

УДК 531.76

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА В СОСТАВЕ СТЕНДА НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА

© 2016 П.Н. Голованов¹, А.Н. Попов¹, И.В. Сергушов¹, А.Г. Яшин¹, В.В. Алешкин²

¹ ОАО «Конструкторское бюро промышленной автоматики», г. Саратов

² Саратовский государственный технический университет имени Ю.А. Гагарина

Статья поступила в редакцию 28.03.2016

Приводятся результаты полунатурного моделирования работы инерциального измерительного модуля в составе испытательного стенда несущей системы беспилотного вертолета, исследуются характеристики погрешностей.

Ключевые слова: инерциальный модуль, испытательный стенд, погрешность

Современное приборное оборудование систем автоматического управления (САУ) беспилотных летательных аппаратов (ЛА) характеризуется применением комплексных измерителей пилотажно-навигационных параметров полета, основной частью которых является бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Первичная информация (составляющие угловых скоростей и кажущегося ускорения) и вторичная информация (координаты и углы ориентации), измеряемая и вычисляемая БИНС, имеют существенное значение при управлении пространственным движением ЛА и оказывают влияние на точность и надежность выполнения плана полета. С развитием микросистемной техники при построении малогабаритных интегрированных навигационных систем (МИНС) всё большее распространение получают микромеханические гироскопы (ММГ) и акселерометры (ММА). Основным недостатком навигационных систем этого типа является наличие высоких погрешностей вычисления параметров навигации в автономном режиме работы. Ошибки вычислений в БИНС обусловлены инструментальными погрешностями ММГ и ММА, часть из которых вызвана комплексным влиянием возмущений различных систем ЛА (двигатель и др.).

Предметом исследования является оценка погрешностей МИНС при влиянии двигательной установки в составе исследовательского стенда.

Задачами являются:

- оценка и сопоставление погрешностей МИНС при работе в невозмущенном режиме и при работе в условиях возмущений, вызванных работающим двигателем;
- количественная оценка и сопоставление погрешностей вычисления навигационных параметров в МИНС методами структурного спектрального анализа и исследований по графикам дисперсий Аллана.

Практическая и научная новизна в представляемой работе заключается в получении и исследовании

погрешностей МИНС в автономном режиме работы в условиях воздействия возмущений от двигателя беспилотного вертолета (БВ).

Методика и последовательность проведения исследования. Рассматривается работа МИНС в условиях функционирования на неподвижном основании в составе исследовательского стенда. Методически последовательность испытаний включает этапы:

- измерение при отсутствии возмущений, считаемое эталонным;
- измерение при наличии возмущений в крейсерском режиме работы двигателя;
- полунатурное моделирование работы БИНС, статистическая обработка результатов.

Полученные экспериментальные записи обрабатываются с помощью методов статистического анализа и отклонений Аллана [1, 2].

Инерциальный измерительный блок. В качестве аппаратной платформы применен инерциальный блок марки БДПИ-ММ, разработанный в ОАО КБПА [3]. В качестве чувствительных элементов в БДПИ-ММ применены ММГ CRG20 (ф. Silicon Sensing) и ММА ADXL203 и ADXL321 (ф. Analog Devices).



Рис. 1. Общий вид ИИБ марки БДПИ-ММ

Математическая модель полунатурного моделирования. При полунатурном моделировании реализовывался алгоритм предварительной обработки информации ИИБ и алгоритм функционирования автономной бесплатформенной инерциальной системы ориентации. Предварительная обработка информации осуществлялась с помощью цифрового фильтра Калмана [1, 2].

Голованов Павел Николаевич, ведущий инженер – системотехник. E-mail: p.golovanov@kbpa.ru

Попов Александр Николаевич, генеральный директор. E-mail: pilot@mail.ru

Сергушов Игорь Викторович, первый заместитель генерального директора – главный конструктор. E-mail: pilot@mail.ru

Яшин Алексей Геннадьевич, инженер – конструктор. E-mail: a.g.yashin@kbpa.ru

Алешкин Валерий Викторович, доктор технических наук, профессор. E-mail: aleshkinvv@yandex.ru

Таблица 1. Основные характеристики БДПИ-ММ

Датчик	Параметр	Характеристика
Параметр ММГ	диапазон измерения не менее, °/с	±150;
	нулевые сигналы не более, °/с	0,2;
	погрешность масштабного коэффициента, %	2;
Параметр ММА	диапазон измерения не менее, м/с ²	±100;
	нулевые сигналы не более, м/с ²	0,05;
	погрешность масштабного коэффициента, %	2;

Оптимальная оценка описывается рекуррентным соотношением вида:

$$\hat{x}(n+1) = F(n) \cdot \hat{x}(n) + K(n) \cdot [z(n) - H(n) \cdot F(n) \cdot \hat{x}(n)], \quad (1)$$

априорную матрицу дисперсии определим из выражения:

$$P(n+1) = F(n) \cdot P(n) \cdot F^T(n) + G(n) \cdot Q(n) \cdot G^T(n), \quad (2)$$

вычислим коэффициент усиления фильтра Калмана:

$$K(n+1) = P(n) \cdot H^T(n) \cdot [H(n) \cdot P(n) \cdot H^T(n) + R(n)]^{-1}, \quad (3)$$

апостериорную матрицу дисперсии вычислим из выражения:

$$\hat{P}(n+1) = [E - K(n) \cdot H(n)] \cdot P(n) \quad (4)$$

где $\hat{x}(n+1)$ - оценка сигнала, $F(n)$ - матрица состояния, $G(n)$ - матрица возмущения, $R(n)$ - матрица дисперсий, E - единичная матрица.

При построении математической модели фильтра Калмана за основу принята дискретная модель формирующего фильтра первого порядка для белого шума [2, 5]:

$$x(n+1) = (1 - \mu \cdot T) \cdot x(n) + T \cdot \sqrt{2 \cdot D_x \cdot \mu} \cdot w(n) \quad (5)$$

где D_x - дисперсия сигнала, $w(n)$ - порождающий белый шум, μ - интенсивность белого шума, T - период дискретизации.

В соответствии с (5) переходная матрица измерения $H(n)$, матрицы состояния $F(n)$ и возмущения $G(n)$ принимают вид:

$$F(n) \approx (1 - \mu \cdot T), \quad G(n) \approx T \cdot \sqrt{2 \cdot D_x \cdot \mu}, \quad H(n) = [1] \quad (6)$$

Численные значения D_x , μ , T были получены экспериментально. $T=0,004$ с. Для сигналов ММГ: $F(n)=0,996$; $G(n) \approx 0,004 \cdot \sqrt{2 \cdot 0,9995 \cdot 1} = 0,0056$ град. Для сигналов ММА: $F(n) \approx (1 - 1 \times 0,004)=0,996$; $G(n)=0,0030$ м. При расчете из трех дисперсий сигналов по каналам x , y , z выбрано большее значение.

Начальные матрицы дисперсии $P(n)$ и ковариации $Q(i)$ найдем из выражений:

$$P(n) = P(0), \quad M[\mu(i+1)w^T(j+1)] = Q(i),$$

Для сигнала ММА $Q_1=1,5380 \times 10^{-4}$ м²/с⁴, для сигнала ММГ $Q_1=0,2933$ град²/с².

При определении углов пространственной ориентации применены кинематические уравнения в параметрах Родрига-Гамильтона [4, 7]:

$$2 \cdot \dot{\Lambda} = \Lambda \circ \Omega - \Omega_g \circ \Lambda + \Lambda [1 - \|\Lambda\|], \quad (7)$$

где $\Omega = i\omega_x + j\omega_y + k\omega_z$ - гиперкомплексное отображение вектора абсолютной угловой скорости на оси связанного трехгранника, $\Omega_g = i\omega_{xg} + j\omega_{yg} + k\omega_{zg}$ - гиперкомплексное отображение вектора абсолютной угловой скорости на оси географического трехгранника.

Углы пространственной ориентации найдем из выражения [6, 7]:

$$\begin{aligned} \psi^{unc} &= \arctg\left(-\frac{2\lambda_1\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_2}{2\lambda_1^2 + 2\lambda_0^2 - 1}\right), \\ \vartheta^{unc} &= \arcsin(2\lambda_1\lambda_2 - 2\lambda_0\lambda_3), \\ \gamma^{unc} &= \arcsin\left(-\frac{2\lambda_2\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_1}{2\lambda_0^2 + 2\lambda_2^2 - 1}\right) \end{aligned} \quad (8)$$

Для компенсации ухода нормы кватерниона в выражении (7) введен член $\Lambda \cdot [1 - \|\Lambda\|]$, который обеспечивает автоматическую коррекцию ухода нормы кватерниона.

Исследовательский стенд несущей системы БВ. Стенд несущей системы БВ предназначен для наземной отработки системы управления двигателя, системы охлаждения, системы электроснабжения, топливной и масляной систем с использованием технологической колонки несущих винтов.

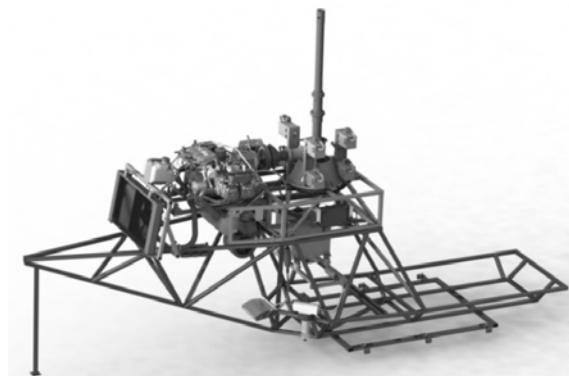


Рис. 2. Трехмерная модель стенда несущей системы БВ

Стенд состоит из следующих элементов: основание стенда (имитатор фюзеляжа), агрегат силовой (мотора и двигателя), несущая система без винтов (колонка, редуктор, муфта, подредукторная рама),

топливная система, система охлаждения, система электроснабжения, система отвода отработавших газов, система вентиляции, противопожарная система двигателя, пилотажно-навигационный комплекс ПНК, система управления двигателем СУД, система нагружения (загрузчик валов колонки, загрузчики автоматов перекося, блок управления системой нагружения, имитатор лопастей), измерительный комплекс, сеть кабельная. Основанием стенда служит металлический каркас, на котором крепятся все элементы и системы. Стенд БВ позволяет провести комплексное моделирование работы систем реального ЛА, в том числе и малогабаритной навигационной системы.

Результаты экспериментального исследования и полунатурного моделирования. Исследование характеристик сигналов ММГ CRG20 и MMA ADXL203 и ADXL321 осуществлялось по натурным записям датчиков БДПИ-ММ. Регистрация сигналов ММГ ω_x , ω_y , ω_z и MMA a_x , a_y , a_z проводилась в течение 300 секунд с частотой 250 Гц. На рис. 3 и рис. 4 приведены примеры записей сигналов при оборотах двигателя 0 и 4000 об/мин, соответственно. На рис. 5 и 6 приведены графики спектров амплитуд сигналов MMA в этих же режимах. Аналогичные графики сигналов ММГ и спектров приведены на рис. 7-10. В табл. 2 сведены СКО и математические ожидания сигналов ММГ и MMA.

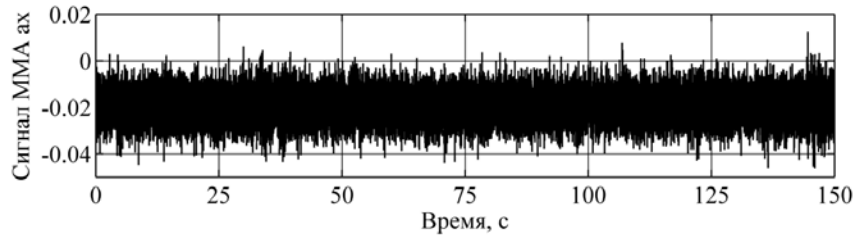


Рис. 3. График сигнала MMA a_x (м/с²) при 0 об/мин.

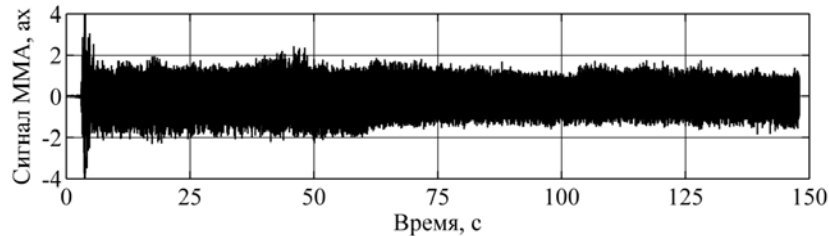


Рис. 4. График сигнала MMA a_x (м/с²) при 4000 об/мин.

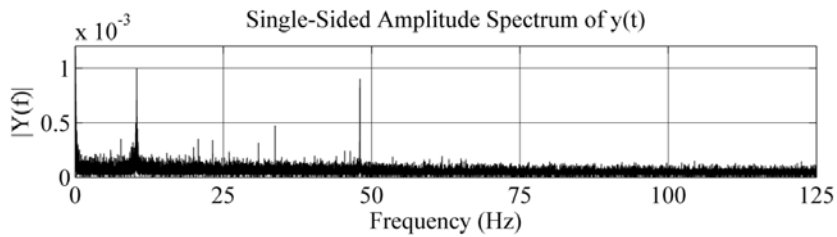


Рис. 5. График амплитудного спектра a_x (0 об/мин), $[Y(f)] = \left[\frac{m}{c^2 \Gamma_{\Omega}} \right]$.

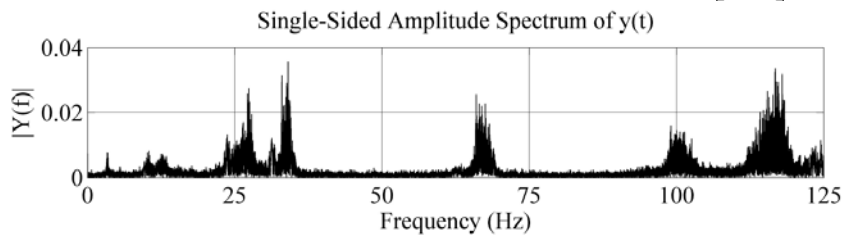


Рис. 6. График амплитудного спектра a_x (4000 об/мин), $[Y(f)] = \left[\frac{m}{c^2 \Gamma_{\Omega}} \right]$.

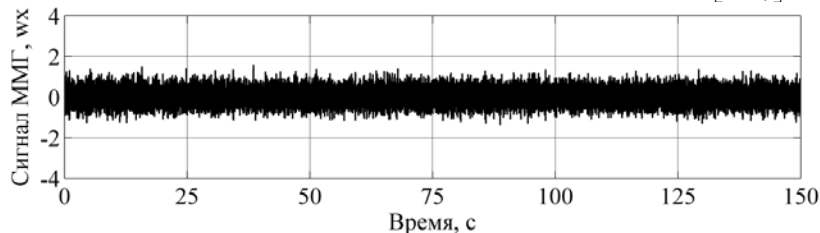
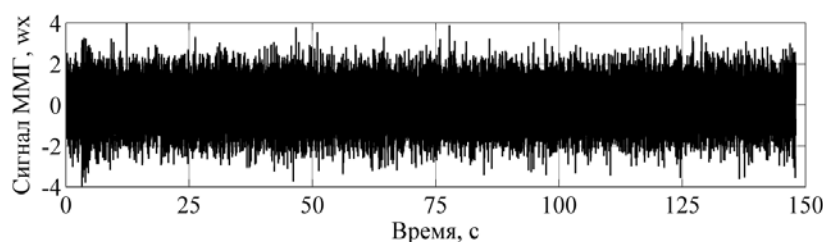
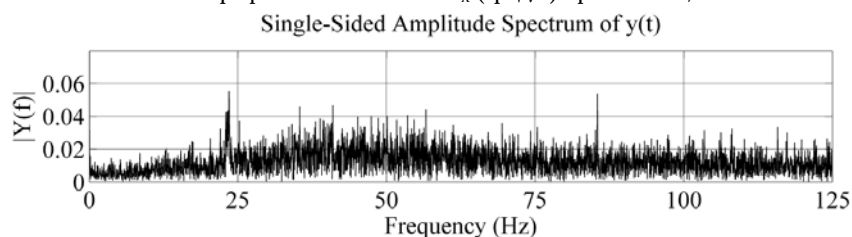
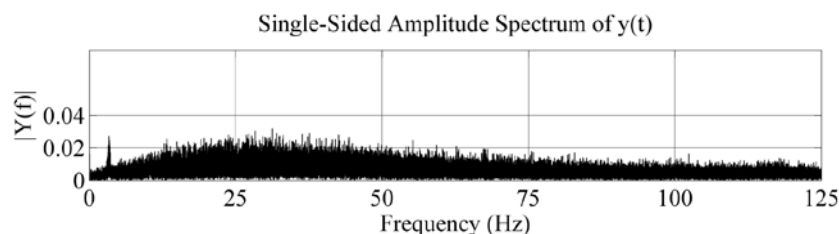


Рис. 7. График сигнала ММГ ω_x (град/с) при 0 об/мин.

Рис. 8. График сигнала ММГ ω_x (град/с) при 4000 об/мин.Рис. 9. График спектральной характеристики ММГ канал ω_x при 0 об/мин., $[Y(f)] = \left[\frac{\text{град}}{\text{с} \cdot \text{Гц}} \right]$.Рис. 10. График спектральной характеристики ММГ канал ω_x при 4000 об/мин., $[Y(f)] = \left[\frac{\text{град}}{\text{с} \cdot \text{Гц}} \right]$.

Из табл. 2 следует, что при работе двигателя математические ожидания погрешностей ММГ увеличиваются от 0 до 6 раз. СКО погрешностей ММГ увеличиваются примерно в 3 раза. Предварительная обработка информации дает несмещенные оценки угловых скоростей со снижением СКО на 2 порядка при неработающем приводе и на порядок – при включенном двигателе. Математические ожидания погрешностей ММА при работе привода меняются несущественно. СКО погрешностей ММА увеличиваются от 30 до 80 раз. Предварительная обработка информации дает несмещенные оценки кажущихся ускорений со снижением

СКО на 2 порядка при неработающем приводе и на порядок – при включенном двигателе. Графики спектральной плотности амплитуд сигналов ММА свидетельствуют о появлении множества резонансов на частотах от 10 до 120 Гц, обусловленных элементами конструкции стенда. ПОИ позволяет снизить амплитуды этих составляющих примерно на 2 порядка.

Для исследования состава погрешностей во временной области построены графики вариаций Аллана сигналов a_x и ω_x (рис. 11, 12).

Таблица 2. Статистические характеристики погрешностей датчиков ИИБ

Параметр	Обороты двигателя об/мин.	Данные ИИБ (без фильтрации)		После предварительной обработки (ПОИ)	
		матем. ожидание	СКО	матем. ожидание	СКО
Продольная составляющая угловой скорости ω_x , град/с	0	0.0393	0.3736	0.0394	0.0034
	4000	0.0164	0.9997	0.0165	0.0094
Поперечная составляющая угловой скорости ω_z , град/с	0	-0.0295	0.3146	-0.0293	0.0030
	4000	-0.1838	0.7586	-0.1860	0.0598
Нормальная составляющая угловой скорости ω_y , град/с	0	-0.0232	0.1892	-0.0231	0.0011
	4000	-0.1004	0.6355	-0.1028	0.0612
Продольная составляющая кажущегося ускорения a_x , м/с ²	0	-0.0196	0.0065	-0.0196	4.3908e-04
	4000	-0.00723	0.5350	-0.0072	0.0024
Нормальная составляющая кажущегося ускорения a_y , м/с ²	0	-0.0076	0.0157	-0.0098	0.0088
	4000	-0.0724	0.3608	-0.0806	0.0063
Поперечная составляющая кажущегося ускорения a_z , м/с ²	0	-0.0976	0.0085	-0.0976	2.3563e-04
	4000	-0.0347	0.4988	-0.0348	0.0023

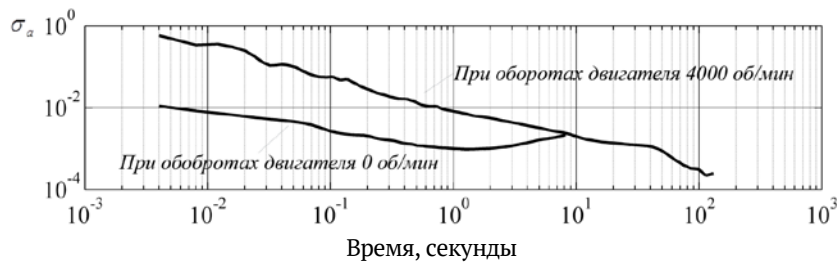


Рис. 11. График отклонений Аллана σ_a сигнала a_x , данные ИИБ, $[\sigma_a] = (\text{м/с}^2)$.

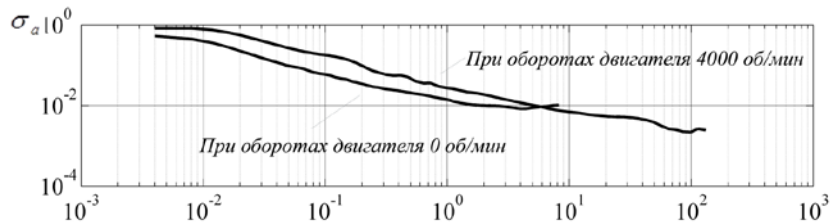


Рис. 12. График отклонений Аллана σ_a сигнала ω_x , данные ИИБ, $[\sigma_a] = (\text{град/с})$.

Из графиков отклонений Аллана следует, что в сигналах ММА и ММГ присутствует белый шум, уровень которого увеличивается при работающем приводе на порядок у ММА и в 15 раз у ММГ. Сравнить остальные характеристики не представляется возможным из-за малой длительности записей сигналов. При

полунатурном моделировании БИНС на основе БДПИ-ММ оценивались погрешности (табл. 3) вычисления углов ориентации (курса, крена и тангажа) (рис. 13). Из табл. 3 и рис. 13 видно, что при влиянии возмущений от двигателя погрешности вычисления углов ориентации увеличиваются в 1,1-8,6 раза.

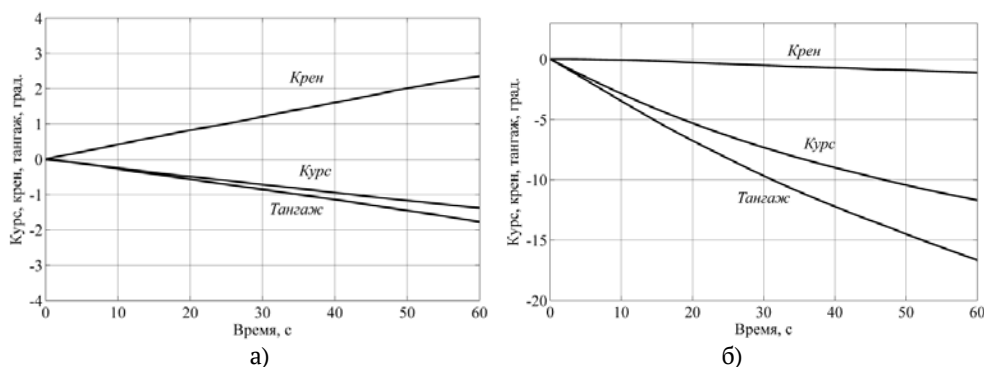


Рис. 13. Графики изменения вычисленных углов ориентации: а) при 0 об/мин, б) при 4000 об/мин.

Таблица 3. Оценки погрешностей

Наименование параметра	Обороты двигателя об/мин.	Ошибка определения ориентации (СКО)
		За время 60 с. (1 мин.)
курс $\psi^{\text{инс}}$, град.	0	0.3875
	4000	3.3352
крен $\gamma^{\text{инс}}$, град.	0	0.6301
	4000	0.7038
тангаж, $\vartheta^{\text{инс}}$, град.	0	0.5487
	4000	4.8066

Выводы: Проведено экспериментальное исследование влияния вибрационных возмущений от двигателя стенда несущей системы беспилотного вертолета на измерения инерциального измерительного блока на основе микромеханических гироскопов и акселерометров. При работе двигателя математические ожидания ошибок измерения угловых скоростей увеличиваются в 6 раз. Математические ожидания ошибок измерения линейного ускорения изменяются незначительно. СКО погрешностей ММГ увеличиваются примерно

в 3 раза, у ММА — от 30 до 80 раз. Предварительная обработка информации дает несмещенные оценки угловых скоростей и кажущихся ускорений со снижением СКО на 2 порядка при неработающем приводе и на порядок — при включенном двигателе.

Проведен анализ характеристик погрешностей методами спектрального анализа и вариаций Аллана. Из графиков отклонений Аллана следует, что в сигналах ММА и ММГ присутствует белый шум, уровень которого увеличивается при работающем приводе на

порядок у ММА и в 15 раз у ММГ. Сравнить остальные характеристики не представляется возможным из-за малой длительности записей сигналов. В результате полунатурного моделирования бесплатформенной инерциальной системы ориентации получено, что погрешности (при оборотах 0 об/мин) вычисления курса, крена и тангажа за 60 секунд достигают 0.2727, 0.5102 и 0.6902 градуса соответственно. При наличии возмущений от двигателя ошибки увеличиваются до значений 1.3279, 1.8129 и 1.0329 градуса соответственно. Повышение точности ИИБ и МИНС в целом связано с применением математической модели погрешностей ММГ и ММА при калибровке и предварительной обработке информации ИИБ, увеличением порядка ФК и учетом разных значений дисперсий сигналов датчиков, введением коррекции в кинематические уравнения и уравнения определения координат.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Степанов, О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания / Изд. 2-е, исправлен. и дополнен. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. 509 с.
2. Степанов, О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации / О.А. Степанов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. 417 с.
3. Блок датчиков первичной информации БДПИ-ММ [Электронный ресурс] / ОАО КБПА. – Режим доступа: <http://kbpa.ru/service/9/> (дата обращения: 20.03.2016).
4. Алёшкин, В.В. Оценка влияния погрешностей датчиков на точность комплексной системы ориентации и навигации на грубых инерциальных датчиках / В.В. Алёшкин, П.Н. Голованов // Вестник СГТУ. 2010. №4. С. 58-64.
5. Шахтарин, Б.И. Фильтры Винера и Калмана. Учебное пособие для вузов. 2-е изд., испр. – М.: Горячая линия-Телеком, 2016. 396 с.
6. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов // Под общ. ред. д.т.н. В.Я. Распопова. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
7. Матвеев, В.В. Инерциальные навигационные системы: уч. пособие. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. 199 с.

RESULTS OF TESTS OF THE INERTIAL MEASURING BLOCK AS A PART OF TEST BENCH OF THE PILOTLESS HELICOPTER CARRIER SYSTEM

© 2016 P.N. Golovanov¹, A.N. Popov¹, I.V. Sergushov¹, A.G. Yashin¹, V.V. Aleshkin²

¹ JSC “Design Bureau of Industrial Automation”, Saratov

² Saratov State Technical University named after Yu.A. Gagarin

Results of semi-natural modeling of operation the inertial measuring module as a part of the test bench of carrier system of the pilotless helicopter are given, characteristics of errors are investigated.

Key words: *inertial module, test bench, error*

Pavel Golovanov, Leading Systems Engineer.

E-mail: p.golovanov@kbpa.ru

Alexander Popov, General Director. E-mail:

pilot@mail.ru

Igor Sergushov, First Deputy Director – Chief

Designer. E-mail: pilot@mail.ru

Aleksey Yashin, Engineer Designer. E-mail:

a.g.yashin@kbpa.ru

Valeriy Aleshkin, Doctor of Technical Sciences,

Professor. E-mail: aleshkinvv@yandex.ru