

УДК 629.7.054.07

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДЕЛИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. БОРСОВЕВ¹, А.В. КАЦУРА², С.М. СТЕПАНОВ³

¹*Институт аэронавигации, г. Москва, Россия*

²*Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М.Ф. Решетнева, г. Красноярск, Россия*

³*Ульяновский институт гражданской авиации
имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, г. Ульяновск, Россия*

При проведении летных испытаний авиационной техники требуется контроль ряда параметров полета. Для решения поставленной задачи может быть использован комплекс, состоящий из бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем (СРНС). Такое сочетание необходимо использовать в целях коррекции ошибок определения местоположения, которые с течением времени накапливаются в БИНС. В данной статье приведены результаты по разработке модели инерциальной навигационной системы. Приведены результаты расчета погрешности определения места для разных типов ИНС. Каждая из рассмотренных ИНС имеет отличную накопленную ошибку за одинаковый интервал времени. Рассмотрены методы объединения информации ИНС и СРНС. Полученные результаты могут применяться для совершенствования пилотажно-навигационных комплексов ВС. В частности, позволяют непрерывно определять скорость, координаты, угловое положение и скорость изменения положения строительных осей в пространстве.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, местоопределение, накопление погрешностей.

ВВЕДЕНИЕ

При проведении летных испытаний воздушных судов (ВС) гражданской авиации требуется осуществлять непрерывный контроль и документирование ряда параметров. Одними из важных параметров, подлежащих контролю и документированию при проведении испытаний, являются параметры полета ВС, такие как скорость, ускорения, координаты ВС, ориентация его строительных осей в пространстве.

Для определения данных параметров целесообразным является использование программно-аппаратного комплекса, состоящего из инерциальной навигационной системы (ИНС), аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем (АП СРНС) и персонального компьютера со специальным программным обеспечением, осуществляющим управление работой комплекса и запись результатов измерений в автоматическом режиме с привязкой к шкале времени. При этом АП СРНС обеспечивает синхронизацию моментов записи со шкалой времени государственного эталона времени и частоты с точностью не хуже 1 мкс [1].

Основным элементом предлагаемого комплекса является аппаратура ИНС [2]. До недавнего времени в качестве ИНС использовались системы, имеющие гиростабилизированную платформу, сохраняющую свою ориентацию в пространстве независимо от ориентации объекта-носителя. Данные типы ИНС обладают высокой точностью и малым уходом, однако обладают недостатками, основными из которых являются высокая стоимость и большие габариты и масса [3]. Кроме того, вследствие наличия механических частей и работы на больших скоростях вращения гироскопов данные типы ИНС имеют высокую стоимость обслуживания [4].

Прогресс в области вычислительной техники, микроэлектроники и приборостроения сделал возможным создание бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с приемлемыми точностными характеристиками. Данные системы обладают рядом преиму-

ществ: малые масса, габариты и потребление энергии, удобство контроля и резервирования. Также можно отметить низкую стоимость инерциальных датчиков – акселерометров и гироскопов [5].

В настоящее время в гироскопической технике можно выделить пять основных технологий, обеспечивающих потребности массового потребителя – динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ), кольцевые лазерные гироскопы (КЛГ), волоконно-оптические гироскопы (ВОГ), волновые твердотельные гироскопы (ВТГ), микромеханические гироскопы (ММГ). Для сверхвысокоточных измерений используются электростатические гироскопы (ЭСГ); ограниченное применение для этих целей находят поплавковые гироскопы с магнитным центрированием поплавка и гироскопы с магнитным подвесом сферического ротора.

Наиболее распространенными типами акселерометров являются маятниковые акселерометры, электромеханические осевые акселерометры с поступательным перемещением чувствительной массы, струнные акселерометры, высокоточные трехкоординатные электростатические акселерометры с неконтактным подвесом чувствительной массы в электростатическом поле, пьезоэлектрические акселерометры, акселерометры на поверхностно-акустических волнах.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Промышленностью выпускается большое число типоразмеров ИИБ, которые значительно различаются как по точности, так и по стоимости. Например, разброс уходов акселерометров составляет около 3 порядков, а разброс уходов гироскопов – около 6 порядков. В табл. 1 приведены параметры различных типов ИИБ, от которых зависит точность датчиков.

Таблица 1

Классификация ИИБ по точности

Тип ИИБ Type of IMU	Уходы акселером., m/c^2 Accelerometer error, m/s^2	Уходы гироскопов, rad/c Gyroerror, rad/s	Случайный шум акселерометров, $\mu g/\sqrt{Hz}$ Random noise of accelerometer, $\mu g/\sqrt{Hz}$	Случайный шум гироскопов, $^{\circ}/\sqrt{h}$ Random noise of gyro, $^{\circ}/\sqrt{h}$
Морские Nautical	10^{-4}	$5 \cdot 10^{-9}$	<20	$<0,002$
Авиационные Aircraft	$3 \cdot 10^{-4} - 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-8}$	20	0,002
Промежуточные Intermediate	$10^{-3} - 10^{-2}$	$5 \cdot 10^{-7}$	20–100	0,002–0,03
Тактические Tactical	$10^{-2} - 10^{-1}$	$5 \cdot 10^{-6}$	100–1000	0,03–1
Автомобильные Automobile	$>10^{-1}$	$>5 \cdot 10^{-4}$	>1000	>1

Несмотря на такой широкий спектр инерциальных датчиков, все они могут быть описаны с помощью следующей математической модели, включающей в себя основные ошибки акселерометров и гироскопов: $\tilde{f}_{ib}^b = b_a + M_a f_{ib}^b + w_a$ и $\tilde{\omega}_{ib}^b = b_g + M_g \omega_{ib}^b + G_g f_{ib}^b + w_g$, где f_{ib}^b , ω_{ib}^b – истинные значения ускорения и угловой скорости; M_a , M_g – матрицы 3×3 , которые содержат масштабные коэффициенты по диагонали, а недиагональные члены характеризуют несоответствие направлений осей акселерометров и гироскопов осям системы координат, связанной с объектом; b_a , b_g – уходы нулей акселерометров и гироскопов; w_a , w_g – случайный шум акселерометров и гироскопов.

В вычислительной системе MATLAB Simulink была спроектирована математическая модель БИНС [6]. Одним из основных ее элементов является инерциальный измерительный блок (ИИБ), в состав которого входят блоки акселерометров (БА) и гироскопов (БГ).

Данная математическая модель применяется в Simulink для имитации показаний инерциальных датчиков, а также оценки характеристик БИНС, основанных на ИИБ разных типов.

Обработкой показаний ИИБ (угловых скоростей и ускорений) занимается вычислительный процессор. На рис. 1 приведена блок-схема, иллюстрирующая алгоритм работы вычислительного процессора БИНС.

Алгоритм работы БИНС (рис. 1) в общем случае состоит из следующих этапов.

1. Коррекция показаний гироскопов с учетом наличия вращения Земли: $\omega_{eb}^b - R_e^b \omega_{ie}^e$, где ω_{eb}^b – угловая скорость объекта в системе координат, связанной с телом; ω_{ie}^e – угловая скорость (показания гироскопов); ω_{ie}^e – угловая скорость вращения в геоцентрической системе координат, связанной с Землей (WGS-84); R_e^b – матрица направляющих косинусов (преобразует вектор из системы координат WGS-84 в систему координат, связанной с объектом).

2. Интегрирование полученных угловых скоростей. В результате получаем параметры ориентации (углы рыскания, крена и тангажа).

3. Преобразование вектора ускорения из системы координат, связанной с объектом в геоцентрическую систему координат: $f^e = R_b^e f_{ib}^b$, где $R_b^e = R_e^{b^T}$.

4. Компенсация ускорения свободного падения и Кориолисова ускорения:
 $\ddot{r}^e = R_b^e \tilde{f}_{ib}^b - 2\Omega_{ie}^e \dot{r}^e + g^e$, где $\Omega_{ie}^e = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{ie_z}^e & 0 \\ \omega_{ie_z}^e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$.

5. Интегрирование ускорения. В результате чего получаем скорости:
 $v_{(k+1)}^e = v_k^e + T_s (R_b^e \tilde{f}_{ib}^b - 2\Omega_{ie}^e \dot{r}^e + g^e)$, где T_s – период выдачи информации инерциальными датчиками.

6. Интегрирование скоростей. В результате чего получаем координаты $r_{(k+1)}^e = r_k^e + T_s v_k^e$.

Описанный алгоритм работы БИНС был реализован в программе Simulink [7], также произведена оценка точности определения местоположения для различных типов ИИБ (табл. 2).

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

На рис. 2 представлен график зависимости накопленной ошибки в определении координат Δr от времени, позволяющий оценить допустимую погрешность измерений для разных типов ИИБ.

Полученные результаты показывают, что БИНС нуждаются в периодической коррекции при помощи внешних навигационных систем, причем интервал такой коррекции определяется классом ИИБ. И если для морских и авиационных БИНС интервал коррекции может составлять десятки минут, то для БИНС тактического и автомобильного класса точности требуется коррекция с интервалом менее минуты.

В связи с этим наиболее часто современные БИНС средней и малой точности применяются в комплексе с навигационной аппаратурой потребителей (НАП) спутниковых радионавигационных систем (СРНС) GPS и ГЛОНАСС [8].

Таблица 2

Оценка точности определения местоположения

Тип ИИБ Type of IMU	Ошибка, накопленная за интервал времени $t = 100$ с, м Total error during period of time $t = 100$ s, m	Интервал времени, за который происходит накопление ошибки $\Delta x = 100$ м, с Period of time, when total error reaches $\Delta x = 100$ m, s
Морские Nautical	0,9	980
Авиационные Aircraft	3,1	580
Промежуточные Intermediate	10,2	325
Тактические Tactical	87,3	110
Автомобильные Automobile	867,7	35

Работы по объединению СНС и БИНС в рамках одной комплексной навигационной системы ведутся уже давно [9], и в настоящее время сложилось представление о возможности комплексирования этих систем в четырех основных вариантах:

- раздельная схема;
- слабосвязанная схема;
- жесткосвязанная схема;
- глубоко интегрированная схема.

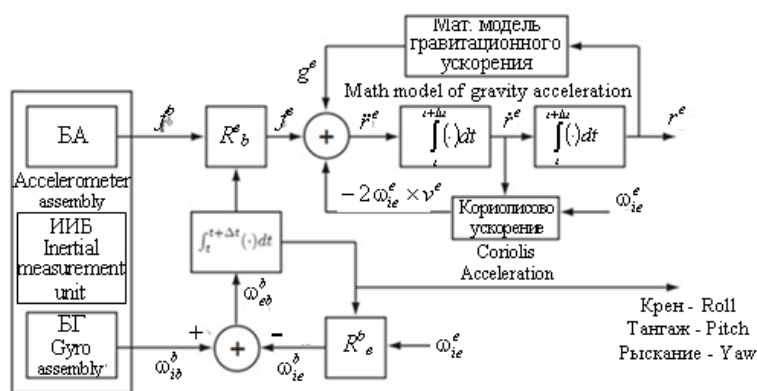


Рис. 1. Блок-схема, иллюстрирующая алгоритм работы БИНС

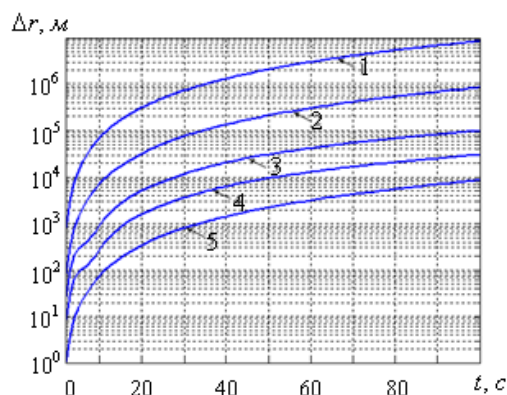


Рис. 2. Погрешность определения координат ИИБ. Типы ИИБ: 1 – автомобильные; 2 – тактические; 3 – промежуточные; 4 – авиационные; 5 – морские

В настоящее время авторами проводится моделирование алгоритмов комплексирования БИНС и НАП СНС по слабосвязанной схеме с использованием вычислительных средств системы программирования Matlab R 2008b Simulink. Одним из разрабатываемых алгоритмов является расширенный фильтр Калмана для совместной обработки результатов измерений БИНС и НАП СНС [10].

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Совместное использование аппаратуры БИНС и СНС в предлагаемом комплексе позволит исключить недостатки каждой из систем в отдельности и объединить их

достоинства, поскольку ИНС имеет весьма малую шумовую ошибку при определении пространственных координат ускорения и угловой скорости объекта. Что касается систематической погрешности, то она со временем нарастает. С другой стороны, АП СРНС имеет большую шумовую погрешность в определении координат и скорости движения ЛА, но не имеет нарастания во времени погрешности, поскольку нет интегрирования во времени. Использование периодической коррекции результатов измерений ИНС данными от АП СРНС позволит как добиться уменьшения шумовой ошибки, присущей СРНС, так и компенсировать уходы параметров, обусловленные ИНС. В итоге предлагаемый комплекс позволит обеспечить непрерывное измерение и документирование таких параметров полета ВС, как скорость, координаты, угловое положение и скорость изменения положения строительных осей в пространстве, а также линейные ускорения ЛА в трех направлениях, соответствующих ориентации в пространстве строительных осей объекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В.** Сетевые спутниковые радионавигационные системы. М.: Радио и связь, 1993. 408 с.
2. **Groves P.D.** Principles of GNSS, Inertial and Multi-Sensor Integrated Navigation Systems. Boston, Artech House publ., 2008, 759 p.
3. **Матвеев В.В.** Инженерный анализ погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2014. № 9 (2). С. 251–267.
4. **Михеев А.В.** Уравнения ошибок бесплатформенного гироскопа на основе бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2012. № 1 (2). С. 117–126.
5. **Teodor L.G., Ruxandra M.B.** Modelling and Simulation Based Matlab/Simulink of a Strapdown Inertial Navigation System' Errors due to the Inertial Sensors. MATLAB Applications for the Practical Engineer, 2014. Available at: <http://www.intechopen.com/books/matlab-applications-for-the-practical-engineer/modelling-and-simulation-based-matlab-simulink-of-a-strap-down-inertial-navigation-system-errors-due> (дата обращения 10.05.2016).
6. **Magree D., Johnson E.N.** A Monocular Vision-aided Inertial Navigation System with Improved Numerical Stability. Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference, 2015. Available at: <https://smartech.gatech.edu/bitstream/handle/1853/53165/AIAA-2015-0097.pdf> (дата обращения 10.05.2016).
7. **Srdjan T., Milan B.** Experimental Verification of Inertial Navigation with MEMS for Forensic Investigation of Vehicle Collision. Radioengineering, 2016, Vol. 25, No. 1, pp. 187–193, DOI: 10.13164/re.2016.0187
8. **Ястребова Е.А., Наумов С.Г.** Автономное демпфирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Технические науки – от теории к практике. 2013. № 22. URL: <http://cyberleninka.ru/article/n/avtonomnoe-dempfirovanie-besplatformennoy-inertsialnoy-navigatsionnoy-sistemy> (дата обращения: 12.05.2016).
9. **Цибизова Т.Ю., Нгуен Д.Т.** Алгоритмические способы коррекции навигационных систем в выходном сигнале [Электронный ресурс] // Интернет-журнал «Наукоеведение». 2015. № 3 (7). URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/162TVN315.pdf> (дата обращения 12.05.2016).
10. **Числов К.А.** Интеграция инерциальной, спутниковой и астроинформации в задаче коррекции навигационной системы // Исследования наукограда. 2012. № 2. URL: <http://cyberleninka.ru/article/n/integratsiya-inertsialnoy-sputnikovoy-i-astroinformatsii-v-zadache-korreksii-navigatsionnoy-sistemy> (дата обращения: 12.05.2016).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Борсоев Владимир Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой навигационного обеспечения полетов и аэронавигационной информации Института аэронавигации (г. Москва), электронный адрес: borsoev@aeronav.aero.

Кацура Александр Владимирович, доцент, кандидат технических наук, профессор кафедры ПНК Сибирского государственного аэрокосмического университета, электронный адрес: pnk-sibsau@mail.ru.

Степанов Сергей Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры АТ Ульяновского института гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, электронный адрес: uvauga-kvs@yandex.ru.

IMPLEMENTATION OF INERTIAL NAVIGATION SYSTEM MODEL DURING AIRCRAFT TESTING

Vladimir A. Borsoev

Institute of Air Navigation, Moscow, Russia, borsoev@aeronav.aero

Aleksei V. Katsura

Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, Russia, pnk-sibsau@mail.ru

Sergei M. Stepanov

Ulyanovsk Higher Civil Aviation School, Ul'yansovsk, Russia, uvauga-kvs@yandex.ru

ABSTRACT

The flight subset control is required during the aviation equipment test flights. In order to achieve this objective the complex consisting of strap down inertial navigation system (SINS) and user equipment of satellite navigation systems (SNS) can be used. Such combination needs to be used for error correction in positioning which is accumulated in SINS with time. This article shows the research results of the inertial navigation system (INS) model. The results of the positioning error calculation for various INS classes are given. Each of the examined INS has a different accumulated error for the same time lag. The methods of combining information of INS and SRNS are covered. The results obtained can be applied for upgrading the aircraft flight and navigation complexes. In particular, they can allow to continuously determine speed, coordinates, angular situation and repositioning rate of change of axes of the instrument frame.

Key words: inertial navigation system, positioning, accumulation of errors.

REFERENCES

1. **Shebshaevich V.S., Dmitriev P.P., Ivancevich N.V.** Setevye sputnikovye radionavigacionny sistemy. [Satellite navigation systems network] Moscow, Radio i svjaz' publ., 1993, 408 p. (in Russian)
2. **Groves P.D.** Principles of GNSS, Inertial and Multi-Sensor Integrated Navigation Systems. Boston, Artech House publ., 2008, 759 p.
3. **Matveev V.V.** The engineering analysis of lapses of strapdown inertial navigational system. Izvestija Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tehnicheskie nauki. [Bulletin of the Tula State University. Technical sciences], 2014, No. 9 (2), pp. 251–267. (in Russian)
4. **Mihev A.V.** Error equations of a strap down gyrocompass based on the strap down inertial navigation system. Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo tehnikeskogo universiteta. [Bulletin of the Saratov State Technical University], 2012, No. 1 (2), pp. 117–126. (in Russian)
5. **Teodor L.G., Ruxandra M.B.** Modelling and Simulation Based Matlab/Simulink of a Strapdown Inertial Navigation System' Errors due to the Inertial Sensors. MATLAB Applications for the Practical Engineer, 2014. Available at: <http://www.intechopen.com/books/matlab-applications-for-the-practical-engineer/modelling-and-simulation-based-matlab-simulink-of-a-strap-down-inertial-navigation-system-errors-due> (accessed 10.05.2016).

6. Magree D., Johnson E.N. A Monocular Vision-aided Inertial Navigation System with Improved Numerical Stability. Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference, 2015. Available at: <https://smartech.gatech.edu/bitstream/handle/1853/53165/AIAA-2015-0097.pdf> (accessed 10.05.2016).

7. Srdjan T., Milan B. Experimental Verification of Inertial Navigation with MEMS for Forensic Investigation of Vehicle Collision. Radioengineering, 2016, Vol. 25, No. 1, pp. 187–193, DOI: 10.13164/re.2016.0187

8. Jastrebova E.A., Naumov S.G. Autonomous damping of strapdown inertial navigation system. Tehnicheskie nauki – ot teorii k praktike, 2013, no. 22. Available at: <http://cyberleninka.ru/article/n/avtonomnoe-dempfirovanie-besplatformennoy-inertsialnoy-navigatsionnoy-sistemy> (accessed: 12.05.2016). (in Russian)

9. Cibizova T.Ju., Nguen D.T. Algorithmic methods of navigation systems correction in output signal. Internet-zhurnal “Naukovedenie”, 2015, No. 3 (7). Available at: <http://naukovedenie.ru/PDF/162TVN315.pdf> (accessed: 12.05.2016). (in Russian)

10. Chislov K.A. The integration of the inertial satellite and astroinformation in the problem of the navigation system correction. Issledovaniya naukograda, 2012, No. 2. Available at: <http://cyberleninka.ru/article/n/integratsiya-inertsialnoy-sputnikovoy-i-astroinformatsii-v-zadache-korreksii-navigatsionnoy-sistemy> (accessed: 12.05.2016). (in Russian)