

А. Н. ДЗЮБА, А. В. ЛОПАРЕВ

**НЕСТАЦИОНАРНЫЙ АЛГОРИТМ КОРРЕКЦИИ
ГИРОВЕРТИКАЛИ АВИАЦИОННОГО ГРАВИМЕТРА**

Исследуется задача повышения точности системы гироскопической стабилизации авиационного гравиметра при маневрировании самолета в процессе проведения съемки. В целях снижения погрешности стабилизации предлагается нестационарный алгоритм коррекции этой системы, учитывающий наличие курсовой ошибки на маневре. Приведены результаты исследования системы стабилизации при различных моделях погрешности курсоуказания. Отмечается существенное снижение времени переходного процесса при использовании предложенного алгоритма по сравнению с традиционным стационарным алгоритмом.

Ключевые слова: авиационный гравиметр, погрешности гироскопической стабилизации, нестационарный алгоритм коррекции.

Введение

В последнее время широкое применение получают аэрогравиметрические съемки благодаря возможности их выполнения в труднодоступных районах Земли, включая высокие широты. Возрастающие требования к их проведению подразумевают необходимость совершенствования как используемой аппаратуры, так и методов обработки [1–12]. Весьма важным, в частности, является обеспечение надежности и достоверности измерений на любых участках полета. Известно, что при проведении съемки самолет движется прямолинейными участками траекторий с постоянными курсом и скоростью. При перелете с одного участка на другой совершается изменение курса на 180° . Как показано в работе [13], в условиях маневрирования двухосная гировертикаль гравиметра, демпфированная по скоростным спутниковым измерениям, без применения специальных мер возмущается, что приводит к потере гравиметрических данных на участке возмущения.

Погрешность вертикали на маневре обуславливается рядом факторов, среди которых можно выделить такие, как невыставка измерительных осей чувствительных элементов (гироскопов и акселерометров) относительно строительных осей самолета; наличие нескомпенсированных дрейфов гироскопов, используемых в контуре стабилизации; наличие погрешностей определения масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров. Указанные погрешности можно

Дзюба Андрей Николаевич. Инженер АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург).

Лопарев Алексей Валерьевич. Кандидат технических наук, начальник сектора АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО.

Статья по докладу на XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2015.

относительно к группе технологических. Известно, что их уменьшение достигается на этапе калибровки. После калибровки остаточные технологические погрешности не приводят к существенным возмущениям вертикали гравиметра на маневре. Однако для пересчета инерциальной скорости в географические оси и формирования разностных измерений в контуре демпфирования двухосной короткопериодной вертикали гравиметра требуется знание истинного курса. Курс может быть как получен с использованием внешних курсоуказателей (гироскопа, разнесенных антенн GPS/ГЛОНАСС), так и рассчитан аналитически с использованием гироскопа, установленного в плоскости гиросtabilизированной платформы. Возмущения гировертикали, обусловленные погрешностью курсоуказания, являются существенными на маневре из-за значительных центростремительных ускорений, характерных для авиационной съемки [14–16]. В гравиметрах серии «Чекан-АМ», выпускаемых АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», величина динамической погрешности угловой стабилизации на прямом курсе не превышает $15''$, статической погрешности – $30''$. Однако на участках маневрирования динамическая погрешность возрастает до единиц угловых минут, что затрудняет проведение гравиметрической съемки на данных участках маршрута.

В работе предложен нестационарный алгоритм коррекции гировертикали, позволяющий подавлять возмущения на маневре либо существенно снижать их уровень. Представлены результаты моделирования погрешностей гировертикали, демонстрирующие эффективность предложенного алгоритма.

Постановка задачи

В работе [13] приведены уравнения погрешностей системы стабилизации при использовании двухосного карданова подвеса и при установке на внутреннее кольцо карданова подвеса датчика угловой скорости с вертикальной измерительной осью. При составлении уравнений предполагается, что погрешности стабилизации вызваны смещениями нулей акселерометров, неучтенными скоростями уходов гироскопов, погрешностями масштабных коэффициентов чувствительных элементов, а также несовпадением измерительных осей гироскопов и акселерометров относительно осей карданова подвеса. Рассмотрение условий функционирования гравиметра проводится без учета колебательных составляющих движений самолета, вызванных его креном, дифферентом и рысканием. Цепь коррекции использует разностный сигнал показаний спутниковой навигационной системы (СНС) и акселерометра (интеграл от соответствующей составляющей кажущегося ускорения).

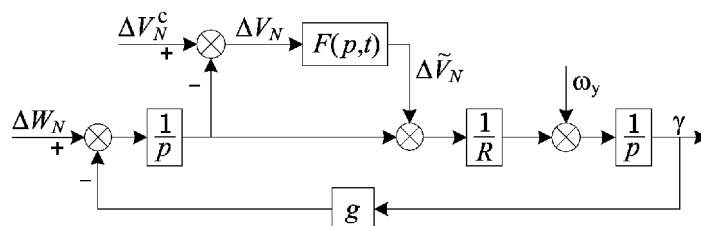


Рис. 1. Структура формирования ошибки стабилизации (северный канал)

Для оценки влияния погрешности курсоуказания на точность стабилизации рассмотрим упрощенную модель погрешностей для одного из каналов гировертикали (в данном случае – северного, рис. 1). Здесь ΔW_N – погрешность опре-

деления северной составляющей ускорения, обусловленная собственными погрешностями акселерометров и погрешностями пересчета в географические оси; ΔV_N^c – погрешность определения скорости спутниковой системой; ΔV_N , $\Delta \tilde{V}_N$ – соответственно входной и выходной сигналы корректирующего фильтра; ω_y – угловая скорость ухода гироскопа; γ – ошибка угловой стабилизации; R – радиус Земли; g – ускорение силы тяжести; $F(p, t)$ – искомый алгоритм коррекции (в общем случае нестационарный), записанный в операторной форме. Заметим, что при наличии цепи коррекции гировертикаль становится короткопериодной [17, 18].

Погрешность курсоуказания на маневре приводит к погрешностям пересчета линейного ускорения объекта в географические оси согласно выражениям:

$$\Delta W_N = -W_c \Delta K \cos K,$$

$$\Delta W_E = -W_c \Delta K \sin K,$$

где $\Delta W_N, \Delta W_E$ – погрешности определения линейных ускорений в географических осях, W_c – центростремительное ускорение объекта (положительные значения соответствуют движению направо), ΔK – погрешность курсоуказания, K – истинный курс. Погрешность определения линейных ускорений в географических осях приводит, таким образом, к погрешности определения инерциальных скоростей.

Погрешность знания инерциальной скорости в географических осях обуславливает рассогласования инерциальной и спутниковой скоростей. Эти рассогласования при малых погрешностях определения составляющих линейной скорости по данным СНС и малых погрешностях курсоуказания ($\Delta K \leq 5^\circ$) можно приближенно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} \Delta V_N(t) &\approx -\int_0^t W_E(\tau) \Delta K(\tau) d\tau, \\ \Delta V_E(t) &\approx \int_0^t W_N(\tau) \Delta K(\tau) d\tau, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\Delta V_N, \Delta V_E$ – разности составляющих инерциальной и спутниковой скоростей; W_N, W_E – проекции центростремительного ускорения, возникающего при маневрировании, на оси географического сопровождающего трехгранника.

Из рис. 1, в частности, следует, что при использовании стационарной коррекции $F(p, t) = F(p)$ уравнение для ошибки угловой стабилизации в северном канале может быть записано в операторной форме следующим образом:

$$\gamma = \frac{\frac{p}{R} F(p)}{p^2 + F(p) \frac{g}{R}} \Delta V_N.$$

На рис. 2, а показан возможный вид графика изменения курса самолета при выполнении съемки. При этом длительность разворота на первом участке ма-

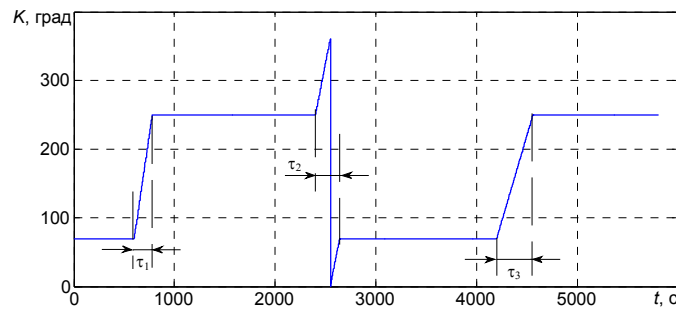
неврирования составляет $\tau_1 = 180$ с, на втором – $\tau_2 = 240$ с, на третьем – $\tau_3 = 360$ с.

При таком маневрировании и использовании стационарного фильтра [13] с передаточной функцией

$$F(p) = \frac{1 + 2\tau p}{\Omega^2 \tau^2 (2 + \tau p)}, \quad (2)$$

где τ – постоянная времени фильтра, $\Omega = \sqrt{g/R}$ – круговая частота шулеровских колебаний, график изменения ошибки угловой стабилизации примет вид, показанный на рис. 2, б. Здесь полагалось, что полет осуществляется со скоростью 100 м/с, погрешность курсоуказания 1° , постоянная времени фильтра $\tau = 50$ с. На рис. 2, б пунктирной линией показано время окончания маневра.

а)



б)

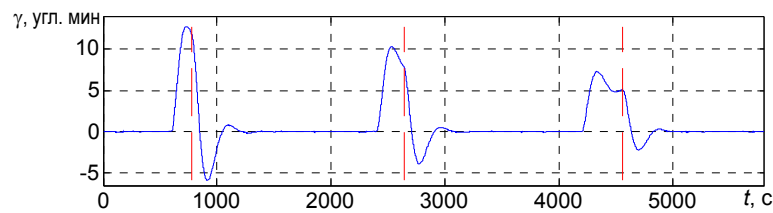


Рис. 2. Результаты моделирования: а) истинный курс;
б) погрешность вертикали при использовании стационарного фильтра

Видно, что переходный процесс продолжается и после окончания маневра, причем возмущение вертикали тем больше, чем меньше время его выполнения. Характер переходного процесса на маневре определяется постоянной времени фильтра. При ее увеличении уменьшаются ошибки стабилизации, но возрастает время переходного процесса. Характер возмущения вертикали, показанный на рис. 2, б, аналогичен представленному в работе [13]. Это обуславливает *актуальность задачи построения алгоритма коррекции, малочувствительного к маневрированию при аэрогравиметрической съемке*. При этом понятно, что разрабатываемый алгоритм должен иметь нестационарную структуру, так как любое изменение параметров стационарного фильтра при ненулевых начальных условиях, а также его отключение на маневре приводят к возникновению переходного процесса.

Предлагаемый нестационарный алгоритм коррекции

В работе [18] для коррекции вертикали предложено использовать нестационарный фильтр, структура которого приведена на рис. 3.

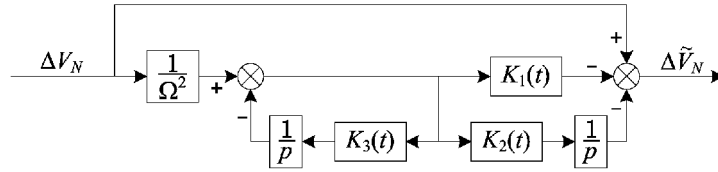


Рис. 3. Структура нестационарного корректирующего фильтра

Такая структура получена в предположении о марковском характере процессов, описывающих скорости ухода гироскопов и погрешности СНС с привлечением идей метода локальных аппроксимаций (МЛА) [17, 19, 20].

Метод направлен на получение приближенного решения задачи оптимальной фильтрации для стационарных процессов с дробно-рациональными спектральными плотностями. Он основан на предположении о том, что свойства фильтра определяются характером поведения спектральных плотностей полезного сигнала и шума в точке их пересечения. Таким образом, осуществляется переход от спектральных плотностей к степенным или несколько более сложным функциям круговой частоты. МЛА позволяет получать сравнительно простые алгоритмы как в частотной, так и во временной области. В ряде случаев такие алгоритмы обладают полезными на практике свойствами, в частности, в рамках рассматриваемой задачи указанный подход обеспечивает реализуемость корректирующего звена в том смысле, что порядок числителя его передаточной функции не превышает порядок знаменателя [18].

Не останавливаясь на подробностях вывода соотношений для субоптимального фильтра, построенного в рамках МЛА, отметим, что фактически здесь решается задача выделения сигнала $u(t)$ с условной спектральной плотностью

$$S_u(\omega) = \frac{2\alpha\sigma_y^2}{\omega^4} \text{ на фоне помехи } n(t) \text{ с условной спектральной плотностью}$$

$$S_n(\omega) = \frac{2\sigma_V^2\omega^2}{\mu g^2}, \text{ где } \sigma_y - \text{среднеквадратическое значение скорости ухода гироскопа, } \alpha - \text{величина, обратная постоянной времени корреляции ухода, } \sigma_V -$$

среднеквадратическая погрешность измерения скорости СНС, μ – величина, обратная постоянной времени корреляции погрешности СНС. Такая задача может быть решена с использованием алгоритмов калмановской фильтрации при настройке фильтра на модель вида

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = w, \quad \dot{x}_3 = x_1, \quad y = x_3 + v. \quad (3)$$

Здесь w и v – некоррелированные между собой белые шумы с интенсивностями $Q_1 = 2\alpha\sigma_y^2$ и $R_v = 2\sigma_V^2/(\mu g^2)$ соответственно. Процесс $y(t)$ выступает в качестве входного сигнала фильтра Калмана и представляют собой интеграл от суммарного сигнала $(u + n)$. При этом коэффициенты корректирующего фильтра $K_d(t)$, показанного на рис. 3, представляют собой коэффициенты фильтра Калмана, настроенного на модель (3), и могут быть получены решением уравнений Риккати

$$\dot{P}(t) = FP(t) + P(t)F^T - P(t)H^T R_v^{-1} HP(t) + GQ_1 G^T \quad (4)$$

в соответствии с соотношением

$$K(t) = P(t)H^T R_v^{-1},$$

где $K(t) = (K_1(t) \ K_2(t) \ K_3(t))^T$, $F = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}$, $G = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}$, $H = (0 \ 0 \ 1)$.

Заметим, что в установившемся режиме корректирующий фильтр становится стационарным, а его передаточная функция может быть приближенно записана в виде (2), где $\beta = 3 \sqrt{\frac{\sigma_y g}{\sigma_V}} \sqrt{\alpha \mu}$.

Анализ работы представленного алгоритма коррекции показывает, что, как и в случае использования стационарного фильтра, имеет место возмущение системы при смене курса. Для эффективной работы алгоритма необходим учет погрешностей пересчета составляющих инерциальной скорости в географические оси, что обусловлено погрешностью курсоуказания.

Следуя идеям МЛА, отметим, что, поскольку настройки фильтра Калмана обеспечивают в процессе стабилизации подавление низкочастотной составляющей скоростной ошибки, существенное влияние на показатели точности стабилизации оказывает поведение курсовой ошибки в области верхних частот. В связи с этим при описании курсовой ошибки может быть принята в рассмотрение винеровская модель [20] с интенсивностью порождающего шума $\tilde{Q} = 2\beta\sigma_K^2$, где σ_K – среднеквадратическая погрешность измерения курса, β – величина, обратная постоянной времени корреляции погрешности курсоуказания. Принимая во внимание соотношения (1), а также учитывая размерности переменных состояния, вместо модели (3) на маневре будем использовать модель вида

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = w_1, \quad \dot{x}_3 = x_1 + w_2, \quad y = x_3 + v, \quad (5)$$

где белый шум w_1 имеет интенсивность Q_1 , а белый шум w_2 , не коррелированный с w_1 и v , будет иметь интенсивность $Q_2 = \tilde{Q}V_E^2/g^2 = 2\beta\sigma_K^2 V_E^2/g^2$.

В уравнении (4) матрица G принимает вид $G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$, а вместо Q_1 используется

матрица интенсивностей порождающих шумов, которая при отсутствии маневра имеет вид $Q = \begin{pmatrix} Q_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$, а на маневре $Q = \begin{pmatrix} Q_1 & 0 \\ 0 & Q_2 \end{pmatrix}$.

Аналогичные соотношения могут быть получены и при построении фильтра в восточном канале гировертикали. Переход от модели (3) к модели (5) осуществляется по условию превышения боковой составляющей ускорения выбранного порогового значения. При этом структура фильтра по-прежнему соответствует представленной на рис. 3, а переключение с одной модели на другую приводит лишь к пересчету значений коэффициентов $K_i(t)$ путем решения соответствующего уравнения Риккати без обнуления выходов интеграторов. Таким образом, использование предложенного нестационарного алгоритма коррекции

не приводит к существенному увеличению вычислительной нагрузки процессора цифровой следящей системы.

Результаты моделирования предложенного алгоритма

Моделирование работы гировертикали осуществлялось с использованием полной модели погрешностей, приведенной в работе [13]. Скорость полета полагалась равной $V = 100$ м/с. Изменение истинного курса происходило в соответствии с рис. 2, а, а при формировании погрешности курсоуказания использовались константная модель, а также винеровская модель с заданной интенсивностью порождающего шума q^2 (характер изменения погрешности показан на рис. 5, а, б). Выбор значения q основывался на значениях параметров марковской модели погрешности курсоуказания в соответствии с соотношением $q = \sigma_K \sqrt{2\beta}$.

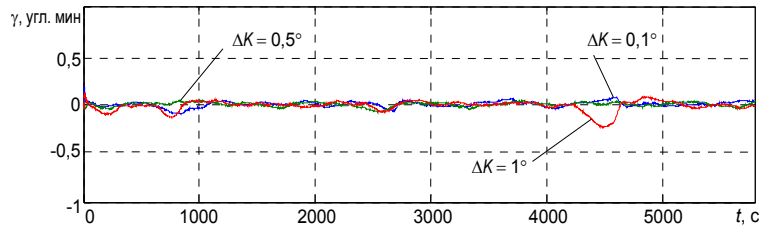


Рис. 4. Погрешность вертикали при постоянной погрешности курсоуказания

На рис. 4 представлены результаты моделирования погрешности вертикали при постоянстве погрешности курсоуказания, а на рис. 5, в, г — при различных значениях интенсивности порождающего белого шума винеровского процесса.

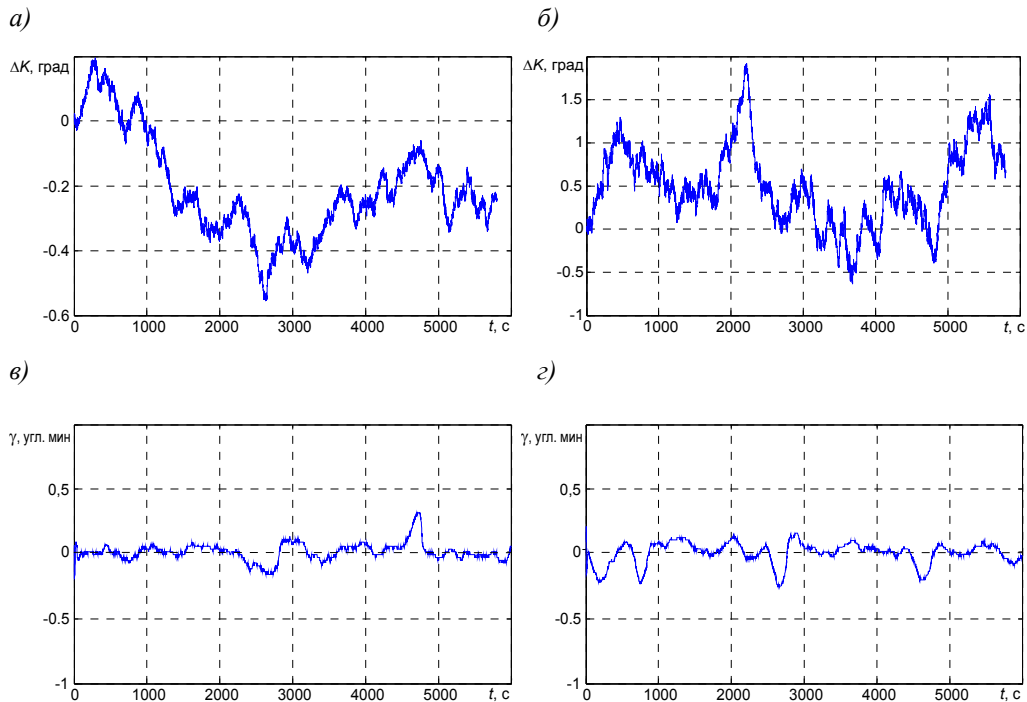


Рис. 5. Погрешности вертикали при случайной погрешности курсоуказания (винеровская модель):
а), в) погрешность курсоуказания и погрешность вертикали, $q = 5,5 \cdot 10^{-3}$ град $\sqrt{с}$;
б), г) погрешность курсоуказания и погрешность вертикали, $q = 2,8 \cdot 10^{-2}$ град $\sqrt{с}$

Как показывают результаты моделирования, предложенный нестационарный алгоритм коррекции позволяет исключить либо существенно снизить (по сравнению со стационарным алгоритмом) уровень возмущений при маневрировании самолета. Так, в рассматриваемых случаях уровень составляющих ошибок угловой стабилизации, обусловленных выполнением маневра, находится в пределах 12", что удовлетворяет требованиям проведения съемки.

Заключение

В статье представлен нестационарный алгоритм коррекции гировертикали, позволяющий существенно снизить уровень погрешностей стабилизации на маневре самолета по сравнению с традиционным стационарным алгоритмом и обеспечить приемлемое время перехода в установившийся режим. Результаты исследований позволяют расширить функциональные возможности гравиметра «Чекан-АМ» при проведении съемки.

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда
(проект №14-29-00160).*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В.Г., Соколов А.В., Элинсон Л.С., Краснов А.А.** Результаты разработки и испытаний нового аэроморского гравиметра // XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: Сб. материалов. СПб.: ГИЦ РФ - АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. - С. 173-179.
2. **Krasnov A.A., Sokolov A.V., Usov S.V.** Modern Equipment and Methods for Gravity Investigation in Hard-to-Reach Regions. In: Gyroscopy and Navigation, 2011, vol. 2, no. 3, pp. 178-183.
3. **Bolotin Yu.V., Popelensky M.Yu.** Accuracy Analysis of Airborne Gravity when Gravimeter Parameters are Identified in Flight. In: Journal of Mathematical Sciences. 2007, vol. 146, no. 3, pp. 5911-5919.
4. **Болотин Ю.В., Дорошин Д.Р.** Адаптивная фильтрация данных авиагравиметрии с использованием скрытых марковских моделей // Вестник Московского университета. Сер. 1: Математика. Механика. - 2011. - №3. - С. 36-42.
5. **Конешов В.Н., Конешов И.В., Клевцов В.В., Макушин А.В., Смоллер Ю.Л., Юрист С.Ш., Болотин Ю.В., Голован А.А.** О способе уточнения аномального гравитационного поля полярных шапок Земли // Физика Земли. - 2013. - №1. - С. 81-83.
6. **Конешов В.Н., Непоклонов В.Б., Сермягин Р.А., Лидовская Е.А.** Об оценке точности глобальных моделей гравитационного поля Земли // Физика Земли. - 2014. - №1. - С. 129-138.
7. **Железняк Л.К., Конешов В.Н., Михайлов П.С., Соловьев В.Н.** Использование модели гравитационного поля Земли при измерениях силы тяжести на море // Физика Земли. - 2015. - №4. - С. 103-110.
8. **Кулакова В.И., Небылов А.В., Степанов О.А.** Применение H_2/H_∞ подхода в задаче авиационной гравиметрии // Гироскопия и навигация. - 2008. - № 2. - С. 53-62.
9. **Степанов О.А., Блажнов Б.А., Кошаев Д.А.** Исследование эффективности использования спутниковых измерений при определении ускорения силы тяжести на летательном аппарате // Гироскопия и навигация. - 2002. - №3. - С. 33-47.
10. **Bolotin, Y.V. and Yurist S.S.** Suboptimal smoothing filter for the marine gravimeter GT-2M. In: Gyroscopy and Navigation, 2011, vol. 2, no. 3, pp. 152-155.
11. **Быковский А.В., Польшков А.В., Арсеньев В.Д.** Гравиметрические системы. Опыт разработки // Авиакосмическое приборостроение. - 2013. - №12. - С. 11-19.
12. **Степанов О.А., Кошаев Д.А., Моторин А.В.** Адаптивная фильтрация в задаче авиационной гравиметрии XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: Сб. материалов. СПб.: ГИЦ РФ - АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. - С. 185-189.

13. **Краснов А.А., Одинцов А.А., Семенов И.В.** Система гироскопической стабилизации гравиметра // Гироскопия и навигация. - 2009. - №4. - С. 54-69.
14. **Топре В.** Гравиметрия: Пер. с англ. / Под ред. А.П. Юзефович. – М.: Мир, 1999. - 429 с.
15. **Childers, V.A., Bell, R.E., and Brozena, J.M.** Airborne gravimetry: An investigation of filtering. In: Geophysics, 1999, vol. 64, no. 1, pp. 61-69.
16. **Omerbashich, M.** Integrated INS/GPS Navigation from a Popular Perspective. In: Journal of Air Transportation, 2002, vol. 7, no. 1, pp. 103-118.
17. **Челпанов И.Б., Несенюк Л.П., Брагинский М.В.** Расчет характеристик навигационных приборов. – Л.: Судостроение, 1978. - 264 с.
18. **Лопарев А.В., Степанов О.А., Челпанов И.Б.** Использование частотного подхода при синтезе нестационарных алгоритмов обработки навигационной информации // Гироскопия и навигация. - 2011. - № 3. - С. 115-132.
19. **Лопарев А.В., Степанов О.А., Кулакова В.И.** Приближенное решение задачи робастной фильтрации с использованием метода локальных аппроксимаций спектральных плотностей // Гироскопия и навигация. - 2013. - № 3. - С. 85-90.
20. **Степанов О.А., Лопарев А.В., Челпанов И.Б.** Частотно-временной подход к решению задач обработки навигационной информации // Автоматика и телемеханика. - 2014. - № 6. - С. 141-163.

Abstract. The paper considers the problem of improving the accuracy of gyro stabilized system of airborne gravimeter during the survey. To reduce the stabilization error, a time-varying correction algorithm is proposed, which accounts for the heading error during the maneuver. Performance of stabilization system is studied with different models of heading errors. The proposed algorithm demonstrates critically reduced transient time as compared with the traditional time-invariant algorithm.

Key words: time-varying correction algorithm, airborne gravimeter, stabilization error