

УДК 629.051

МОДЕЛИРОВАНИЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В СОСТАВЕ СТЕНДА НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.В. Маркелов^a, А.В. Шукалов^{b,a}, М.О. Костишин^{b,a}, И.О. Жаринов^{b,a}, О.О. Жаринов^c

^a Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация

^b АО «Опытно-конструкторское бюро «Электроавтоматика» имени П.А. Ефимова», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация

^c Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения (ГУАП), Санкт-Петербург, 190000, Российская Федерация

Адрес для переписки: igor_rabota@pisem.net

Информация о статье

Поступила в редакцию 01.06.17, принята к печати 18.07.17

doi: 10.17586/2226-1494-2017-17-5-903-909

Язык статьи – русский

Ссылка для цитирования: Маркелов В.В., Шукалов А.В., Костишин М.О., Жаринов И.О., Жаринов О.О. Моделирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы в составе стенда навигационного комплекса летательного аппарата // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2017. Т. 17. № 5. С. 903–909. doi: 10.17586/2226-1494-2017-17-5-903-909

Аннотация

Предмет исследования. Предложена математическая модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Бесплатформенная инерциальная навигационная система является датчиком навигационных параметров полета летательного аппарата и входит в состав бортового оборудования. Модель обеспечивает в составе имитационного стенда формирование навигационных параметров полета летательного аппарата с учетом погрешностей, возникающих при работе реальной бесплатформенной инерциальной системы. **Метод.** Вычисление навигационных параметров полета с использованием предлагаемой модели основано на расчете имитируемых параметров работы инерциальной системы в горизонтальной плоскости. Исходными данными для расчета являются текущие задаваемые значения навигационных параметров полета и параметры ориентации летательного аппарата без учета угловых скоростей и ускорений. Исходные данные модели задаются средствами имитационного стенда. Модель включает в себя математический аппарат, имитирующий ошибки определения инерциальной системой координат местоположения и путевой скорости летательного аппарата. **Основные результаты.** Предлагаемая модель обеспечивает вычисление геодезических координат и путевой скорости при задании постоянных составляющих погрешностей ориентации и дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров инерциальной системы. Значения погрешностей определяются на основе технических характеристик моделируемой инерциальной системы, в частности, системы, построенной на основе кольцевых лазерных гироскопов. Приведены результаты отработки модели с использованием данных летных испытаний и представлена оценка погрешностей моделируемой инерциальной системы. **Практическая значимость.** Реализация моделирования параметров бесплатформенной инерциальной навигационной системы в составе стенда навигационного оборудования обеспечивает наземную отработку функционирования систем отображения информации. При анализе требований технического задания на разработку оборудования модель инерциальной системы может быть использована для предварительной оценки параметров работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы и погрешностей оценки навигационных параметров полета.

Ключевые слова: навигационный комплекс, бесплатформенная инерциальная навигационная система, математическая модель, моделирование.

MODELING OF NON-PLATFORM INERTIAL NAVIGATION SYSTEM AS A COMPONENT OF AIRCRAFT NAVIGATION COMPUTER STAND

V.V. Markelov^a, A.V. Shukalov^{b,a}, M.O. Kostishin^{b,a}, I.O. Zharinov^{b,a}, O.O. Zharinov^c

^a ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation

^b Stock Company "Experimental Design Bureau "Electroavtomatika" named after P.A. Yefimov", Saint Petersburg, 198095, Russian Federation

^c Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg, 190000, Russian Federation

Corresponding author: igor_rabota@pisem.net

Article info

Received 01.06.17, accepted 18.07.17

doi: 10.17586/2226-1494-2017-17-5-903-909

Article in Russian

For citation: Markelov V.V., Shukalov A.V., Kostishin M.O., Zharinov I.O., Zharinov O.O. Modeling of non-platform inertial navigation system as a component of aircraft navigation computer stand. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2017, vol. 17, no. 5, pp. 903–909 (in Russian). doi: 10.17586/2226-1494-2017-17-5-903-909

Abstract

Subject of Research. The non-platform inertial navigation system mathematical model is proposed. The non-platform inertial navigation system is an aircraft flight navigation parameters detector and a part of the airborne equipment. This model as a part of the simulation stand provides the modeling of the aircraft flight navigation parameters including the inaccuracies that may occur when a real non-platform inertial navigation system is active. **Method.** The flight navigation parameters calculation with the use of the proposed model is based on the calculation of simulated functioning parameters of the inertial system in horizontal plane. The initial data for calculation are the current programmed values of the flight navigation parameters and the aircraft orientation parameters without paying attention to the angular velocity and acceleration. The model initial data can be programmed with the simulation stand. The model contains the mathematical apparatus modeling inaccuracies that may occur when the inertial coordinates system tries to determine the aircraft location and its ground speed. **Main Results.** The proposed model provides the geodesic coordinates calculation and the ground speed when the orientation inaccuracies constant components are programmed including the gyroscope drift and the inertial system accelerometer inaccuracies. The modeling inertial system technical characteristics can determine the inaccuracy values, in particular, for the systems based on the ring laser gyroscopes. The model work-out results with the use of flight test data are given and the modeling inertial system inaccuracies evaluation is presented. **Practical Relevance.** The modeling realization of the non-platform inertial navigation system parameters as a part of the airborne equipment stand provides the information display system functioning work-out on the ground. At the analysis of basic design requirements for equipment development the inertial system model can be used for the preliminary functioning analysis of the non-platform inertial navigation system and the evaluation of the flight navigation parameters inaccuracies.

Keywords

navigation computer, non-platform inertial navigation system, mathematical model, modeling

Введение

Для отработки и оценки функционирования системы отображения информации в составе стенда навигационного комплекса летательного аппарата, в том числе по данным летных испытаний, возникает необходимость в имитационных моделях взаимодействующих систем [1–5], к которым относится бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС). Модель БИНС должна обеспечивать формирование навигационных параметров полета летательного аппарата, включающих в себя координаты местоположения и путевую скорость, с учетом погрешностей, свойственных реальной инерциальной системе. Указанный набор параметров позволяет проводить полноценный анализ функционирования системы отображения информации в автономных навигационных режимах [6–9].

В качестве одного из методов реализации модели БИНС предлагается вариант расчета имитируемых параметров работы инерциальной системы в горизонтальной плоскости, основанный на использовании текущих задаваемых значений навигационных параметров и параметров ориентации летательного аппарата без учета его угловых скоростей и ускорений, т.е. тех исходных данных, которые определяются и задаются средствами стенда.

Уровень точностных характеристик воспроизведения параметров БИНС, обеспечиваемый с применением предлагаемой модели, позволяет использовать его результаты для отработки систем отображения информации в части формирования координат местоположения и вектора путевой скорости летательного аппарата. Вместе с тем такой подход может быть использован и для оценки функционирования реальной БИНС по данным летных испытаний [10–13], так как бортовой накопитель не обеспечивает возможность регистрации необходимого объема информации, позволяющего воспроизвести полноценное интегрирование динамически изменяемых параметров.

Предлагаемая модель обеспечивает вычисление геодезических координат и путевой скорости при задании постоянных составляющих погрешностей ориентации и дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров БИНС. Значения погрешностей определяются на основе технических характеристик моделируемой БИНС (в частности, БИНС на основе кольцевых лазерных гироскопов [14]).

Реализация модели БИНС

В качестве исходных данных для реализации предлагаемой модели БИНС принимаются [2–4]:

- координаты текущего местоположения (широта – B_0 , долгота – L_0);
- высота и вертикальная скорость (соответственно H и V_y);
- составляющие вектора путевой скорости (северная – WN , восточная – WE);
- текущее значение курса (ψ);
- параметры пространственной ориентации (углы тангажа – υ , крена – γ);
- шаг интегрирования (dt).

Результатом расчета являются координаты местоположения летательного аппарата и вектор путевой скорости, моделируемые с учетом вводимых постоянных составляющих погрешностей ориентации и дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров.

Реализация модели осуществляется в соответствии с принятыми [14] этапами, используемыми на практике для моделирования параметров работы инерциальных навигационных систем:

- определение моделируемых показаний акселерометров в связанной системе координат;
- расчет матрицы направляющих косинусов пересчета из связанной в абсолютную систему координат;
- расчет числяемой матрицы преобразования из Земной экваториальной системы координат в навигационную горизонтированную;
- определение проекций кажущегося ускорения в навигационной горизонтированной системе координат;
- определение расчетных значений составляющих вектора путевой скорости и угловых скоростей вращения навигационной горизонтированной системы координат.

Определение моделируемых показаний акселерометров в связанной системе координат. Связанная система координат определяется центром, расположенным в центре масс летательного аппарата, осью X , направленной по его продольной оси, осью Y , перпендикулярной оси X в плоскости симметрии летательного аппарата, и осью Z , дополняющей систему XYZ .

Моделируемые показания акселерометров, включающие в себя продольную, боковую и вертикальную составляющие в связанной системе координат (ax , az , ay соответственно), определяются на основе текущих задаваемых значений путевой скорости и их дифференцирования с учетом задаваемого пространственного положения летательного аппарата:

$$ax = aE \sin \psi \cos \nu + aN \cos \psi \cos \nu + aH \sin \nu;$$

$$ay = aE (\cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \sin \nu \cos \gamma) + aN (-\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \nu \cos \gamma) + aH \cos \nu \cos \gamma;$$

$$az = aE (\cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \nu \sin \gamma) + aN (-\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \nu \sin \gamma) - aH \cos \nu \sin \gamma,$$

где aN , aE , aH – северная, восточная и вертикальная составляющие ускорения, определяемые как:

$$aN = dWN/dt - \omega E V_y + (\omega N \operatorname{tg} B_0 + 2\Omega \sin B_0) WE;$$

$$aE = dWE/dt - (\omega N \operatorname{tg} B_0 + 2\Omega \sin B_0) WN + (\omega N + 2\Omega \cos B_0) V_y;$$

$$aH = dV_y/dt + \omega E WN - (\omega N + 2\Omega \cos B_0) WE + g;$$

$$\omega N = WE/G_0; \quad \omega E = -WN/Q_0,$$

где g – ускорение свободного падения; Ω – угловая скорость вращения Земли; Q_0 , G_0 – радиусы кривизны меридионального сечения и первого вертикала земного эллипсоида.

Расчет матрицы направляющих косинусов пересчета из связанной в абсолютную систему координат. Расчет матрицы направляющих косинусов осуществляется с учетом изменения углов пространственного положения и курса на величину моделируемой погрешности ориентации и дрейфов гироскопов:

$$\nu = \nu + \Delta \nu; \quad \gamma = \gamma + \Delta \gamma; \quad \psi = \psi + \Delta \psi.$$

Таким образом, элементы искомой матрицы V имеют следующий вид:

$$V11 = -\sin(L_0 + Sg) \sin \psi \cos \nu - \cos(L_0 + Sg) (\sin B_0 \cos \psi \cos \nu - \cos B_0 \sin \nu);$$

$$V12 = -\sin(L_0 + Sg) (\cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \sin \nu \cos \gamma) - \cos(L_0 + Sg) \sin B_0 (-\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \nu \cos \gamma) + \cos(L_0 + Sg) \cos B_0 \cos \nu \cos \gamma;$$

$$V13 = -\sin(L_0 + Sg) (\cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \nu \sin \gamma) - \cos(L_0 + Sg) \sin B_0 (-\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \nu \sin \gamma) - \cos(L_0 + Sg) \cos B_0 \cos \nu \sin \gamma;$$

$$V21 = \cos(L_0 + Sg) \sin \psi \cos \nu - \sin(L_0 + Sg) (\sin B_0 \cos \psi \cos \nu - \cos B_0 \sin \nu);$$

$$V22 = \cos(L_0 + Sg) (\cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \sin \nu \cos \gamma) - \sin(L_0 + Sg) \sin B_0 (-\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \nu \cos \gamma) + \sin(L_0 + Sg) \cos B_0 \cos \nu \cos \gamma;$$

$$V23 = \cos(L_0 + Sg) (\cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \nu \sin \gamma) - \sin(L_0 + Sg) \sin B_0 (-\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \nu \sin \gamma) - \sin(L_0 + Sg) \cos B_0 \cos \nu \sin \gamma;$$

$$V31 = \cos B_0 \cos \psi \cos \nu + \sin B_0 \sin \nu;$$

$$V32 = \cos B_0 (-\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \nu \cos \gamma) + \sin B_0 \cos \nu \cos \gamma;$$

$$V33 = \cos B_0 (-\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \nu \sin \gamma) - \sin B_0 \cos \nu \sin \gamma;$$

$$Sg = Sg + \Omega dt,$$

где Sg – гринвичское текущее звездное время.

Расчет числяемой матрицы преобразования из Земной экваториальной системы координат в навигационную горизонтированную. Навигационная горизонтированная система координат определяется центром, расположенным в центре масс летательного аппарата, осью ζ , направленной по местной геодезической вертикали, осью η , совпадающей при выставке БИНС с проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта, и осью ξ , дополняющей систему $\zeta\eta\xi$.

При инициализации модели матрица U преобразования из Земной экваториальной системы координат в навигационную горизонтированную определяется однозначно по начальным условиям. Далее

матрица U постоянно числяется по расчетным значениям относительных угловых скоростей вращения навигационной горизонтированной системы координат $(\omega_\xi, \omega_\eta)$:

$$\begin{aligned} dU11/dt &= -\omega_\eta U31, \text{ начальное условие: } U11 = -\sin L_0 \cos \psi + \sin B_0 \cos L_0 \sin \psi; \\ dU12/dt &= -\omega_\eta U32, \text{ начальное условие: } U12 = \cos L_0 \cos \psi + \sin B_0 \sin L_0 \sin \psi; \\ dU13/dt &= -\omega_\eta U23, \text{ начальное условие: } U13 = -\cos B_0 \sin \psi; \\ dU21/dt &= \omega_\xi U31, \text{ начальное условие: } U21 = -\sin L_0 \sin \psi - \sin B_0 \cos L_0 \cos \psi; \\ dU22/dt &= \omega_\xi U32, \text{ начальное условие: } U22 = \cos L_0 \sin \psi - \sin B_0 \sin L_0 \cos \psi; \\ dU23/dt &= \omega_\xi U33, \text{ начальное условие: } U23 = \cos B_0 \cos \psi; \\ dU31/dt &= \omega_\eta U11 - \omega_\xi U21, \text{ начальное условие: } U31 = \cos B_0 \cos L_0; \\ dU32/dt &= \omega_\eta U12 - \omega_\xi U22, \text{ начальное условие: } U32 = \cos B_0 \sin L_0; \\ dU33/dt &= \omega_\eta U13 - \omega_\xi U23, \text{ начальное условие: } U33 = \sin B_0. \end{aligned}$$

По значениям матрицы U определяются текущие навигационные параметры движения летательного аппарата, в частности, угол положения навигационной горизонтированной системы координат в горизонте (направление оси 0η указанной системы координат):

$$A = \arctg(-U13/U23),$$

а также текущие значения расчетных, определенных при моделировании, значений геодезических широты и долготы соответственно:

$$B = \arctg(U33/\sqrt{U13^2 + U23^2}); L = \arctg(U32/U31).$$

Определение проекций кажущегося ускорения в навигационной горизонтированной системе координат с учетом вводимых погрешностей акселерометров. Проекция кажущегося ускорения по осям навигационной горизонтированной системы координат осуществляется путем пересчета моделируемых показаний акселерометров в навигационную горизонтированную систему координат через матрицу преобразования D . При этом моделируемые показания акселерометров могут быть модернизированы с учетом ввода моделируемой ошибки по ускорениям:

$$ax = ax + \Delta ax; ay = ay + \Delta ay; az = az + \Delta az.$$

Таким образом, проекции ускорений в навигационной горизонтированной системе координат $(a\xi, a\eta)$ рассчитываются как:

$$a\xi = D11ax + D12ay + D13az; a\eta = D21ax + D22ay + D23az.$$

Элементы матрицы преобразования D определяются путем перемножения матрицы направляющих косинусов пересчета из связанной в абсолютную систему координат, матрицы поворота Земной экваториальной системы координат относительно абсолютной и матрицы преобразования из Земной экваториальной системы координат в навигационную горизонтированную:

$$\begin{aligned} D11 &= (U11 \cos Sg - U12 \sin Sg) V11 + (U11 \sin Sg + U12 \cos Sg) V21 + U13 V31; \\ D12 &= (U11 \cos Sg - U12 \sin Sg) V12 + (U11 \sin Sg + U12 \cos Sg) V22 + U13 V32; \\ D13 &= (U11 \cos Sg - U12 \sin Sg) V13 + (U11 \sin Sg + U12 \cos Sg) V23 + U13 V33; \\ D21 &= (U21 \cos Sg - U22 \sin Sg) V11 + (U21 \sin Sg + U22 \cos Sg) V21 + U23 V31; \\ D22 &= (U21 \cos Sg - U22 \sin Sg) V12 + (U21 \sin Sg + U22 \cos Sg) V22 + U23 V32; \\ D23 &= (U21 \cos Sg - U22 \sin Sg) V13 + (U21 \sin Sg + U22 \cos Sg) V23 + U23 V33. \end{aligned}$$

Определение расчетных значений составляющих вектора путевой скорости и угловых скоростей вращения навигационной горизонтированной системы координат. Расчетные значения составляющих путевой скорости БИНС в навигационной горизонтированной системе координат $(W\xi, W\eta)$ с учетом введенных погрешностей гироскопов и акселерометров определяются как

$$\begin{aligned} dW\xi/dt &= a\xi - (\omega_\eta + 2\Omega U23) Vy + (2\Omega U33) W\eta; \\ dW\eta/dt &= a\eta - (2\Omega U33) W\xi + (\omega_\xi + 2\Omega U13) Vy. \end{aligned}$$

Значения относительных угловых скоростей вращения навигационной горизонтированной системы координат $(\omega_\xi, \omega_\eta)$, используемых далее при счислении, определяются как

$$\omega_\xi = -U23\delta(W\xi U13 + W\eta U23) - W\eta/G; \omega_\eta = U13\delta(W\xi U13 + W\eta U23) + W\xi/G,$$

где δ и G – параметры кривизны земного эллипсоида.

Оценка погрешностей модели БИНС

Для оценки предложенной модели бесплатформенной инерциальной навигационной системы было реализовано моделирование параметров БИНС в составе стенда навигационного комплекса. Ниже приведены результаты моделирования параметров БИНС в горизонтальной плоскости в автономном режиме работы с помощью предложенной модели при реализации имитации полета по маршруту Нижний Новгород – Санкт-Петербург. Траектория маршрута представлена на рис. 1.

По оси ординат на рис. 1 отложена географическая широта B (в градусах), а по оси абсцисс – географическая долгота L (в градусах) на маршруте полета летательного аппарата. Среднее значение скорости на маршруте – 900 км/ч, крейсерская высота полета – 10000 м.

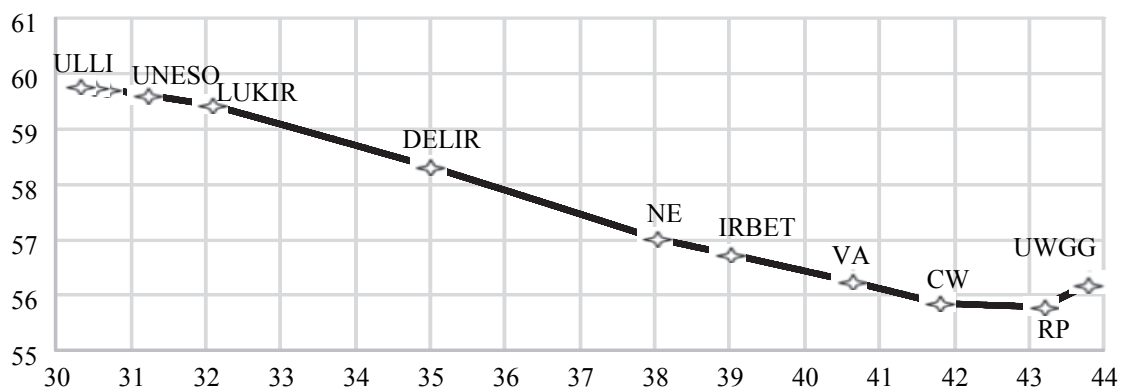


Рис. 1. Схема маршрута полета Нижний Новгород (UWGG) – Санкт Петербург (ULLI) с указанием некоторых промежуточных точек маршрута

Моделирование осуществлялось при следующих значениях параметров погрешностей гироскопов и акселерометров, характерных для точных БИНС, построенных на основе кольцевых лазерных гироскопов [15]:

- угловая скорость дрейфов гироскопов – $0,01 \text{ } ^\circ/\text{ч}$;
- ошибка акселерометров – $0,1 \cdot 10^{-3} g$;
- ошибка определения углов крена и тангажа – $0,3'$;
- ошибка определения угла курса – $3'$;
- начальная ошибка определения скорости – $0,3 \text{ м/с}$.

Результаты моделирования в виде погрешностей БИНС по определению составляющих путевой скорости представлены на рис. 2. На рис. 3 представлены ошибки определения широты и долготы, обусловленные установленными погрешностями параметров БИНС.

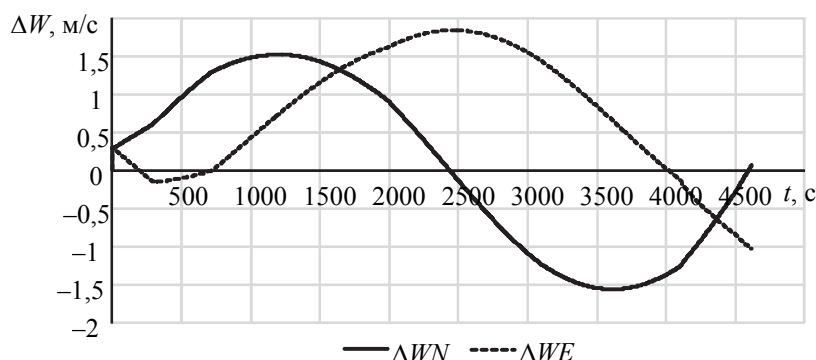


Рис. 2. Погрешности определения бесплатформенной инерциальной навигационной системы составляющих путевой скорости (северной ΔWN и восточной ΔWE), полученные при моделировании

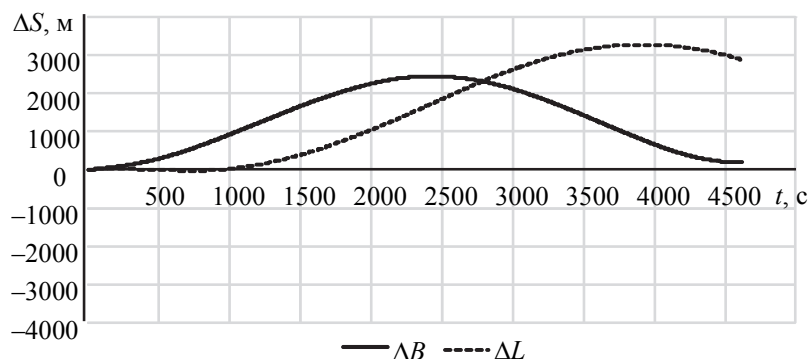


Рис. 3. Погрешности определения бесплатформенной инерциальной навигационной системы геодезических координат (широты ΔB и долготы ΔL), полученные при моделировании

Дополнительно для оценки качества модели БИНС было осуществлено сопоставление результатов, полученных с помощью модели БИНС, с фактическими данными летного эксперимента. Сравнение фактических ошибок определения составляющих путевой скорости и ошибок, полученных с помощью моде-

лирования, представлено на рис. 4. Как видно из рис. 4, моделирование БИНС позволяет воспроизводить с достаточной для отработки систем отображения информации точностью функционирование реальной инерциальной системы на летательном аппарате.

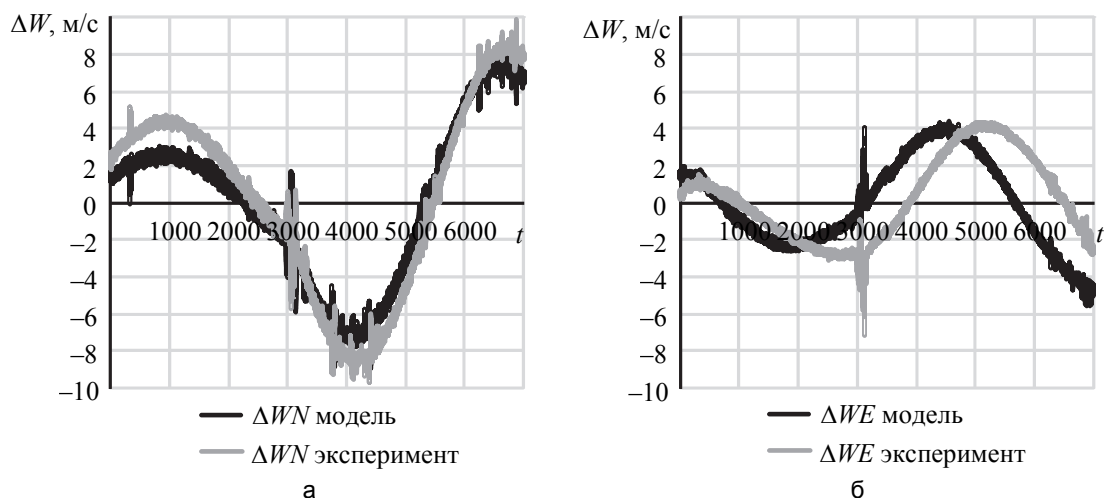


Рис. 4. Погрешности определения бесплатформенной инерциальной навигационной системы составляющих путевой скорости (северной ΔWN и восточной ΔWE), полученные: в летном эксперименте (а), при моделировании (б)

Заключение

Предложенная модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы, обеспечивающая имитацию счисления пути летательного аппарата с учетом вводимых погрешностей, позволяет реализовать отработку взаимодействия систем отображения информации с различными навигационными системами при малом объеме используемых для моделирования данных летных испытаний или данных, задаваемых средствами имитационного стенда.

Предложенная модель может быть использована для предварительной оценки качества работоспособности реальной бесплатформенной инерциальной навигационной системы, обладающей заданными в техническом задании или эксплуатационном паспорте точностными характеристиками и рассматриваемой для включения в состав бортовой аппаратуры.

Литература

1. Харин Е.Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. Опыт многолетнего практического применения. М.: Изд-во МАИ, 2002. 259 с.
2. Raspopov V.Ya., Tovkach S.E., Paramonov P.P., Sabo J.I. Vertical references for unmanned aerial vehicles // *IEEE Aerospace and Electronic Systems*, 2011. V. 26. N 3. P. 42–44. doi: 10.1109/maes.2011.5746185
3. Raspopov V.Ya., Ivanov Yu.V., Alaluev R.V., Shukalov A.V., Pogorelov M.G., Shvedov A.P. The impact of sensor parameters on the accuracy of a strapdown inertial vertical gyroscope // *Automation and Remote Control*, 2013. V. 74. N 12. P. 2189–2193. doi: 10.1134/s0005117913120217
4. Paramonov P.P., Shukalov A.V., Raspopov V.Ya., Ivanov Yu.V., Shvedov A.P. Backup strapdown attitude control system on the Russian-made inertial sensors // *Russian Aeronautics*, 2014. V. 57. N 3. P. 319–323. doi: 10.3103/s1068799814030179
5. Маркелов В.В., Шукалов А.В., Костишин М.О., Жаринов И.О., Нечаев В.А. Алгоритм расчета навигационных параметров полета летательного аппарата по маршрутам зональной навигации // *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2016. Т. 17. № 10. С. 697–702. doi: 10.17587/mau.17.697-702
6. Маркелов В.В., Шукалов А.В., Костишин М.О., Жаринов И.О., Нечаев В.А. Адаптация навигационного комплекса самолета для решения задач полета в системе точной зональной навигации // *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2016. № 10. С. 163–174.
7. Маркелов В.В., Костишин М.О., Жаринов И.О., Нечаев В.А.

References

1. Harin E.G. *Integrated Data Processing of Aircraft Navigation Systems. Experience of Long-Term Practical Application*. Moscow, MAI Publ., 2002, 259 p. (In Russian)
2. Raspopov V.Ya., Tovkach S.E., Paramonov P.P., Sabo J.I. Vertical references for unmanned aerial vehicles. *IEEE Aerospace and Electronic Systems*, 2011, vol. 26, no. 3, pp. 42–44. doi: 10.1109/maes.2011.5746185
3. Raspopov V.Ya., Ivanov Yu.V., Alaluev R.V., Shukalov A.V., Pogorelov M.G., Shvedov A.P. The impact of sensor parameters on the accuracy of a strapdown inertial vertical gyroscope. *Automation and Remote Control*, 2013, vol. 74, no. 12, pp. 2189–2193. doi: 10.1134/s0005117913120217
4. Paramonov P.P., Shukalov A.V., Raspopov V.Ya., Ivanov Yu.V., Shvedov A.P. Backup strapdown attitude control system on the Russian-made inertial sensors. *Russian Aeronautics*, 2014, vol. 57, no. 3, pp. 319–323. doi: 10.3103/s1068799814030179
5. Markelov V.V., Shukalov A.V., Kostishin M.O., Zharinov I.O., Nechaev V.A. Algorithm for calculation of the aircraft navigational flight parameters on RNAV routes. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 10, pp. 697–702. (In Russian) doi: 10.17587/mau.17.697-702
6. Markelov V.V., Shukalov A.V., Kostishin M.O., Zharinov I.O., Nechaev V.A. Adapting the navigation system of the aircraft for the flight solutions of problems in the system precision area navigation. *Izvestiya TulGU. Tehnicheskie Nauki*, 2016, no. 10, pp. 163–174. (In Russian)
7. Markelov V.V., Kostishin M.O., Zharinov I.O., Nechaev V.A. Forming route trajectories for airborne multi-function displays.

- Реализация построения маршрутных траекторий для отображения на бортовых многофункциональных индикаторах // Информационно-управляющие системы. 2016. № 1. С. 40–49. doi: 10.15217/issn1684-8853.2016.1.40
8. Markelov V., Shukalov A., Zharinov I., Kostishin M., Kniga I. The course correction implementation of the inertial navigation system based on the information from the aircraft satellite navigation system before take-off // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. V. 124. N 1. Art. 012020. doi: 10.1088/1757-899X/124/1/012020
 9. Markelov V.V., Shukalov A.V., Zharinov I.O., Kostishin M.O., Ershov A.N. Constructing and displaying the trajectory path on the aircraft on-board cockpit multifunction displays // Indian Journal of Science and Technology. 2016. V. 9. N 21. P. 9–21. doi: 10.17485/ijst/2016/v9i21/95219
 10. Kniga E., Zharinov I., Shukalov A., Nechaev V. Reliability evaluation of integrated modular avionics computational structures for different hardware configurations // Key Engineering Materials. 2016. V. 685. P. 350–354. doi: 10.4028/www.scientific.net/KEM.685.350
 11. Korobeynikov A.G., Fedosovsky M.E., Maltseva N.K., Baranova O.V., Zharinov I.O., Gurjanov A.V., Zharinov O.O. Use of information technologies in design and production activities of instrument-making plants // Indian Journal of Science and Technology. 2016. V. 9. N 44. P. 9–44. doi: 10.17485/ijst/2016/v9i44/104708
 12. Utkin S.B., Batova S.V., Blagonravov S.A., Kononov P.V., Zharinov I.O. Automated construction of software configuration tables for real-time systems in avionics // Programming and Computer Software. 2015. V. 41. N 4. P. 219–223. doi: 10.1134/S0361768815040076
 13. Богатырев В.А. Надежность и эффективность резервирования компьютерных сетей // Информационные технологии. 2006. № 9. С. 25–30.
 14. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
 15. Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown Inertial Navigation Technology. 2nd ed. Institution of Electrical Engineers, 2004. 576 p.
 - Information and Control Systems, 2016, no. 1, pp. 40–49. (In Russian) doi: 10.15217/issn1684-8853.2016.1.40
 8. Markelov V., Shukalov A., Zharinov I., Kostishin M., Kniga I. The course correction implementation of the inertial navigation system based on the information from the aircraft satellite navigation system before take-off. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2016, vol. 124, no. 1, art. 012020. doi: 10.1088/1757-899X/124/1/012020
 9. Markelov V.V., Shukalov A.V., Zharinov I.O., Kostishin M.O., Ershov A.N. Constructing and displaying the trajectory path on the aircraft on-board cockpit multifunction displays. *Indian Journal of Science and Technology*, 2016, vol. 9, no. 21, pp. 9–21. doi: 10.17485/ijst/2016/v9i21/95219
 10. Kniga E., Zharinov I., Shukalov A., Nechaev V. Reliability evaluation of integrated modular avionics computational structures for different hardware configurations. *Key Engineering Materials*, 2016, vol. 685, pp. 350–354. doi: 10.4028/www.scientific.net/KEM.685.350
 11. Korobeynikov A.G., Fedosovsky M.E., Maltseva N.K., Baranova O.V., Zharinov I.O., Gurjanov A.V., Zharinov O.O. Use of information technologies in design and production activities of instrument-making plants. *Indian Journal of Science and Technology*, 2016, vol. 9, no. 44, pp. 9–44. doi: 10.17485/ijst/2016/v9i44/104708
 12. Utkin S.B., Batova S.V., Blagonravov S.A., Kononov P.V., Zharinov I.O. Automated construction of software configuration tables for real-time systems in avionics. *Programming and Computer Software*, 2015, vol. 41, no. 4, pp. 219–223. doi: 10.1134/S0361768815040076
 13. Bogatyrev V.A. Reliability and Efficiency Reservations of Computer Networks. *Informatsionnye Tehnologii*, 2006, no. 9, pp. 25–30. (In Russian)
 14. Babich O.A. *Information Processing in Navigation Complexes*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 512 p. (In Russian)
 15. Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. Institution of Electrical Engineers, 2004, 576 p.

Авторы

Маркелов Владимир Владимирович – аспирант, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, vmarkelov@gmail.com

Шукалов Анатолий Владимирович – кандидат технических наук, первый заместитель генерального директора – главный конструктор, АО «Опытно-конструкторское бюро «Электроавтоматика» имени П.А. Ефимова», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация; доцент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, aviation78@mail.ru

Костишин Максим Олегович – кандидат технических наук, начальник сектора, АО «Опытно-конструкторское бюро «Электроавтоматика» имени П.А. Ефимова», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация; доцент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, maksim@kostishin.com

Жаринов Игорь Олегович – доктор технических наук, доцент, руководитель учебно-научного центра, АО «Опытно-конструкторское бюро «Электроавтоматика» имени П.А. Ефимова», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация; заведующий кафедрой, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, igor_rabota@pisem.net

Жаринов Олег Олегович – кандидат технических наук, доцент, доцент, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения (ГУАП), Санкт-Петербург, 190000, Российская Федерация, zharinov73@hotmail.ru

Authors

Vladimir V. Markelov – postgraduate, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, vmarkelov@gmail.com

Anatoly V. Shukalov – PhD, First Deputy General Director — Chief Design Manager, Stock company "Experimental Design Bureau "Electroavtomatika" named after P.A.Yefimov", Saint Petersburg, 198095, Russian Federation; Associate Professor, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, aviation78@mail.ru

Maksim O. Kostishin – PhD, Sector Head, Stock Company "Experimental Design Bureau "Electroavtomatika" named after P.A.Yefimov", Saint Petersburg, 198095, Russian Federation; Associate Professor, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, maksim@kostishin.com

Igor O. Zharinov – D.Sc., Associate Professor, Head of learning-scientific center, Stock Company "Experimental Design Bureau "Electroavtomatika" named after P.A.Yefimov", Saint Petersburg, 198095, Russian Federation; Head of Chair, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, igor_rabota@pisem.net

Oleg O. Zharinov – PhD, Associate Professor, Associate Professor, Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg, 190000, Russian Federation, zharinov73@hotmail.ru