

А. В. Б а б и ч е н к о

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ТОЧНОСТИ РЕШЕНИЯ
ИНФОРМАЦИОННЫХ ЗАДАЧ
В МОДЕРНИЗИРУЕМЫХ БОРТОВЫХ
КОМПЛЕКСАХ ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Вопросы математического моделирования рассмотрены применительно к осуществляемой в рамках модернизации бортовых комплексов строевых высокоманевренных летательных аппаратов задаче информационной интеграции серийной инерциальной навигационной системы средней точности и высокоточного приемника спутниковой навигации. Особое внимание уделено вопросам компенсации влияния динамических дрейфов гироскопов на точность системы.

Ключевые слова: бортовые информационные комплексы, летательные аппараты, математическое моделирование, инерциальная навигация.

В настоящее время важнейшим направлением поддержания боевой мощи авиации является модернизация строевых высокоманевренных летательных аппаратов (ВМЛА). Замена многих компонентов информационно-управляющих комплексов (ИУК) ВМЛА приводит к тому, что модернизированные бортовые комплексы приобретают основные черты оборудования поколений 4 и 4+. При этом строевые базовые информационные системы, в том числе инерциальные навигационные системы (ИНС), из-за их высокой стоимости и производственно-технологической сложности остаются в составе нового комплекса. Одной из проблем модернизации является разработка мероприятий, обеспечивающих требуемую точность решения навигационных и специальных задач на базе серийно выпускаемых платформенных ИНС с постоянным радиусом настройки.

Решить проблему можно, включив в состав программно-математического обеспечения (ПМО) ИУК алгоритмы комплексной обработки информации (КОИ) базового инерциального и точного спутникового каналов в целях алгоритмической компенсации ошибок автономного счисления. Принимая во внимание жесткие финансово-производственные ограничения и невозможность проведения каких-либо доработок серийных систем, основным методом разработки и исследований ПМО КОИ как до этапа летных испытаний, так и в процессе устранения замечаний по результатам летных испытаний, является метод математического моделирования [1] поведения систем в типовых полетных ситуациях.

Выбор схемы комплексирования предопределяется структурой комплекса. Поскольку входящая в него базовая ИНС представляет

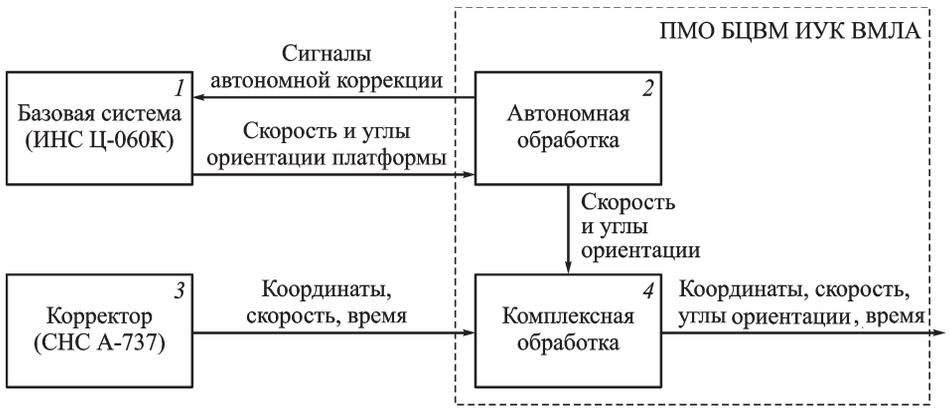


Рис. 1. Схема комплексирования ИНС и СНС

собой серийное изделие, не подлежащее доработкам, то наиболее правильным представляется использование разомкнутой схемы (рис. 1), требующей минимальной доработки комплекса. На схеме приведены элементы (1, 2), входящие в состав комплексов строевых ВМЛА до модернизации, и новые элементы — приемник спутниковой навигационной системы (СНС) (3) и пакет соответствующих алгоритмов КОИ (4).

Основу алгоритмов КОИ составляет математическая модель погрешностей ИНС. В рабочем режиме гиросtabilизированная платформа ИНС, с которой связан ортогональный трехгранник $O\xi^{\text{пл}}\eta^{\text{пл}}\zeta^{\text{пл}}$, моделирует движение опорного трехгранника $O\xi\eta\zeta$, у которого ось $O\zeta$ является местной вертикалью. Угловое рассогласование этих трехгранников однозначно описывается вектором малого конечного поворота $\vec{\Phi}^{\text{пл}}$ от $O\xi\eta\zeta$ к $O\xi^{\text{пл}}\eta^{\text{пл}}\zeta^{\text{пл}}$, дифференциальное уравнение для которого в линейном приближении имеет вид [1, 2]

$$\dot{\vec{\Phi}}^{\text{пл}} = -\vec{\omega} \times \vec{\Phi}^{\text{пл}} + \vec{\omega}^{\text{пл}} - \vec{\omega},$$

где $\vec{\omega}$ и $\vec{\omega}^{\text{пл}}$ — абсолютные угловые скорости указанных трехгранников, причем скорость $\vec{\omega}^{\text{пл}}$ состоит из рассчитываемой с некоторой погрешностью скоростью опорного трехгранника и собственного дрейфа гиropлатформы (ГСП).

Основные дифференциальные уравнения модели ошибок платформенной ИНС могут быть записаны в следующем виде [1, 2]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_\xi &= \Phi_\zeta^{\text{пл}} a_\eta - \Phi_\eta^{\text{пл}} a_\zeta + \delta a_\xi - g_\eta \Delta \chi - \Delta V_\xi K_\xi V_\zeta + \omega_\zeta \Delta V_\eta; \\ \Delta \dot{V}_\eta &= -\Phi_\zeta^{\text{пл}} a_\xi + \Phi_\xi^{\text{пл}} a_\zeta + \delta a_\eta + g_\xi \Delta \chi - \Delta V_\eta K_\eta V_\zeta - \omega_\zeta \Delta V_\xi; \\ \dot{\Phi}_\xi^{\text{пл}} &= \Phi_\eta^{\text{пл}} \omega_\zeta - \Phi_\zeta^{\text{пл}} \omega_\eta - \Delta V_\eta K_\eta + \delta \omega_\xi; \\ \dot{\Phi}_\eta^{\text{пл}} &= \Phi_\zeta^{\text{пл}} \omega_\xi - \Phi_\xi^{\text{пл}} \omega_\zeta + \Delta V_\xi K_\xi + \delta \omega_\eta; \\ \dot{\Phi}_\xi^{\text{пл}} &= \Phi_\xi^{\text{пл}} \omega_\eta - \Phi_\eta^{\text{пл}} \omega_\xi + \delta \omega_\zeta, \end{aligned}$$

где ΔV_ξ , ΔV_η — ошибки вычисления горизонтальных составляющих скорости; a_ξ , a_η , a_ζ , ω_ξ , ω_η , ω_ζ , g_ξ , g_η , V_ζ — проекции векторов кажущегося ускорения, угловой скорости опорного трехгранника, гравитационного ускорения, линейной скорости на соответствующие оси опорного трехгранника соответственно; K_ξ , K_η — кривизна нормальных сечений уровенной поверхности в направлении осей $O\xi$ и $O\eta$; $\Delta\chi$ — погрешность вычисления азимутального угла χ ; $\delta\omega_\xi$, $\delta\omega_\eta$, $\delta\omega_\zeta$ — составляющие дрейфа по соответствующим осям.

Текущее значение курсовой ошибки определяется как разность

$$\Delta\Psi = \Psi^M - \Psi = \chi + \Delta\Psi_0 - \Phi_\zeta^{\text{пл}} + \psi_\Gamma + \delta\psi_\Gamma - \Psi = \Delta\Psi_0 - \Phi_\zeta^{\text{пл}} + \delta\psi_\Gamma,$$

где $\Delta\Psi_0$ — погрешность определения начального значения курса ЛА, которая является постоянной в запуске величиной, $\dot{\Psi}_0 = 0$; $\delta\psi_\Gamma$ — погрешность калибровки курсового измерительного канала.

Алгоритмы КОИ формируют суммарную оценку погрешностей $\Delta\Psi_0$ и $\delta\psi_\Gamma$.

Базовый вектор состояния \mathbf{X} модели ошибок ИНС включает в себя 8 переменных состояния, а именно: ΔV_ξ , ΔV_η , $\Phi_\xi^{\text{пл}}$, $\Phi_\eta^{\text{пл}}$, $\Phi_\zeta^{\text{пл}}$, $\Delta\Psi_0$, $\delta\omega_\xi$, $\delta\omega_\eta$. Прогноз вектора состояния и его ковариации, построение информационных невязок между ИНС и СНС, скалярная обработка этих невязок, формирование оценок вектора состояния и его ковариации осуществляются известными методами, в основе которых лежит алгоритм адаптивно-робастного фильтра Калмана–Джозефа [1–4].

В процессе летных испытаний выявлены случаи неадекватности прогноза модели ошибок и поведения реальной системы, вызванные влиянием значительных динамических (пропорциональных линейным перегрузкам) дрейфов гироскопов. Эти дрейфы проявляются только во время маневров самолета, сопровождающихся линейными перегрузками, и вносят кратковременные возмущения в ориентацию гироплатформы. Анализ полученных данных подтвердил предположение о наличии в системе больших (5...10 град/(ч·g)) коэффициентов динамических дрейфов гироскопов. Базовые алгоритмы КОИ, реализованные в бортовом комплексе самолета на ранних стадиях испытаний, оказались не в состоянии справиться с влиянием столь больших динамических дрейфов, особенно, если эффективное время работы фильтра не превышает нескольких минут. Например, на траекториях натурной работы (н/р) № 148 при наличии коррекции от СНС в течение 10...12 мин сразу после взлета и перед посадкой скорректированные и прогнозируемые скорости и координаты не отличаются принципиально от автономных инерциальных данных. Аналогичный результат получен в н/р № 188, в которой коррекция от СНС присутствует в течение 15 мин до взлета, минуты после взлета, а также через час полета — еще 5 мин, из которых примерно 3 мин приходятся на разворот, во время которого коррекция не проводится (рис. 2). Летные испытания показали, что при малом времени работы базового фильтра,

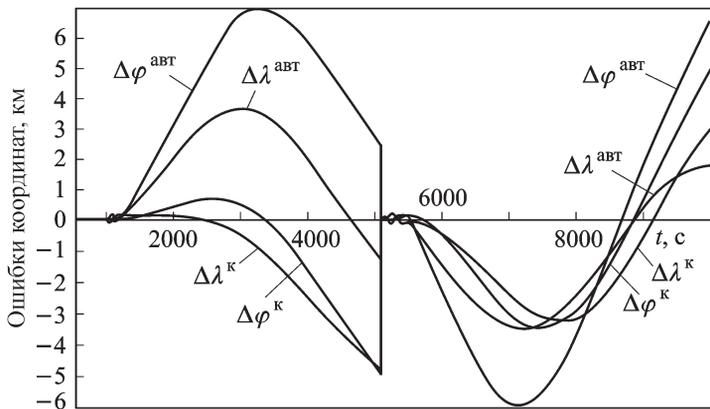


Рис. 2. Автономные ($\Delta\lambda^{\text{авт}}$, $\Delta\varphi^{\text{авт}}$) и комплексные ($\Delta\lambda^{\text{к}}$, $\delta\varphi^{\text{к}}$) ошибки координат при наличии динамических дрейфов и малом времени коррекции

формируемые им оценки вертикали, скорости и курса оказываются несостоятельными. Вследствие этого качество вычисления координат также не улучшается по сравнению с автономным режимом. Это объясняется именно наличием кратковременного, но сильного влияния динамических дрейфов при маневрах, сопровождающихся линейными перегрузками, во время которых дрейф становится аномально высоким и соответствующее возмущение получает контур построения вертикали — ГСП. Фильтр способен отследить возникшие изменения в характере поведения вертикали только в течение достаточно длительного времени наблюдения (несколько минут), в противном случае прогнозируемые значения углов отклонения ГСП от вертикали существенно отличаются от реальных. Аналогичные выводы справедливы и в отношении оценки курса: неверные оценки вертикали приводят к неверной раскладке скоростей и дрейфов по осям и, следовательно, к неверному оцениванию курса.

Если коэффициенты динамических дрейфов известны точно, можно компенсировать их влияние или формируя соответствующие сигналы $\delta\tilde{\omega}_\xi$ и $\delta\tilde{\omega}_\eta$, подаваемые на усилители датчиков моментов для уменьшения колебаний ГСП, или учитывая эти дрейфы при формировании вектора состояния \mathbf{X} для повышения точности прогноза. При этом точность вычисления навигационных параметров будет существенно выше. На рис. 3 показаны результаты математического моделирования работы комплекса в тех же условиях, какие были в н/р № 188, но когда значения динамических дрейфов известны и осуществляется их компенсация. В этом случае комплексный канал даже при малом времени коррекции имеет существенно более высокую точность по сравнению с автономным.

Первые испытания показали, что для обеспечения заданной точности автономного счисления и прогноза ошибок серийной ИНС в составе модернизируемого бортового комплекса необходимо уменьшить влияние динамических дрейфов на качество построения вертикали.

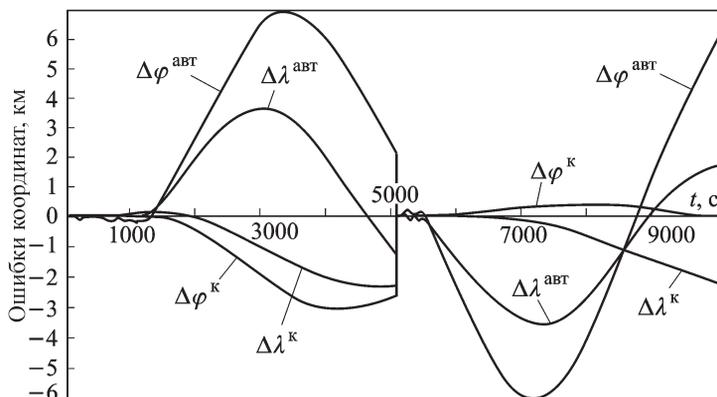


Рис. 3. Автономные ($\Delta\lambda^{\text{авт}}$, $\Delta\varphi^{\text{авт}}$) и комплексные ($\Delta\lambda^{\text{к}}$, $\Delta\varphi^{\text{к}}$) ошибки координат при компенсации динамических дрейфов

Существует несколько путей решения этой задачи: 1) калибровка динамических дрейфов систем на специальных стендах; 2) оценивание динамических дрейфов в процессе послеполетной обработки специально подготовленной и записанной в полете информации; 3) текущее оценивание коэффициентов динамических дрейфов в реальном масштабе времени с помощью доработанных алгоритмов КОИ.

Калибровка динамических дрейфов систем на специальных стендах требует проведения с каждой ИНС, находящейся в строю, дополнительных испытаний по специальным методикам на специальном испытательном стенде (который к тому же надо еще подготовить). Очевидно, что все это сопряжено с колоссальными затратами труда, времени и денег.

Оценивание динамических дрейфов в процессе послеполетной обработки информации осуществляется в лабораторных условиях методами математического моделирования и не требует разработки специального стендового оборудования. Такое моделирование предполагает выполнение следующих работ.

С помощью штатной системы объективного контроля (СОК) комплекса в полете записываются массивы данных:

- текущего московского времени или времени работы системы;
- фактических разностей между горизонтальными составляющими скорости (например, восточной Δv_E и северной Δv_N), вычисленных по автономным данным ИНС и по данным СНС во время одновременной работы этих систем;
- трех пространственных координат самолета и трех углов его ориентации в пространстве, вычисляемых комплексом.

При послеполетной обработке информации рассчитываются соответствующие полиномы сплайн-аппроксимации траектории движения самолета для получения эталонной информации о параметрах движения ЛА. Затем проводится N -кратное математическое моделирование

поведения на полученной эталонной траектории инерциальной навигационной системы, возмущенной калибровочным значением только одного из N факторов ($N = 13$):

- начальная курсовая ошибка (калибровочное значение $60'$);
- начальный угол отклонения ГСП вокруг осей $O\xi$ и $O\eta$ (калибровочное значение $2'$);
- постоянный дрейф гироскопа вокруг осей $O\xi$ и $O\eta$ ($0,1$ град/ч);
- дрейф вокруг оси $O\xi$, пропорциональный ускорению a_ξ (1 град/(ч·g) и -1 град/(ч·g));
- дрейф вокруг оси $O\xi$, пропорциональный ускорению a_η (1 град/(ч·g) и -1 град/(ч·g));
- дрейф вокруг оси $O\eta$, пропорциональный ускорению a_ξ и a_η (1 град/(ч·g) и -1 град/(ч·g)) соответственно.

В процессе каждого из N математических экспериментов вычисляются и записываются в виде таблицы массивы значений ошибок счисления в ИНС горизонтальных составляющих скоростей $\Delta v_E^{(i)}$ и $\Delta v_N^{(i)}$. Всего получается $N = 13$ таблиц для каждой из величин $\Delta v_E^{(i)}$ и $\Delta v_N^{(i)}$. Табличные значения умножаются на неизвестные коэффициенты k_i ($i = 1, 2, \dots, N$), причем для каждой таблицы — свой коэффициент, и складываются вместе. Полученная сумма сравнивается с записанными экспериментальными данными о Δv_E и Δv_N . Минимизируя по методу наименьших квадратов значение разности, получаемые в результате такого сравнения, подбирают неизвестные коэффициенты k_i . В силу линейности модели ошибок ИНС можно считать, что эти коэффициенты являются одновременно коэффициентами линейной комбинации всех учтенных возмущающих факторов, в том числе и динамических дрейфов.

В таблице приведены фактические и расчетные значения коэффициентов k_i и соответствующих возмущающих факторов. Фактические значения были получены методом экспертного анализа результатов натурной работы, а расчетные — с помощью описанной методики.

Предложенный алгоритм послеполетной обработки данных дает хорошее качество оценивания динамических дрейфов гироскопов и используется в проектных и испытательных организациях для анализа результатов натурных работ. Обеспечив ввод в память БЦВМ сформированных таким образом оценок динамических дрейфов, можно повысить точность автономного высчисления. Однако при этом остается ряд проблем:

— метод требует значительных затрат бортовых вычислительных ресурсов для формирования и записывания в СОК в реальном масштабе времени больших массивов информации;

— для реализации метода необходимо иметь достоверные статистические данные;

Фактические и расчетные значения коэффициентов и параметров

Наименование	Φ_η	Φ_ξ	$\Delta\psi$	$\delta\omega_\eta$		$\delta\omega_\xi$	$\delta\omega_\eta/a_\eta$		$\delta\omega_\eta/a_\xi$		$\delta\omega_\xi/a_\eta$		$\delta\omega_\xi/a_\xi$	
				$0,1^\circ/\text{ч}$	$0,1^\circ/\text{ч}$		$+1$	-1	$+1$	-1	$+1$	-1		
град/ч														
град/(ч·г)														
Калибровочное значение	+2'	+2'	+60'	$0,1^\circ/\text{ч}$	$0,1^\circ/\text{ч}$	$0,1^\circ/\text{ч}$	+1	-1	+1	-1	+1	-1	+1	-1
<i>Фактические значения</i>														
Коэффициент	1,8	1	1	-1,3	0,15	0	10	0	5	5	0	0	5	0
Параметр	3,6	2	60	-0,13	0,015	-10	-5	5	5	5	5	5	5	5
<i>Расчетные значения (полученные оценки)</i>														
Расчитанный по Δv_E коэффициент	1,54	-0,38	0,99	-1,18	-1,94	0	8,97	0	4,58	-0,11	0	3,91	0	0
Расчитанный по Δv_N коэффициент	2,23	0,88	1,00	-1,30	0,24	0	12,32	0	8,58	4,49	0	4,39	0	0
Средний коэффициент	1,89	0,25	1,00	-1,24	-0,85	0	10,65	0	6,58	2,19	0	4,15	0	0
Средний параметр	3,78	0,5	60,0	-0,12	-0,09	-10,7	-6,58	2,19	4,15	4,15	4,15	4,15	4,15	4,15

— реализация метода в строевых частях требует специальной подготовки технического состава, обслуживающего комплекс при его эксплуатации.

Последнее является наиболее значимым фактором, ограничивающим применение этого метода.

Оценивание динамических дрейфов в реальном масштабе времени на борту ВМЛА снимает эти проблемы в силу автоматизации процесса подстройки математической модели ИНС. Идентификация динамических дрейфов осуществляется в рамках КОИ в бортовом вычислителе в реальном масштабе времени. При этом математическая модель ИНС несколько изменяется по сравнению с базовым вариантом: в состав вектора состояния X включаются четыре коэффициента динамических дрейфов горизонтальных каналов: $\delta\omega_\xi/a_\xi$, $\delta\omega_\eta/a_\xi$, $\delta\omega_\xi/a_\eta$, $\delta\omega_\eta/a_\eta$. Соответственно, матрица F модели ошибок примет вид

$$F = \begin{pmatrix} 1 - \tau V_\zeta^{\text{пл}} K_\xi^{\text{м}} & \tau \omega_\zeta^{\text{м}} & 0 & -\tau A_\zeta^{\text{пл}} & \tau A_\eta^{\text{пл}} & -\tau g_\eta^{\text{м}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\tau \omega_\zeta^{\text{м}} & 1 - \tau V_\zeta^{\text{пл}} K_\eta^{\text{м}} & \tau A_\zeta^{\text{пл}} & 0 & -\tau A_\xi^{\text{пл}} & \tau g_\xi^{\text{м}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\tau K_\eta^{\text{м}} & 1 & \tau \omega_\zeta^{\text{м}} & -\tau \omega_\eta^{\text{м}} & 0 & \tau 0 & \tau A_\xi^{\text{пл}} & 0 & \tau A_\eta^{\text{пл}} & 0 \\ \tau K_\xi^{\text{м}} & 0 & -\tau \omega_\zeta^{\text{м}} & 1 & \tau \omega_\xi^{\text{м}} & 0 & 0 & \tau & \tau A_\xi^{\text{пл}} & 0 & \tau A_\eta^{\text{пл}} \\ 0 & 0 & \tau \omega_\eta^{\text{м}} & -\tau \omega_\xi^{\text{м}} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Для выявления качества оценки расширенного вектора состояния была проведена серия вычислительных экспериментов по математическому моделированию комплекса на трех различных типовых траекториях, соответствующих н/р № 148, 149, 174. При этом начальная курсовая ошибка варьировалась в пределах $6 \dots 60'$, начальная ошибка выставки вертикали — в пределах $0,2 \dots 3,5'$, динамические дрейфы — $0,1 \dots 10$ град/(ч·г).

Установлено, что динамические дрейфы, значение которых составляет менее 1 град/(ч·г) практически не оцениваются, поскольку уровень погрешностей серийных приемников СНС в определении скорости примерно соответствуют уровню ошибок, вызванных такими динамическими дрейфами.

Установлено также, что точность выделения в течение одного двухчасового полета достаточно больших динамических дрейфов ($5 \dots 10$ град/(ч·г)) практически не зависит от качества начальной выставки ИНС, составляя примерно 30...60% значения дрейфа. Качество переходного процесса при этом существенно зависит от начальных значений соответствующих диагональных элементов (дисперсий) ковариационной матрицы P . При малом значении дисперсий,

равном $(0,1 \text{ град/ч})^2$, переходный процесс затянутый; при значениях $(5 \text{ град/ч})^2$ время переходного процесса составит 1200...1400 с при перерегулировании до 50 %. При дисперсии $(2 \text{ град/ч})^2$ время переходного процесса составляет около 1600 с, а перерегулирование практически отсутствует. Руководствуясь при информационной интеграции систем золотым правилом “не навреди”, для практической реализации было выбрано значение дисперсий $(2 \text{ град/ч})^2$.

Качество оценивания улучшается при многократном итерационном оценивании, при котором оценки, полученные в полете, запоминаются, и в следующем полете оценивание начинается не с нулевых, а с фиксированных значений. При этом наряду с оценками запоминаются и соответствующие диагональные элементы ковариационной матрицы P . Вычислительные эксперименты показали, что достаточно 4...5 полетов, в каждом из которых имеется около получаса времени эффективной коррекции динамических дрейфов, и они выделяются с точностью до 5...10 % своего фактического значения. После этого дальнейшее оценивание динамических дрейфов нецелесообразно, и их можно исключить из состава оцениваемого вектора состояния, используя полученные значения оценок в алгоритмах прогноза. Критерием “насыщения” алгоритма служит вхождение оценок в трубку 1 град/(ч·g) по всем компонентам динамического дрейфа (когда изменение оценок в течение полета не превысит 1 град/(ч·g)).

Таким образом, метод идентификации коэффициентов динамических дрейфов гироскопов путем оценивания их в составе расширенного вектора состояния с помощью субоптимального фильтра Калмана обеспечивает эффективное оценивание этих коэффициентов (80...90 %) в течение нескольких плановых полетов, во время которых фильтр должен устойчиво находиться в режиме коррекции в общей сложности около 3 ч. Затраты материальных ресурсов в сравнении с другими рассмотренными методами оценки динамических дрейфов минимальны — основным видом доработки являются, кроме фильтра Калмана, алгоритмы хранения и ручного ввода/вывода на индикацию оценок динамических дрейфов.

На основе полученных результатов было принято решение о реализации алгоритмов КОИ на базе расширенного вектора состояния в бортовом вычислителе комплекса. Дальнейшие летные испытания самолет проходил с доработанными алгоритмами КОИ [5, 6]. Характерные результаты, полученные при этом, приведены далее.

Натурная работа № 220, проведенная специально в целях оценки навигационных режимов комплекса и, в частности, точности определения основных навигационных параметров, характеризуется следующим:

— выполнялось крейсерование в северном направлении (с отклонениями по курсу на 20° ... 40°) на расстояние около 1000 км и последующее возвращение на аэродром взлета;

- приемник СНС работал в течение всего полета;
- коррекция координат и скоростей по информации СНС включалась только в ограниченных промежутках времени примерно по 5 мин каждый: 1246... 1545 с и 5039... 5357 с полетного времени;
- в остальное время полета (около двух часов): 1545... 5039 с и 5357... 9189 с — алгоритмы КОИ работали в режиме прогноза ошибок ИНС, так как коррекция от СНС принудительно отключалась.

На рис. 4 показаны погрешности вычислений координат автономного и комплексного (с учетом прогноза) каналов. При этом в качестве эталона принимались показания СНС. В течение одного часа после первого пятиминутного сеанса коррекции комплексные ошибки долготы λ и широты φ не превысили 500 и 800 м соответственно (автономные ошибки координат за то же время составили 4100 и 4500 м). После второго пятиминутного сеанса коррекции в течение одного часа комплексные ошибки долготы и широты не превысили 6000 и 3800 м соответственно (прирост автономных ошибок за то же время составил ~ 8400 м по долготе и ~ 6000 м по широте).

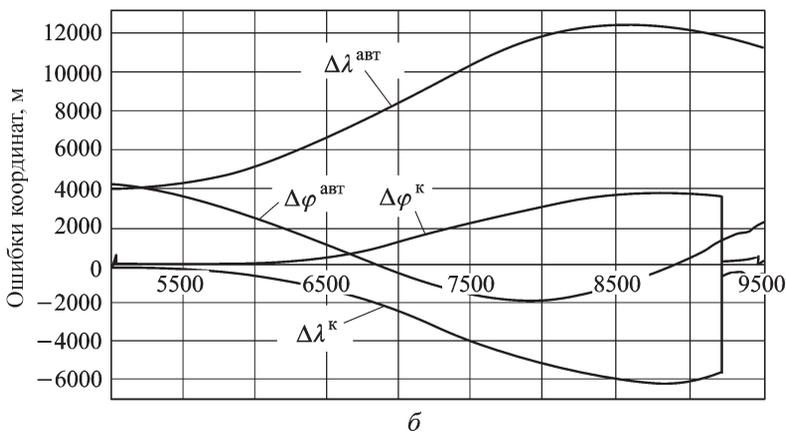
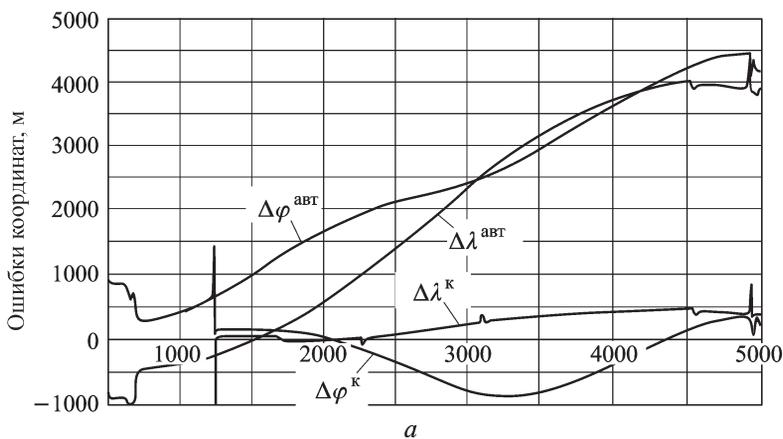


Рис. 4. Автономные ($\Delta\lambda^{\text{авт}}$, $\Delta\varphi^{\text{авт}}$) и комплексные ($\Delta\lambda^{\text{к}}$, $\delta\varphi^{\text{к}}$) ошибки координат после первого (первая половина полета) (а) и второго (вторая половина полета) (б) сеансов коррекции

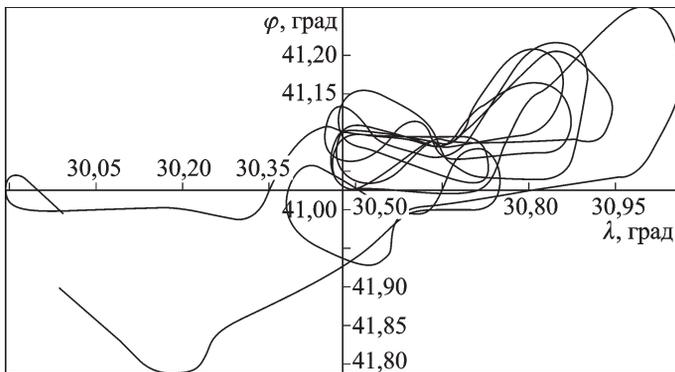


Рис. 5. Зависимость $\varphi = f(\lambda)$ для типовой траектории ВМЛА

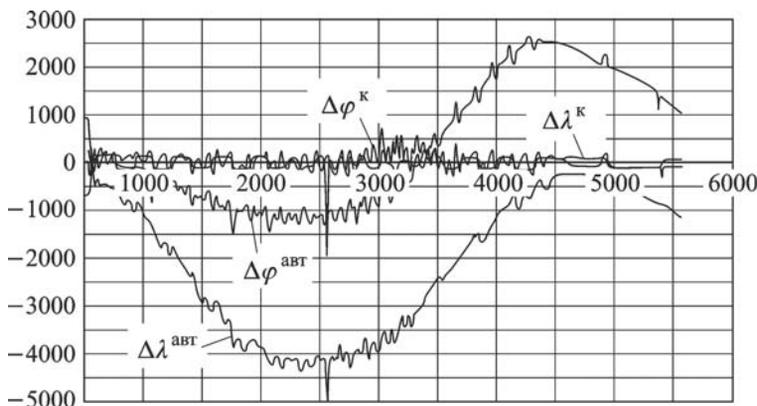


Рис. 6. Автономные ($\Delta\lambda^{\text{авт}}$, $\Delta\varphi^{\text{авт}}$) и комплексные ($\Delta\lambda^{\text{к}}$, $\delta\varphi^{\text{к}}$) ошибки координат на типовой траектории ВМЛА

Траектории н/р № 367, 371 характеризуются большим числом заходов на точку (цель), чередующихся с очень кратковременными квазистационарными участками полета, на которых возможна коррекция ИНС от СНС. Восстановленная с помощью сплайн-аппроксимации полетных данных зависимость $\varphi = f(\lambda)$ представлена на рис. 5. Ускорения, действующие на ВМЛА на таких траекториях, достаточны для того, чтобы динамические дрейфы оказывали заметное влияние на точность вычисления, что и подтвердилось практически: в н/р № 371 ошибки автономного вычисления координат за 1 ч достигают 9 км, в н/р № 367 — 3...5 км. При этом ошибки комплексного канала за все время полета в обоих случаях не превысили 500 м (см. рис. 6).

По результатам математического моделирования и летным испытаниям алгоритмов КОИ модернизируемых ИУК ВМЛА можно сделать следующие выводы.

1. В условиях сохранения серийных ИНС с постоянным радиусом настройки в составе бортового комплекса основным методом обеспечения точности навигационной информации является комплексирование инерциальной системы и приемника СНС по разомкнутой схеме,

предполагающей прогнозирование ошибок ИНС и их алгоритмическую компенсацию в сигналах комплекса.

2. Математическое моделирование поведения ИУК ВМЛА и его отдельных элементов на типовых эталонных траекториях является чрезвычайно эффективным способом разработки алгоритмов обработки информации бортовых систем.

3. Одной из проблем обеспечения высокой точности вычислений является компенсация влияния динамических дрейфов, которые у серийных ИНС могут составлять 5. . . 10 град/(ч·g), что приводит к ошибкам вычисления координат 9 км и более.

4. Аппаратная компенсация дрейфов требует проведения дорогостоящей модернизации каждой ИНС, находящейся в строю, что делает этот путь решения проблемы точности неприемлемым.

5. Эффективным методом оценивания коэффициентов динамических дрейфов является послеполетная обработка записанной в полете специальной информации; этот метод используется разработчиками на этапах испытаний, однако реализация его затруднена, так как требует специальной подготовки технического состава.

6. Метод оценивания параметров состояния математической модели ИНС с помощью алгоритмов КОИ в реальном масштабе времени обеспечивает эффективное решение проблемы идентификации коэффициентов динамических дрейфов и обеспечения точности вычисления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Роголев А. П., Бабиченко А. В. Математическое моделирование инерциально-спутниковых систем навигации и управления летательных аппаратов // Информационные технологии в проектировании и производстве. – 2002. – № 4. – М.: ФГУП “ВИМИ”.
2. Роголев А. П., Бабиченко А. В. Методы и алгоритмы интеграции данных инерциально-спутниковых навигационных систем // Авиакосмическое приборостроение. – 2002. – № 4. – М.: Научтехлитиздат.
3. Джанджгава Г. И., Роголев А. П., Бабиченко А. В. Интегрированная адаптивно-робастная система обработки информации с переменной управляемой структурой // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – М.: Научтехлитиздат, 2000. – № 8.
4. Бабиченко А. В., Орехов М. И., Роголев А. П. Основы построения системы комплексной обработки информации в интегрированных комплексах бортового оборудования перспективных многофункциональных летательных аппаратов // Авиакосмическое приборостроение. – М.: Научтехлитиздат, 2007. – № 2.
5. Бабиченко А. В., Бражник В. М., Герасимов Г. И. и др. Комплексная навигационная система. Патент РФ № 2265190 от 23.03.04.
6. Бабиченко А. В., Бражник В. М., Герасимов Г. И. и др. Комплексная навигационная система. Патент РФ № 2263281 от 23.03.04.

Статья поступила в редакцию 17.11.08

Андрей Викторович Бабиченко родился в 1969 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1991 г. Канд. техн. наук, инженер Раменского приборостроительного конструкторского бюро, по совместительству — доцент кафедры “Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации” МГТУ им. Н.Э. Баумана и кафедры “Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы” филиала МАИ им. С. Орджоникидзе (г. Жуковский). Автор более 50 научных работ в области проектирования и обработки информации бортовых информационно-управляющих комплексов летательных аппаратов.



A.V. Babichenko (b. 1969) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1991. Ph. D. (Eng.), engineer of the Ramenskoe Instrument Engineering Constructor's Bureau, assoc. professor of “Instruments and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 50 publications in the field of design and data processing of onboard information and control complexes of flying vehicles.

**В издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
в 2009 г. вышла в свет книга**

Емельянов В.В. Ясиновский С.И.

Имитационное моделирование систем: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 584 с. (Информатика в техническом университете).

Изложены основы имитационного моделирования применительно к анализу и управлению сложными производственными системами; описаны языки и системы имитационного моделирования (GPSS, AweSim, SIMAN, ARENA, G@, ReThink+G2). Основное внимание уделено описанию интеллектуальной среды имитационного моделирования РДО (ресурсы–действия–операции), основанной на системе модифицированных продукционных правил, которая позволяет с единых позиций описывать и моделировать разнообразные сложные системы и процессы независимо от их природы. Рассмотрены элементы языка и редактор РДО-моделей; приведены примеры моделирования различных дискретных систем и процессов.

Содержание учебного пособия соответствует курсам лекций, читаемых в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов старших курсов высших технических учебных заведений и аспирантов, обучающихся по направлениям системотехники, автоматизации технологических процессов и производств, а также для системных аналитиков и научных работников.

По вопросам приобретения обращаться по тел. (499) 263-60-45;
e-mail: press@bmstu.ru