления самолетом от границ зоны действия до точки, расположенной на глиссаде, на высоте соответственно 60, 30 и 0 м над горизонтальной плоскостью, включающей ВПП, и создают условия для осуществления посадки с требуемой степенью безопасности (рис. 1).

Для повышения точности навигационно-временных определений (НВО) при заходе на посадку и посадке на аэродромах устанавливаются локальные контрольно-корректирующие станции (ЛККС). По своему назначению ЛККС является локальной системой функционального дополнения к Глобальной Навигационной Спутниковой Системе (GNSS) наземного базирования и предназначена для формирования и передачи ВС и наземным потребителям в реальном времени дифференциальных поправок к псевдодальностям, скорости изменения поправок и т.д. При этом информация ЛККС позволяет обеспечить точный заход на посадку с любого направления посадки, а также маневрирование ВС в районе посадки по криволинейным траекториям в соответствии с требованиями точной зональной навигации.

Находящиеся на эксплуатации ЛККС не могут обеспечить высокую точность работы систем посадки на малооборудованные аэродромы. Совмещение ЛККС с псевдоспутником (ПС), сигналы которых обеспечивают выполнение на борту ВС дополнительных навигационных измерений, аналогичных измерениям по сигналам навигационных спутников (НС) ГЛОНАСС/GPS, позволяет решить задачу обеспечения требуемой точности навигации за счет существенного улучшения геометрического фактора используемого навигационного суммарного «созвездия» НС и ПС [1].

Использование радиосигналов ПС в качестве наземного дополнения и передачи дифференциальных поправок рекомендовано нормативными документами [2]. Отличительной особенностью использования ПС совместно с космическим сегментом при решении навигационной задачи является улучшение геометрического фактора (ГФ) в вертикальном канале. Это обстоятельство позволяет повысить точность навигационного решения спутникового приемника.

Согласно современной концепции навигационно-временных определений повышение точности и надежности навигационного обеспечения возможно комплексированием в составе интегрированной системы навигации (ИСН) приемоиндикатора (ПИ) СНС, бортового терминала системы автоматического зависящего наблюдения (АЗН) и инерциальной навигационной системы (ИНС), дополненной баровысотомером (БВ) [3]. На основе вышеизложенных требований предложена структура перспективной ИСН, представленная на рис. 2.

Aviation Navigation Requirements

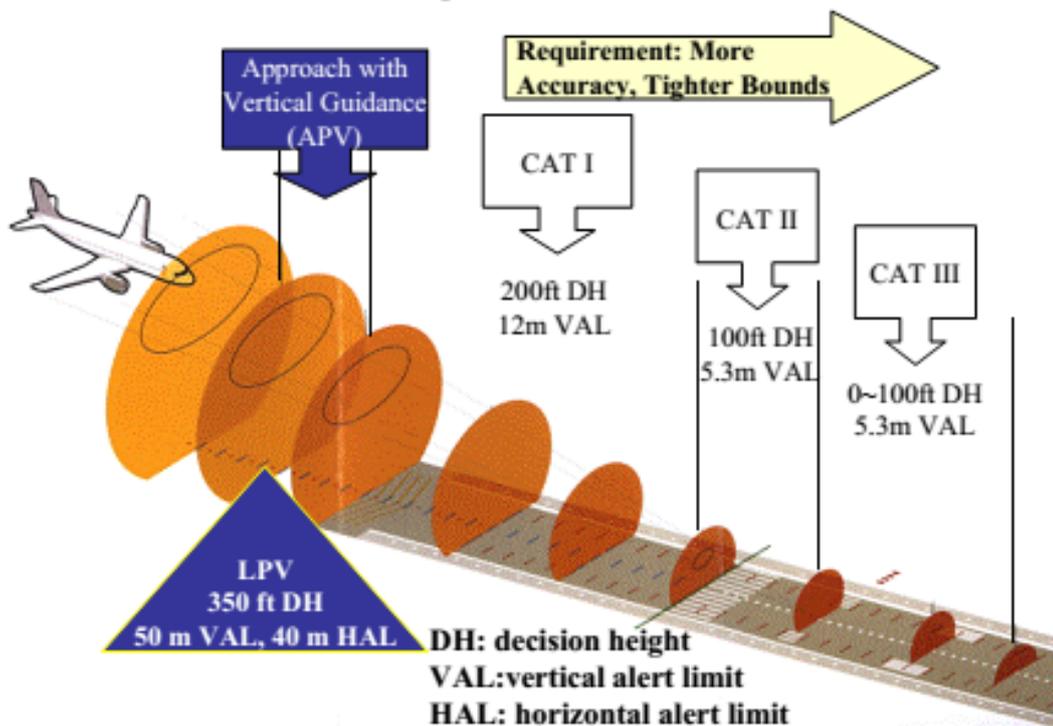


Рис. 1. Требования к точности категорированной посадки ИКАО

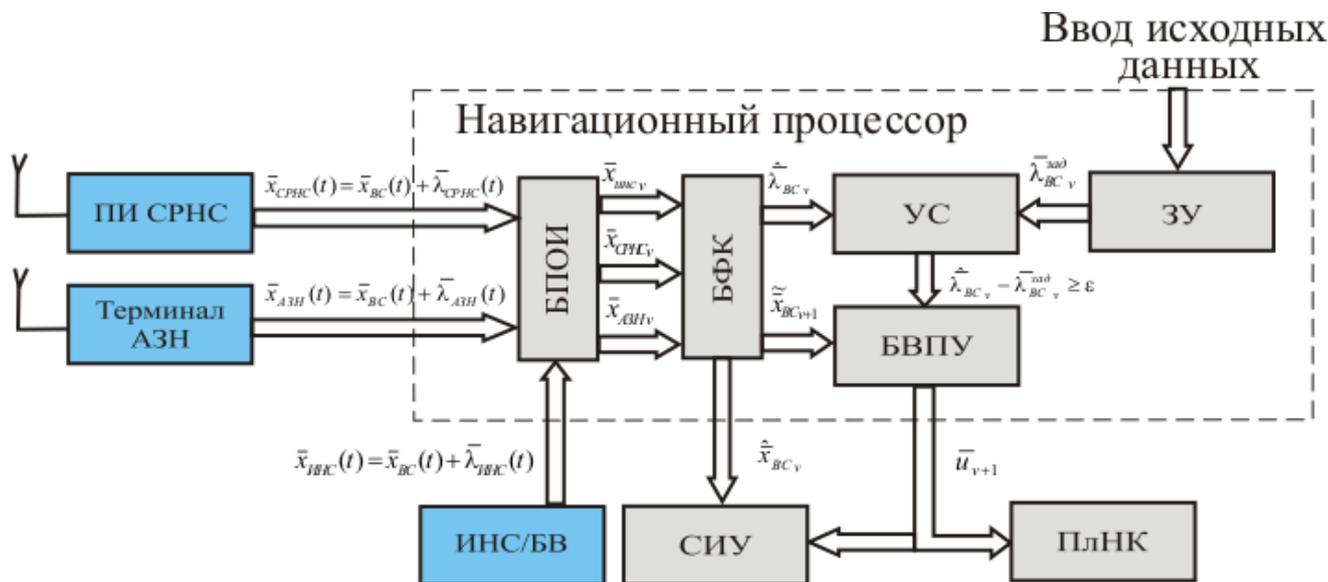


Рис. 2. Структурная схема перспективной ИСН

Наличие дополнительных измерителей позволяет повысить точность и надежность комплекса. Применение посадочных навигационных опорных точек (НОТ), оснащенных терминалами АЗН в качестве дополнительного источника радионавигационного сигнала, позволит повысить точность местоопределения при заходе на посадку.

В статье методами имитационного моделирования проведены исследования точностных характеристик ИСН предложенной структуры на конкретном примере

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для исследования точностных характеристик ИСН при использовании ЛККС-А-2000 в качестве ПС для решения задачи посадки на аэродром Иркутск был разработан специализированный программный комплекс (СПК). Структура программного комплекса, представленная на рис. 4, включает имитационную среду, формирующую выходные данные подсистемы локальной навигации, выходные данные и модель движения орбитальной группировки ГЛОНАСС и реализованные в виде навигационного программного модуля синтезированные алгоритмы НВО.

Анализ точностных характеристик определений по ИСН с помощью ПС производился с использованием программно-математического моделирования. Программно-математическое обеспечение комплекса такой структуры базируется на алгоритмах и математических моделях составляющих его систем.

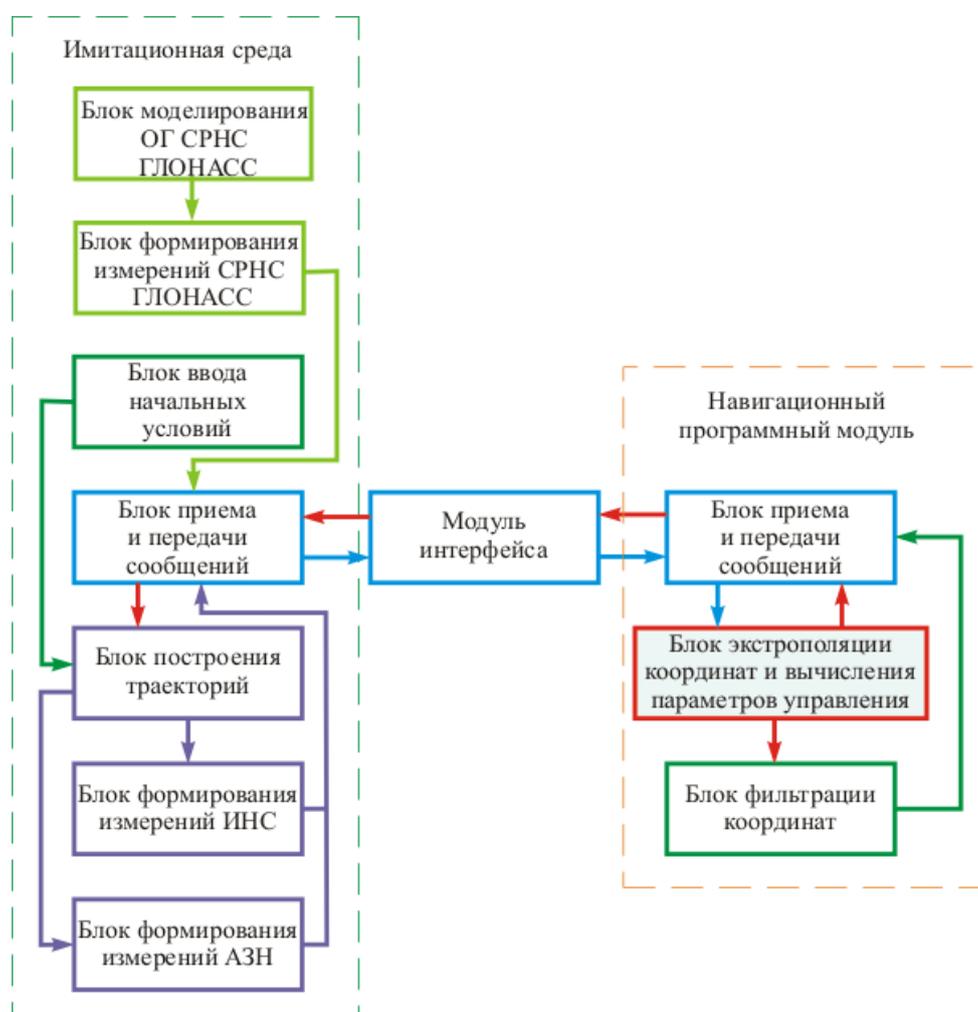


Рис. 4. Функционально-модульная структура программного комплекса

Исследование характеристик ИСН проводилось на основе математической модели движения орбитальной группировки ГЛОНАСС[4], которая позволяет определять местоположение всех НС в геоцентрической системе координат в любой момент времени (X_k , Y_k , Z_k) и прогнозировать положение НС на достаточно большие промежутки времени. Для реализации представленного алгоритма моделирования всей сети НС необходимо располагать

данными альманаха системы - рассчитанными значениями параметров для заданного момента времени.

Исходными данными для моделирования являются элементы орбиты НС: A - большая полуось эллиптической орбиты; e_k - эксцентриситет орбиты; Ω - долгота восходящего узла орбиты; ω - аргумент перигея; i - наклон плоскости орбиты к плоскости экватора. Элементы кеплеровой орбиты меняются во времени и должны быть известны на момент позиционирования.

Определение прямоугольных геоцентрических координат спутника выполнялось на основе следующих выражений:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = R \cdot \begin{pmatrix} \cos(u) \cos(l) - \sin(u) \cos(i) \sin(l) \\ \cos(u) \sin(l) + \sin(u) \cos(i) \cos(l) \\ \sin(u) \sin(i) \end{pmatrix}.$$

Прямоугольные геоцентрические координаты и геодезические связаны соотношениями:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N + H) \cos(B) \cos(L) \\ (N + H) \cos(B) \sin(L) \\ (N + H - e^2 N) \sin(B) \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} B \\ L \\ H \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \arctg[(Z + e^2 N \sin(B))/D] \\ \arctg(Y/X) \\ \sqrt{D^2 + (Z + e^2 N \sin(B))^2} - N \end{pmatrix}.$$

Для реализации представленного алгоритма моделирования всей сети НС необходимо располагать данными альманаха системы, рассчитанными для заданного момента времени: T_{Ω} – время прохождения восходящего узла, $T_{об}$ – период обращения, e – эксцентриситет, i – наклонение орбиты, Ω – долгота восходящего узла, ω – аргумент перигея и т.д.

Представленные в [4] результаты моделирования с приемлемой точностью совпадают с реальными наблюдениями и данными интернет портала ИАЦ ГЛОНАСС, следовательно, разработанную модель можно использовать для проведения исследований точностных характеристик НВО в ИСН.

В качестве алгоритма оценивания навигационно-временных параметров в ИСН применили расширенный фильтр Калмана. Применительно к данному случаю многомерной дискретной фильтрации уравнения наблюдения и сообщения имеют следующую форму записи:

$$\bar{\xi}_k = \mathbf{H}_k \bar{\lambda}_k + \bar{n}_{\xi k}, \quad \bar{\lambda}_k = \mathbf{\Phi}_k \bar{\lambda}_{k-1} + \bar{n}_{\lambda k},$$

где $\mathbf{H}_k =$
$$\begin{bmatrix} \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial x_k} & \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial V_{Xk}} & \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial y_k} & \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial V_{Yk}} & \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial h_k} & \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial \tau_k} & \frac{\partial R_k^{HC1}}{\partial f_k} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial x_k} & \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial V_{Xk}} & \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial y_k} & \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial V_{Yk}} & \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial h_k} & \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial \tau_k} & \frac{\partial R_k^{HCn}}{\partial f_k} \\ \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial x_k} & \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial V_{Xk}} & \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial y_k} & \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial V_{Yk}} & \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial h_k} & \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial \tau_k} & \frac{\partial R_k^{IC}}{\partial f_k} \end{bmatrix}$$

- матрица направляющих косинусов (наблюдений) на i -й ИИ (НС, ПС, НОТ); $\bar{n}_{\xi k}$, $\bar{n}_{\lambda k}$ - векторы ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционными матрицами \mathbf{V}_k и \mathbf{Q}_k .

Рекуррентный алгоритм оптимального оценивания вектора состояния на основе расширенного фильтра Калмана записывается в виде:

$$\hat{\lambda}_k = \Phi_k \hat{\lambda}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\bar{\xi}_k - \tilde{\xi}_k) - \text{оценка вектора состояния};$$

$$\mathbf{R}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \tilde{\mathbf{R}}_k - \text{корреляционная матрица ошибок оценивания}.$$

Точность оценки НВП определяется корреляционной матрицей ошибок фильтрации вектора состояния \mathbf{R} .

Исследования параметров навигационного сеанса и точностных характеристик ИСН проводились на основе модели движения НС орбитальной группировки и модели траектории полета ВС при заходе на посадку на аэродром Иркутск.

На рис. 5,а представлены погрешности оценки местоположения (МП) ВС, обеспечиваемые ИСН в штатном режиме функционирования (кривая 1) и при работе ЛККС в качестве ПС (кривая 2). На рис. 5,б показана динамика изменения ГФ в горизонтальной плоскости в штатном режиме функционирования (кривая 1) и при работе ЛККС в качестве ПС (кривая 2).

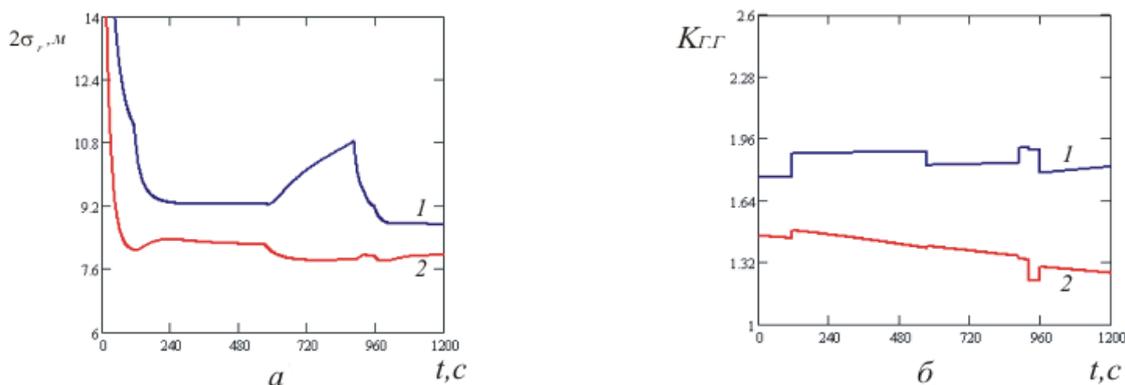


Рис. 5. Точностные характеристики НВО:

а) радиальная погрешность определения МП; б) горизонтальный геометрический фактор

Сравнительный анализ показывает, что применение ПС позволяет не только повысить точность определения местоположения, но и обеспечить стабильность точности оценки координат за счет меньших колебаний ГФ при стационарном расположении ЛККС.

На рис. 6,б представлена оценка радиальной погрешности ИСН при различных созвездиях НС: кривая 1 - динамика радиальной погрешности определения МП ВС при работе по 4 НС с инерциальной поддержкой; кривая 2 - радиальная погрешность при работе по 4 НС и 1 ПС (ЛККС); кривая 3 - радиальная погрешность МП для 3 НС с инерциальной поддержкой.

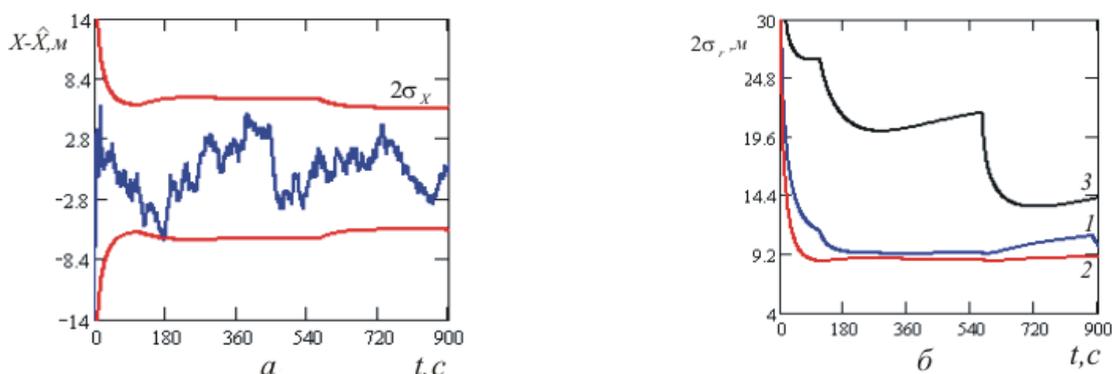


Рис. 6. Погрешности определения НВП ВС в ИСН:

а) погрешность определения координаты X; б) радиальная погрешность определения МП

Сравнительный анализ показывает, что реализация в ЛККС функции ПС позволяет повысить точность навигационных определений по данным ИСН при неполном созвездии НС СНС до $2\sigma_r \approx 9\text{ м}$ и приблизить ее к точностным характеристикам системы при работе по 4-м НС.

В работе [5] для оценки эффективности применения ПС в качестве критерия использовался взвешенный коэффициент геометрии:

$$WDOP = (2K_{Г.В} + K_{Г.Г})/3,$$

где $K_{Г.В}$, $K_{Г.Г}$ – вертикальный и горизонтальный коэффициенты геометрии, соответственно.

Результаты исследований взвешенного и вертикального коэффициентов геометрии представлены на рис. 7 (t_k – момент касания ВПП). На рис. 7,а показана динамика изменения взвешенного коэффициента геометрии $WDOP$ для случая штатного функционирования ИСН (кривая 1) и при использовании сигнала ПС в навигационном алгоритме. На рис. 7,б отражена динамика поведения вертикального коэффициента геометрии $K_{Г.В}$ для штатного случая (кривая 1) и при реализации функций ПС (кривая 2).

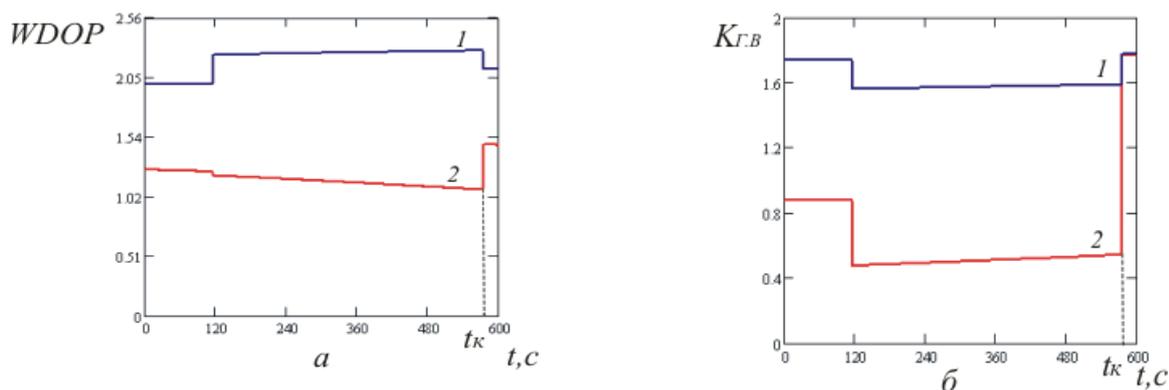


Рис. 7. Геометрические факторы навигационного сеанса:

а) взвешенный коэффициент геометрии; б) вертикальный коэффициент геометрии

Сравнительный анализ результатов исследований показывает, что применение ПС позволяет улучшить геометрические характеристики навигационных определений при посадке ВС по данным ИСН.

ВЫВОДЫ

Анализ результатов исследований показывает, что требуемая точность местоопределения ВС может быть достигнута при совмещении ЛККС с источником

радионавигационного сигнала, аналогичного сигналам, излучаемым НС или наземными НОТ системы АЗН. Наличие дополнительной радионавигационной опорной точки, расположенной в нижней полусфере ВС, позволяет повысить точность навигационных определений за счет дифференциальной коррекции, улучшить геометрические условия навигационного сеанса.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Борсоев В.А., Галеев Р.Г., Гребенников А.В., Кондратьев А.С.** Использование псевдоспутников группировки ГЛОНАСС/GPS в системах посадки воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 164. С. 17-23.
2. Распоряжение Росавиации от 19.05.06 № АЮ-142-р «О принятии на оснащение наземной локальной контрольно-корректирующей станции комбинированной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС/GPSЛККС-А-2000».
3. **Веремеенко К.К., Пронькин А.Н.** О некоторых результатах исследований интегрированной системы посадки БЛА, использующей сигналы псевдоспутников // Новости навигации. 2012. № 3. С. 16-22.
4. **Скрыпник О.Н., Ерохин В.В.** Исследование параметров рабочего созвездия ГЛОНАСС на основе моделирования орбитальной группировки // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 180. С. 70-77.
5. **Parkinson B.W., Fitzgibbon K.T.** Optimal Locations of Pseudolites for Differential GPS // Navigation (USA). Winter 1986-1987. Vol. 33. No. 4. Pp. 259-283.

CHARACTERISTICS OF THE INTEGRATED SYSTEM OF NAVIGATION AT COMBINATION OF DIFFERENTIAL STATION WITH THE SOURCE OF THE RADIO NAVIGATIONAL SIGNAL

Erokhin V.V., Patrikeev O.V., Slepenko A.P.

The article describes the results of the researches of precision characteristics of the integrated system of navigation made on the basis of the model of movement of the navigation satellites of orbital group GLONASS according to the almanac functionally added with the pseudo-satellite.

Key words: the pseudo-satellite, a geometrical factor, the integrated system of navigation.

REFERENCES

1. **Borsoev V.A., Galeev R.G., Grebennikov V.A., Kondrat'ev A.S.** The Use of pseudo-satellites GLONASS/GPS in landing systems of aircraft // Scientific Bulletin of MSTUCA. 2011. No. 164. Pp. 17-23.
2. The Federal air transport Agency dated 19.05.06 No. AYU-142-R "On adoption of the local equipment ground control-correcting stations combined navigation satellite system GLONASS/GPS LCCS-A-2000".
3. **Veremeenko K.K., Pronkin A.N.** Some of the research results an integrated system for landing UAVS that use signals from pseudo-satellites // News navigation. 2012. № 3. Pp. 16-22.
4. **Skrypnik O.N., Erokhin V.V.** Investigation of the working parameters of the GLONASS constellation on the basis of modeling the orbit group // Scientific Bulletin of MSTUCA. 2012. No. 180. Pp. 70-77.
5. **Parkinson B.W., Fitzgibbon, K.T.** Optimal Locations of Pseudolites for Differential GPS // Navigation (USA). Winter 1986-1987. Vol. 33. No. 4. Pp. 259-283.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ерохин Вячеслав Владимирович, 1975 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1998), доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 39 научных работ, область научных интересов – спутниковые системы навигации, комплексная обработка навигационной информации.

Патрикеев Олег Викторович, 1959 г.р., окончил Киевское ВВАИУ (1981), доцент, кандидат технических наук, заведующий кафедрой авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – радиосвязь, широкополосные системы связи, повышение помехозащищённости каналов передачи информации.

Слепченко Алексей Петрович, 1982 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (ВИ) (2005), кандидат технических наук, инженер сектора эксплуатации радиосистем отдела эксплуатации сотовой сети ЗАО БВК, автор 8 научных работ, область научных интересов - системы комплексной обработки радионавигационной информации, оптимальное управление сложными динамическими системами.