

КОРРЕКЦИЯ КУРСА ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДО ВЗЛЕТА САМОЛЕТА ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

В. В. Маркелов^а, ведущий инженер-программист

М. О. Костишин^{а, б}, аспирант, старший инженер

А. В. Шукалов^{а, б}, канд. техн. наук, доцент, генеральный директор

^аАО «ОКБ «Электроавтоматика», Санкт-Петербург, РФ

^бСанкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург, РФ

Постановка проблемы: при проведении сокращенной автономной подготовки к вылету самолета, оснащенного инерциальной навигационной системой на базе платформенной инерциальной курсовертикали, возникает проблема недостаточной точности определения начального азимута и, как следствие, курса объекта. Это обуславливает необходимость проведения дополнительной коррекции курса до взлета. В качестве варианта рассматривается возможность использования для коррекции курса информации, получаемой от спутниковой навигационной системы. **Результаты:** представлен метод коррекции курса до взлета самолета инерциальной навигационной системы по информации от спутниковой навигационной системы. Коррекция курса включает в себя определение расчетной курсовой ошибки на прямолинейных участках руления до взлета с последующим ее вводом в виде поправки в бортовую цифровую вычислительную машину для использования в текущем полете. Расчет курсовой ошибки осуществляется путем статистической оценки сравнения путевого угла, определяемого по информации спутниковой навигационной системы, с текущим курсом, измеренным инерциальной навигационной системой. Сравнение производится по заданному количеству замеров на реализуемом интервале времени. Приведены результаты отработки метода на испытательном стенде с оценкой его точностных характеристик. **Практическая значимость:** коррекция курса по информации спутниковой навигационной системы до взлета может использоваться в целях повышения точностных характеристик определения курса самолета после проведения сокращенных видов подготовки бортовых инерциальных систем с неточной выставкой начального азимута.

Ключевые слова — коррекция курса, инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система.

Введение

Точность определения курса самолета, оснащенного инерциальной навигационной системой (ИНС), в первую очередь определяется точностью начальной выставки данной системы в азимуте.

Наиболее широкое применение из вариантов выставки ИНС на базе платформенной инерциальной курсовертикали в азимуте нашел способ гирокомпасирования, обеспечивающий необходимые и достаточные точностные характеристики определения стояночного курса. Однако данный способ обладает одним существенным недостатком для ИНС, заключающимся в длительности процесса гирокомпасирования, составляющей 10–20 мин.

При необходимости сократить время подготовки к вылету до 3–5 мин применяются следующие способы определения начального положения инерциальной системы по азимуту, не требующие наличия дополнительных приспособлений, ориентиров или точной привязки самолета к месту стоянки: определение магнитного курса с помощью индукционного датчика с последующим переводом в истинный курс с учетом задаваемого магнитного склонения и использование последнего сохраненного бортовым навигационным ком-

плексом значения курса после постановки объекта на место стоянки.

При явном преимуществе во времени подготовки точность данных способов составляет порядка 1° , что является недостаточно удовлетворительным значением для решения ряда целевых задач. Компенсация курсовой ошибки осуществляется обычно при использовании дополнительной коррекции курса по взлетно-посадочной полосе, при движении по осевой линии рулежной дорожки и разбеге.

В качестве альтернативного метода уточнения значения курса после сокращенной подготовки к вылету предложен вариант коррекции курса по информации спутниковой навигационной системы (СНС) до взлета.

Использованию коррекции курса по информации СНС способствует развертывание в полном объеме спутниковой орбитальной группировки ГЛОНАСС, позволяющей потребителям получать измеряемые параметры с требуемой точностью.

Коррекция курса по информации СНС до взлета

Коррекция курса по информации СНС основана на допущении о равенстве путевого угла

истинному курсу на прямолинейных участках руления самолета. При этом необходимо иметь в виду, что данное допущение может соблюдаться с определенной погрешностью, обусловленной конструктивными особенностями самолета.

При коррекции курса на участках руления обеспечивается определение текущего путевого угла по информации СНС и его сравнение с текущим курсом, измеренным ИНС.

Принимается, что погрешности измерения путевых скоростей и, соответственно, путевого угла по информации СНС при прямолинейном движении самолета по земле подчинены нормальному закону распределения с околонулевым математическим ожиданием (что приемлемо при работе СНС в режиме ГЛОНАСС или GPS (с выключенным селективным доступом)) [1].

Также принимается, что колебания измеренного ИНС курса относительно фактического путевого угла при движении самолета подчинены нормальному закону распределения при отсутствии заметного дрейфа ИНС в азимуте.

Таким образом, математическое ожидание рассогласования курса, измеренного ИНС, и путевого угла, рассчитанного по информации СНС, может быть принято в качестве курсовой ошибки ИНС.

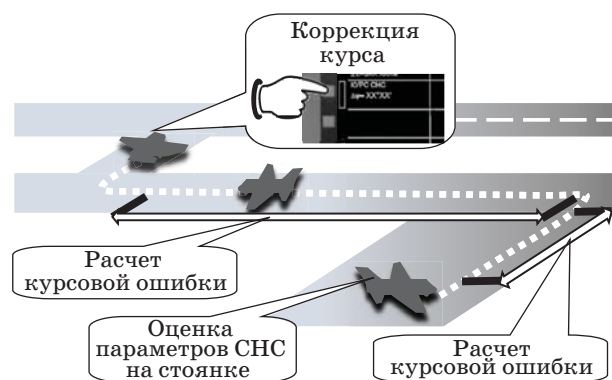
В качестве критерия, позволяющего принимать математическое ожидание рассогласования измеренного ИНС курса и рассчитанного по информации СНС путевого угла как курсовую ошибку, используются следующие условия: соответствие рассогласования нормальному закону распределения; соответствие дисперсии рассогласования сумме дисперсий от измерения путевого угла по информации СНС и измерения ИНС курса относительно фактического путевого угла при движении самолета; обеспечение количеством замеров рассогласования приемлемого значения точности.

Реализация и отработка режима коррекции курса по информации СНС

Для отработки коррекции курса по информации СНС данный режим был интегрирован в программное обеспечение бортового комплекса самолета типа Л-39 [1–4].

Расчеты режима проводились бортовой цифровой вычислительной машиной с регистрацией результатов на бортовом накопителе и последующей их обработкой на наземном автоматизированном рабочем месте [5, 6].

Схема функционирования режима коррекции курса по информации СНС (рис. 1) состоит из этапа оценки параметров СНС на стоянке и этапа расчета курсовой ошибки на участках руления. Инициализация рассчитанной курсовой поправ-



■ Рис. 1. Схема функционирования режима коррекции курса

ки проводится в ручном режиме с помощью многофункционального индикатора [7–14].

Для оценки режима в качестве исходной использовалась информация СНС в режиме ГЛОНАСС+GPS с частотой измерения параметров 10 Гц при геометрическом факторе не более двух при наличии контроля целостности и непрерывности измеренных СНС данных.

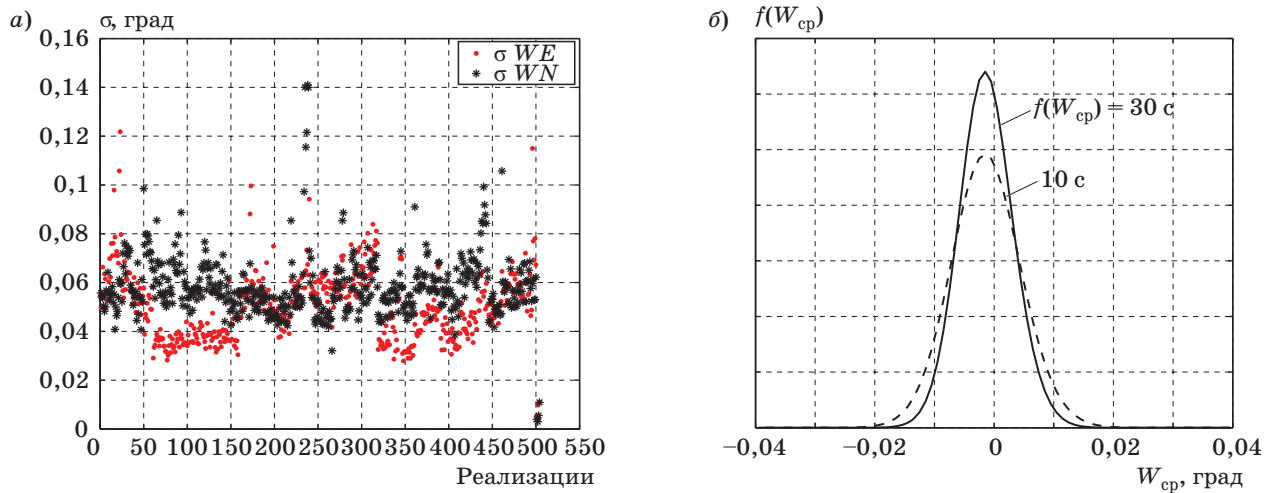
Параметры СНС на стоянке оценивались на непрерывном интервале измерений в течение 10–30 с при значениях путевых скоростей СНС, не превышающих 0,2 м/с. Оцениваемыми параметрами являются составляющие скорости по информации СНС, определяющие заданный путевой угол [15].

Погрешности измерения северной (WN) и восточной (WE) составляющих скорости по информации СНС (σ), полученные на интервалах измерений 10–30 с, и кривые распределения выборочного среднего (W_{cp}) величины суммарной скорости на интервалах измерений 10 и 30 с представлены на рис. 2, а и б, где $f(W_{cp})$ — плотность распределения. Результаты получены по более чем 500 реализациям, разнесенным по времени и месту.

Погрешности измерения составляющих скорости по информации СНС соответствуют заявленным характеристикам при работе СНС в режиме ГЛОНАСС (при стандартной точности) и при работе в режиме GPS (при отсутствии селективного доступа) до 0,2 м/с (2σ).

Погрешность оценки математического ожидания с вероятностью 0,97 не превысит 0,01 м/с на непрерывном интервале измерений в течение 30 с. Данное значение использовано в качестве необходимого условия для осуществления коррекции курса по информации СНС.

Расчет курсовой ошибки осуществлялся на прямолинейных участках движения самолета, характеризующихся отсутствием признака поворота и путевой скоростью, измеренной СНС, превышающей заданное пороговое значение, по-



■ Рис. 2. Погрешности измерения составляющих скорости по информации СНС (а) и кривые распределения выборочного среднего величины суммарной скорости СНС (б)

звляющее получить достаточную точность расчета путевого угла. По результатам отработки в качестве признака поворота принималась скорость изменения курса ИНС более 1°/с; пороговое значение скорости — 6 м/с.

Дискретная курсовая ошибка определялась как разница измеренного ИНС курса и рассчитанного по составляющим путевой скорости СНС путевого угла по формуле

$$\Delta\psi_i = \Delta\psi_i^{\text{ИНС}} - \arctg(WE_i / WN_i),$$

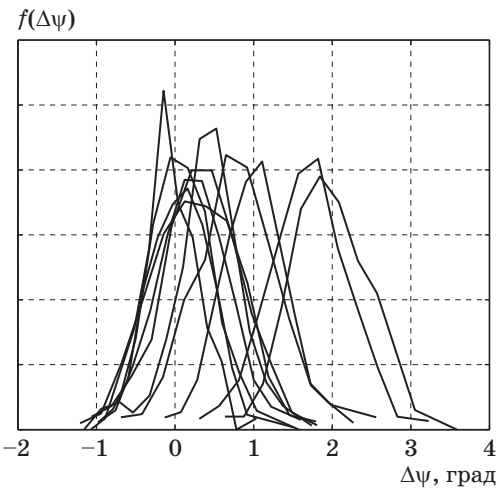
где $\Delta\psi_i$ — дискретная курсовая ошибка на i -м цикле расчета; $\Delta\psi_i^{\text{ИНС}}$ — истинный курс, измеренный ИНС; WE_i, WN_i — северная и восточная составляющие путевой скорости СНС.

Кривые распределения курсовой ошибки для 11 реализаций с более чем 400 циклами замеров погрешности в каждой при суммарном времени руления от 20 до 120 с представлены на рис. 3, где $f(\Delta\psi)$ — плотность распределения. Данные кривые соответствуют нормальному закону распределения с несущественным отклонением от него, обусловленным эксплуатационными характеристиками самолета при движении и характеристиками окружающей среды. При этом значение амплитуды колебания измеренного ИНС курса относительно фактического путевого угла при движении самолета составило до 1°.

Искомая курсовая ошибка ИНС, рассчитанная по информации СНС, представляет собой выборочное среднее как оценку математического ожидания и определяется постоянно на прямолинейных участках движения самолета по формуле

$$\Delta\psi_{\text{cp}i} = \Delta\psi_{\text{cp}i-1} + (\Delta\psi_i - \Delta\psi_{\text{cp}i-1})/i,$$

где $\Delta\psi_{\text{cp}i}$ — курсовая ошибка после i -го цикла расчета; $\Delta\psi_{\text{cp}i-1}$ — курсовая ошибка после $(i - 1)$ -го цикла расчета.



■ Рис. 3. Распределение курсовой ошибки

Для определения достаточности количества замеров используется расчет точности измерения курсовой ошибки ϵ [15]

$$\epsilon^2 = 1,96^2 \sigma_i^2 / (i - 1),$$

где дисперсия

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i-1}^2 (i - 2) / (i - 1) + (\Delta\psi_i - \Delta\psi_{\text{cp}i-1})^2 / i.$$

Величина 1,96 для нормального закона распределения определяет размер интервала замеров, характеризующегося вероятностью попадания в него 0,95.

По результатам отработки достаточной точностью измерения курсовой ошибки считаются 0,05°, что в среднем соответствует более 400 циклам расчета погрешности измерения курса.

Критерием качества процедуры коррекции выбрано среднее квадратическое отклонение курсовой ошибки на интервале измерений. Его допу-

стимое значение, по результатам обработки, не должно превышать $0,3^\circ$.

Значение данного среднего квадратического отклонения определяется из формулы

$$\sigma[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_i^2 = \sigma[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_{i-1}^2 (i-2)/(i-1) + (\Delta\Psi_{\text{cp}i} - M[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_{i-1})^2/i,$$

где $\sigma[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_i$ — среднее квадратическое отклонение курсовой ошибки на интервале измерений до i -го цикла расчета [15]; $M[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_i = M[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_{i-1} + (\Delta\Psi_{\text{cp}i} - M[\Delta\Psi_{\text{cp}}]_{i-1})/i$.

Оценка режима коррекции курса по информации СНС выполнялась сравнением откорректированного по информации СНС курса, приведенного к месту стоянки, с эталонным значением.

В качестве эталонного принималось значение стояночного курса, определенное с помощью теодолита.

Погрешность, полученная при коррекции курса по информации СНС по всем реализациям, не превысила $20'$, что делает целесообразным применение данной коррекции при неточной выставке инерциальной системы по азимуту.

По результатам наземной обработки режим коррекции курса по информации СНС был рекомендован к применению для уточнения курса самолета после проведения ускоренной подготовки ИНС с определением начального азимута по магнитному корректору.

Заключение

Коррекция курса до взлета по информации СНС может быть рекомендована к использованию с целью повысить точностные характеристики определения курса самолета, оснащенного ИНС на базе платформенной инерциальной курсовертикали, после проведения сокращенной подготовки с выставкой начального азимута по датчику магнитного курса.

Значение курсовой поправки для коррекции определяется при рулении самолета в течение не менее 20 с при работе бортовой СНС в режиме ГЛОНАСС или GPS (при отсутствии селективного доступа) и наличии контроля целостности используемых данных, а также при использовании дополнительного контроля измеряемых и вычисляемых параметров. При этом погрешность определения курсовой поправки не превысит $20'$.

Литература

1. Харин Е. Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. Опыт многолетнего практического применения. — М.: МАИ, 2002. — 264 с.
2. Парамонов П. П., Жаринов И. О. Интегрированные бортовые вычислительные системы: обзор современного состояния и анализ перспектив развития в авиационном приборостроении // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 2. С. 1–17.
3. Гачин Ю. А., Жаринов И. О. Основы проектирования вычислительных систем интегрированной модульной авионики. — М.: Машиностроение, 2010. — 224 с.
4. Синяков А. Н., Мамаев В. Я., Парамонов П. П., Есин Ю. Ф. Интеллектуальные навигационные датчики в автоматизированных обучающих системах // Датчики и системы. 2001. № 8. С. 27–29.
5. Харин Е. Г., Копылов И. А., Копелович В. А., Ясенок А. В. Технология автоматизированного оценивания самолетовождения по стандартным маршрутам вылета и прибытия // Сб. тр. XXII Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 157–161.
6. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных

аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. — М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. — 360 с.

7. Парамонов П. П., Копорский Н. С., Видин Б. В., Жаринов И. О. Многофункциональные индикаторы на плоских жидкокристаллических панелях: наукоемкие аппаратно-программные решения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2004. № 3. С. 238–245.
8. Парамонов П. П. и др. Принцип формирования и отображения массива геоинформационных данных на экран средств бортовой индикации / П. П. Парамонов, М. О. Костишин, И. О. Жаринов, В. А. Нечаев, С. А. Сударчиков // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 6. С. 136–142.
9. Парамонов П. П. и др. Реализация структуры данных, используемых при формировании индикационного кадра в бортовых системах картографической информации / П. П. Парамонов, П. В. Коновалов, И. О. Жаринов, Ю. А. Кирсанова, С. Б. Уткин // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 2. С. 165–167.
10. Костишин М. О. и др. Оценка точности визуализации местоположения объекта в геоинформационных системах и системах индикации навигационных комплексов пилотируемых летатель-

ных аппаратов / М. О. Костишин, И. О. Жаринов, О. О. Жаринов, В. А. Нечаев, В. Д. Суслов // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 1. С. 87–93.

11. Жаринов И. О., Жаринов О. О. Бортовые средства отображения информации на плоских жидкокристаллических панелях: учеб. пособие. — СПб.: ГУАП, 2005. — 144 с.
12. Парамонов П. П., Ильченко Ю. А., Жаринов И. О. Теория и практика статистического анализа картографических изображений в системах навигации пилотируемых летательных аппаратов // Датчики и системы. 2001. № 8. С. 15–19.
13. Kostishin M. O., Zharinov I. O. Precision Characteristics of the Positioning of Objects in Aircraft Geoin-

formation Systems // Automation & Control: Proc. of the Intern. Conf. of Young Scientists «ISCAC-2013», Saint-Petersburg, 21–22 Nov. 2013. Saint-Petersburg: National Research University of Saint-Petersburg State Polytechnical University, 2013. P. 92–96.

14. Парамонов П. П., Ильченко Ю. А., Жаринов И. О., Тарасов П. Ю. Структурный анализ и синтез графических изображений на экранах современных средств бортовой индикации на плоских жидкокристаллических панелях // Авиакосмическое приборостроение. 2004. № 5. С. 50–57.
15. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. — М.: Наука, 1969. — 576 с.

UDC 629.051

doi:10.15217/issn1684-8853.2015.6.34

Aircraft Inertial Navigation System Pre-takeoff Course Correction by Information from a Satellite Navigation System

Markelov V. V^a, Senior Software Engineer, vvmarkel@gmail.com

Kostishin M. O.^{a, b}, Assistant, Engineer, maksim@kostishin.com

Shukalov A. V.^{a, b}, PhD, Tech., Associate Professor, Director General, aviation78@mail.ru

^aSaint-Petersburg Scientific Design Bureau «Electroavtomatika», 40, Marshala Govorova St., 198095, Saint-Petersburg, Russian Federation

^bSaint-Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics, 49, Kronverkskii St., 197101, Saint-Petersburg, Russian Federation

Purpose: During a shortened standalone takeoff preparation of an aircraft with an inertial navigation system based on a platform inertial AHRS, there is a problem of insufficient accuracy of initial azimuth determination and, consequently, the object course. This necessitates an additional course correction before the takeoff. A possible option is using the information received from a satellite navigation system. **Results:** A pre-takeoff course correction method is proposed which uses the information from a satellite navigation system. The correction includes the determination of the estimated course error on the straight sections of the taxiing before the takeoff and its subsequent input as an amendment into the onboard digital computer to use it during the flight. The error is calculated by statistical evaluation, comparing the track angle determined using the satellite navigation system information with the current course measured by the inertial navigation system. The comparison is made for several measurements within a certain time interval. Test-bench results of the method's application are given, along with the evaluation of its accuracy. **Practical relevance:** Pre-takeoff satellite-driven course correction can be used to improve the accuracy of determining the course of an aircraft after a shortened preparation of the onboard inertial systems with the initial azimuth set up inaccurately.

Keywords — Course Correction, Inertial Navigation System, Satellite Navigation System.

Reference

1. Kharin E. G. *Kompleksnaia obrabotka informatsii navigatsionnykh sistem letatel'nykh apparatov. Opyt mnogoletnego prakticheskogo primeneniia* [Complex Information Processing of Aircraft Navigation Systems]. Moscow, MAI Publ., 2002. 264 p. (In Russian).
2. Paramonov P. P., Zharinov I. O. Integrated On-board Computing Systems: Present Situation Review and Development Prospects Analysis in the Aviation Instrument-making Industry. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2013, no. 2, pp. 1–17 (In Russian).
3. Gatchin Yu. A., Zharinov I. O. *Osnovy proektirovaniia vychislitel'nykh sistem integrirovannoi modul'noi avioniki* [Basics of Designing Computer Systems Integrated Modular Avionics], Moscow, Mashinostroenie Publ., 2010. 224 p. (In Russian).
4. Siniakov A. N., Mamaev V. Ia., Paramonov P. P., Esin Iu. F. Intellectual Navigation Sensors in Automated Training Systems. *Datchiki i sistemy*, 2001, no. 8, pp. 27–29 (In Russian).
5. Kharin E. G., Kopylov I. A., Kopelovich V. A., Yasenok A. V. Automatic Evaluation of Aircraft Navigation along Standard Instrument Departure and Arrival Routes. *Trudy XXII Mezhdunarodnoi konferentsii po integrirovannym navigatsionnym sistemam* [Proc. of XXII Saint-Petersburg Intern. Conf. on Integrated Navigation Systems]. Saint-Petersburg, TsNII Elektropribor Publ., 2015, pp. 176–180 (In Russian).
6. Kharin E. G., Kopylov I. A. *Tekhnologii letnykh ispytaniia bortovogo oborudovaniia letatel'nykh apparatov s primeneniem kompleksa bortovyykh traektornykh izmerenii* [Technology Avionics Flight Test using a Set of on-board Measurement]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2012. 360 p. (In Russian).
7. Paramonov P. P., Kopersky N. S., Vidin B. V., Zharinov I. O. Implementation of Data Structure in Indication Frame Formation for Onboard Geospatial Data Computer Systems. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2004, no. 3, pp. 238–245 (In Russian).
8. Paramonov P. P., Kostishin M. O., Zharinov I. O., Nechaev V. A., Sudarchikov S. A. Formation and Display Principles for an Array of Geoinformation Data by Means of Onboard Display Screen. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2013, no. 6, pp. 136–142 (In Russian).

9. Paramonov P. P., Konovalov P. V., Zharinov I. O., Kirsanova Yu. A., Utkin S. B. Implementation of Data Structure in Indication Frame Formation for Onboard Geospatial Data Computer Systems. *Nauchno-tehnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2013, no. 2, pp. 165–167 (In Russian).
10. Kostishin M. O., Zharinov I. O., Zharinov O. O., Nechaev V. A., Suslov V. D. Accuracy Evaluation of the Object Location Visualization for Geo-information and Display Systems of Manned Aircraft Navigation Complexes. *Nauchno-tehnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2014, no. 1, pp. 87–93 (In Russian).
11. Zharinov I. O., Zharinov O. O. *Bortovye sredstva otobrazheniia informatsii na ploskikh zhidkokristallicheskiikh paneliakh* [Onboard Display on Flat Liquid Crystal Panels]. Saint-Petersburg, GUAP Publ., 2005. 144 p. (In Russian).
12. Paramonov P. P., Il'chenko Yu. A., Zharinov I. O. Theory and Practice of Statistical Analysis of Cartographic Images in Navigation Systems Manned Aircraft. *Datchiki i sistemy* [Sensors and Systems], 2001, no. 8, pp. 15–19 (In Russian).
13. Kostishin M. O., Zharinov I. O. Precision Characteristics of the Positioning of Objects in Aircraft Geoinformation Systems. *Automation & Control: Proc. of the Intern. Conf. of Young Scientists "ISCAC-2013"*, Saint-Petersburg, National Research University of Saint-Petersburg State Polytechnical University Publ., 2013, pp. 92–96.
14. Paramonov P. P., Il'chenko Yu. A., Zharinov I. O., Tarasov P. Yu. Structural Analysis and Synthesis of Graphic Images on the Screens of Modern On-board Display on Flat Liquid Crystal Panels. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2004, no. 5, pp. 50–57 (In Russian).
15. Ventscel' E. S. *Teoriia veroiatnosti* [Probability Theory]. Moscow, Nauka Publ., 1969. 576 p. (In Russian).

К статье

Е. А. Барковского, А. В. Соколова «Оптимальное управление двумя параллельными FIFO-очередями на бесконечном времени» (*Информационно-управляющие системы*. 2015. № 5. С. 65–71).

Исправления авторов. На странице 70 в таблице «Сравнение потерь» в столбце «Входные данные», начиная с третьей строки, значения вероятностей приведены неправильные. Следует читать:

■ **Сравнение потерь**

| Входные данные | Величина потерь при переполнении ($m = 10$) | |
|--|---|-------------------------------|
| | Оптимальное разбиение | Разбиение пополам ($s = 5$) |
| $p_1 = 0,25, p_2 = 0,25,$ $p_{12} = 0,25, r_1 = 0,25,$ $q_1 = q_2 = q_{12} = r_2 = 0,25$ | 0,089 ($s = 5$) | 0,089 |
| $p_1 = 0,30, p_2 = 0,20,$ $p_{12} = 0,10, r_1 = 0,40,$ $q_1 = q_2 = q_{12} = r_2 = 0,25$ | 0,012 ($s = 6$) | 0,014 |
| $p_1 = 0,35, p_2 = 0,15,$ $p_{12} = 0,10, r_1 = 0,40,$ $q_1 = q_2 = q_{12} = r_2 = 0,25$ | 0,019 ($s = 7$) | 0,025 |
| $p_1 = 0,40, p_2 = 0,10,$ $p_{12} = 0,10, r_1 = 0,40,$ $q_1 = q_2 = q_{12} = r_2 = 0,25$ | 0,035 ($s = 7$) | 0,046 |
| $p_1 = 0,45, p_2 = 0,05,$ $p_{12} = 0,10, r_1 = 0,40,$ $q_1 = q_2 = q_{12} = r_2 = 0,25$ | 0,064 ($s = 8$) | 0,075 |