

УДК 531.383

А. К. Неусыпин, О. Б. Смолкин,
Е. Г. Харин, В. А. Копелович,
А. Ч. Староверов

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ РЕЖИМА ПРОГНОЗА В АЛГОРИТМАХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Рассмотрен метод улучшения точности инерциальных навигационных систем при счислении пути в долгосрочном прогнозе применительно к тяжелым самолетам. В ходе натурных испытаний инерциальной навигационной системы в полете были получены дискретные данные погрешностей этой системы. На основе полученных данных проведено моделирование погрешностей инерциальной навигационной системы в режиме прогноза с использованием данного метода и без него.

В настоящее время в странах НАТО боевые самолеты переоснащаются новыми навигационными системами и комплексами в связи с ужесточением требований к их точности, надежности, дальности действия, а также помехозащищенности. Эти меры в значительной степени повышают эффективность применения авиации при ведении боевых действий, позволяя добиваться лучших результатов при минимуме затрат. В такой ситуации необходимо, чтобы Россия обладала навигационными комплексами, не уступающими зарубежным по тактико-техническим характеристикам. Для техники военного применения предпочтение должно отдаваться автономным средствам получения навигационной информации, т.е. инерциальным навигационным системам (ИНС). Только ИНС обладают достаточной степенью помехозащищенности, а также рядом других полезных свойств, что делает их предпочтительными для выполнения боевой задачи в любых погодных условиях.

Использование спутниковых навигационных систем (СНС) в военных целях, несмотря на их высокую точность, не всегда возможно. Основной причиной этого является их плохая помехозащищенность [1] (информация передается по радиоканалу), а также уязвимость, поскольку их основная составляющая — космические летательные аппараты — для правильного функционирования системы должны находиться на орбите определенной высоты (порядка 20000 км).

В связи со скудностью финансирования Российской армии алгоритмические методы повышения точности ИНС являются наиболее перспективными по сравнению с остальными, так как они позволяют улучшить точность ИНС, не вмешиваясь в работу системы. Повышение точностных характеристик ИНС достигается разработкой и внедрением в навигационные комплексы алгоритмов компенсации погрешностей ИНС, в которых используется внешняя информация о навигационных параметрах движения летательного аппарата (ЛА). Таким образом, можно совершенствовать системы старого образца — это значительно дешевле, чем изготавливать новые.

В гражданской авиации предъявляются высокие требования к воздушным коридорам, выделенным для пролета по тем или иным маршрутам. Это особенно актуально для полетов по международным линиям и полетов, проходящих по границам государств, где требования к точности местонахождения ЛА чрезвычайно высоки. Конечно, глобальная спутниковая навигационная система GPS непрерывно обеспечивает потребителя навигационной информацией в любой точке земного шара, и при этом практически всегда имеется необходимое количество спутников для определения его местонахождения. Надежность этой системы для гражданского (коммерческого) применения очень высока. Однако могут возникать проблемы при работе таких систем в районах боевых действий, локальных конфликтов. Есть сведения, что система GPS в таких районах может работать некорректно. В таких обстоятельствах можно полагаться только на автономные средства выдачи навигационной информации, т.е. на ИНС.

Подготовка системы к работе в автономном режиме. Во время отсутствия сигнала корректора (СНС) ИНС выдает информацию о навигационных параметрах движения ЛА в автономном режиме — осуществляется прогноз этих параметров посредством оценивания вектора состояния навигационным фильтром в соответствии с выбранной математической моделью ИНС. Для осуществления прогноза с большей точностью необходимо учитывать характер и крутизну предполагаемых в полете маневров, тип ИНС, а также длительность самого прогноза. Учитывая, что для ИНС характерно накопление погрешностей при счислении пути с течением времени, необходимо подобрать модель, которая бы наиболее точно описывала работу системы, включая ее реакцию на различные виды возмущений. Однако это не значит, что чем подробнее модель, тем точнее прогноз. Например, в случае тяжелых ЛА, которые совершают небольшое количество маневров (в основном, при взлете и посадке), а в целом осуществляют прямолинейный горизонтальный полет, некоторые параметры, такие как ошибка

по курсу, являются ненаблюдаемыми или слабонаблюдаемыми, и, соответственно, их зачастую не следует включать в вектор состояния. При этом вполне вероятен случай, когда фильтр не успеет выделить слабонаблюдаемую компоненту вектора состояния, и она будет участвовать в прогнозе, делая его некорректным.

Слабонаблюдаемой компонентой вектора состояния в случае тяжелого самолета является скорость дрейфа азимутального гироскопа, поэтому два горизонтальных канала ИНС можно рассматривать независимо друг от друга. Таким образом, вектор состояния для каждого из каналов включает следующие компоненты: погрешности в счислении пути Δx и в определении путевой скорости ΔV_x , ошибку горизонтирования θ_y , постоянную $\omega_{yп}$ и случайную $\omega_{yсл}$ составляющие скорости дрейфа горизонтального гироскопа, а также первую производную постоянной составляющей $\dot{\omega}_{yп}$. Для k -го шага вектор состояния записывается следующим образом:

$$x_k = [\Delta x_k, \Delta V_{xk}, \theta_{yk}, \omega_{yпk}, \dot{\omega}_{yпk}, \omega_{yслk}]^T.$$

При векторе состояния, имеющем такой вид, матрица объекта A с учетом пренебрежения малыми составляющими является стационарной, т.е. неизменной на всем протяжении полета. Ее можно записать в следующем виде:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{R_3} & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\beta \end{pmatrix},$$

где R_3 — средний радиус Земли, g — ускорение силы тяжести, β — средняя частота изменения случайной составляющей дрейфа гироскопа.

Навигационный фильтр, как правило, представляет собой дискретный фильтр Калмана [2], функционирующий в соответствии со структурной схемой, приведенной на рис. 1. В такой схеме для вычисления матрицы весовых коэффициентов K_k используются рекуррентные уравнения следующего вида [3, 4]:

$$\begin{aligned} P_{k/k-1} &= \Phi P_{k-1/k-1} \Phi^T + GQG^T, \\ K_k &= P_{k/k} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R), \\ P_k &= (I - K_k H_k) P_{k/k-1}; \end{aligned}$$

здесь $\Phi = I + AT$ — переходная матрица, T — малый период дискретизации, I — единичная матрица; $P_{k/k-1}$ — априорная ковариационная

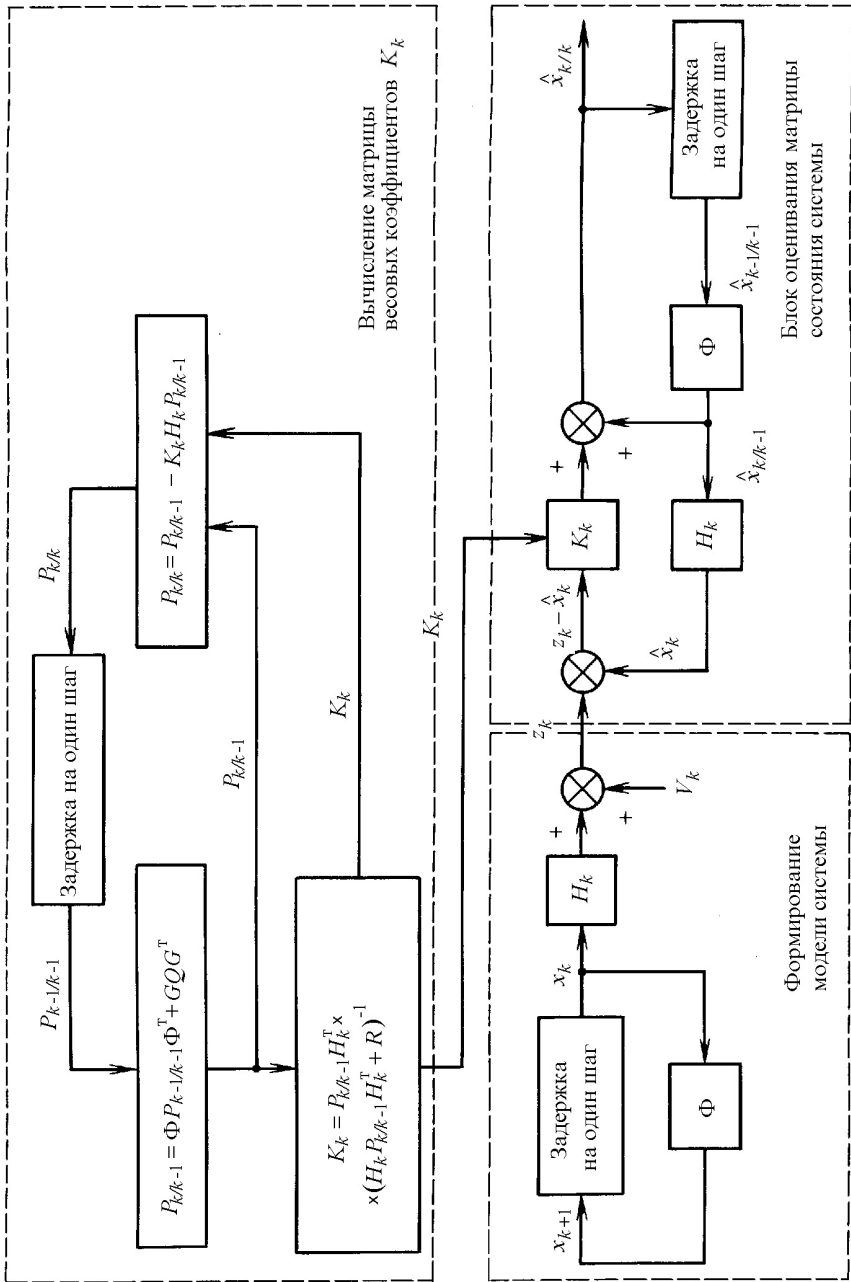


Рис. 1. Структурная схема оптимального оценивания состояния системы с помощью фильтра Калмана для одного шага вычислений

матрица ошибок фильтрации; P_k — апостериорная ковариационная матрица ошибок фильтрации; H_k — матрица измерений; Q , R — ковариационные матрицы входных и измерительных шумов соответственно; G — матрица входа.

На рис. 1 введены следующие величины: $\hat{x}_k = \Phi_{k,k-1}\hat{x}_{k/k-1} + K_k(z_k - H_k\Phi_{k,k-1}\hat{x}_{k/k-1})$ — вектор апостериорных оценок вектора состояния системы x_k ; $\hat{x}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1}\hat{x}_{k-1/k-1}$ — вектор априорных оценок вектора состояния x_k ; z_k — вектор измерений.

Навигационный фильтр функционирует при условии наличия сигнала корректора. При этом осуществляется непрерывное оценивание параметров вектора состояния с заданной частотой дискретизации. Как только сигнал корректора пропадает, происходит автоматический переход алгоритма вычислений, реализуемого на борту ЛА, в режим прогноза. При этом последние оцененные фильтром значения вектора состояния запоминаются и используются в дальнейшем в качестве начальных значений при прогнозировании. Режим прогноза реализуется посредством непрерывного вычисления значений вектора состояния с использованием переходной матрицы Φ , т.е. путем непрерывного решения уравнений ошибок ИНС [5].

Краткосрочные и долгосрочные прогнозы. Краткосрочный прогноз осуществляется, как правило, на маневренных ЛА, где необходимо получать точные значения навигационных параметров во время совершения ЛА маневров, при которых происходит затенение антенны приемника СНС, а затем настройка этого приемника на текущую группировку навигационных спутников. Учитывая, что скорость маневренного ЛА высока (1000 км/ч и более), а высоты полета часто бывают незначительными, то даже кратковременное пропадание навигационной информации может привести к столкновению ЛА с Землей либо с другим объектом. Длительность такого прогноза, как правило, не превышает 10 мин.

Долгосрочный прогноз рассчитывается для случаев длительного пропадания сигнала корректора. При этом предполагается осуществление полностью автономного полета с выдачей навигационных параметров для управления ЛА. Данный тип прогноза осуществляется, как правило, на тяжелых ЛА типа Ил-76, у которых пропадание в полете полной группировки навигационных спутников — достаточно редкое явление.

Формирование длиннопериодического окна и его использование в режиме прогноза. Согласно представленной модели фильтра включение режима прогноза осуществляется автоматически при пропадании сигнала корректора и реализуется путем вычисления уравне-

ний ошибок на каждом шаге. Начальные условия в данном случае — это информация об оценках вектора состояния на последнем шаге работы фильтра Калмана, на котором присутствовал сигнал корректора, т.е. на котором матрица измерений H не была нулевой. От точности введенных начальных условий зависит точность всего последующего прогноза. Соответственно, при неправильном вводе таких условий прогноз может оказаться несостоятельным.

Одним из возможных путей повышения точности прогноза является уточнение начальных условий перед началом режима прогноза. Такое уточнение можно провести при помощи так называемых длиннопериодических окон, вводимых отдельно для некоторых компонентов вектора состояния. Длиннопериодические окна вводятся для осреднения значений некоторых параметров вектора состояния по тому или иному закону на некотором промежутке времени до начала режима прогноза. Осреднение может осуществляться для таких параметров, как приведенная постоянная скорость дрейфа гироскопа, ее производная, погрешность ориентации в горизонте. Важно отметить, что осреднение производится непрерывно по мере поступления данных об ошибках ИНС, пока присутствует сигнал корректора. Таким образом, каждый новый кадр поступающей дискретной информации добавляется в длиннопериодическое окно, а наиболее устаревший вытесняется, после чего производится пересчет среднего значения в обновленном массиве данных. Можно сказать, что данное окно движется вместе с поступающей на вход фильтра информацией.

Теперь при пропадании сигнала корректора в качестве начальных значений для прогноза используются уже не последние оцененные к данному моменту времени фильтром параметры вектора состояния, а осредненные. Это позволяет “сгладить” возможные выбросы и отклонения оцениваемых параметров, которые часто присутствуют в дискретной информации.

Следует заметить, что эффективность применения длиннопериодических окон увеличивается по мере приближения значений параметров вектора состояния к установившимся значениям. Это связано с тем, что чем больше времени проходит с момента взлета, тем больше дискретных параметров, входящих в длиннопериодическое окно, принимает более точное значение, и тем точнее осредненная величина. Введение таких окон в самом начале полета нецелесообразно.

Для подтверждения эффективности введения длиннопериодических окон авторами смоделированы полеты, в которых включение в режим прогноза осуществлялось спустя различное время с начала полета (1,5; 2; 2,5 и 3 ч). Для сравнения приведены графики прогнозов

без использования таких окон. При моделировании были использованы описанные выше модель ошибок ИНС и фильтр Калмана. Результаты моделирования прогнозов погрешностей при счислении пути представлены на рис. 2.

Здесь сплошной линией показан график реального изменения с течением времени погрешности по координате (долготе) ИНС И-21, установленной на летающей лаборатории Ил-76, с точностью до ошибок корректора (приемника GPS/ГЛОНАСС) при совершении перелета Норильск–Москва. Длительность перелета составляла приблизительно 16000 с (4,4 ч). Полет шел без смены курса, т.е. прямолинейно и горизонтально, за исключением маневров при взлете (около 400 с) и заходе на посадку (около 1400 с).

Штриховой линией показан график прогноза ошибок ИНС, осуществляемого согласно информации, заложенной в переходной матрице модели, без использования длиннопериодического окна.

Штрих-пунктирной линией представлен график прогноза ошибок ИНС с использованием длиннопериодического окна. Параметры введенных окон таковы: для погрешности ориентации в горизонте — 700 шагов, для постоянной скорости дрейфа гироскопа — 2000 шагов и для ее первой производной — 2500 шагов при периоде дискретизации 1 с.

Важно отметить, что введение длиннопериодических окон является эффективным только спустя определенное время после начала полета, когда в эти окна входят только параметры вектора состояния, максимально приближенные к своим установившимся значениям. Другими словами, для использования длиннопериодических окон необходимо выждать некоторое время для получения состоятельных оценок фильтром Калмана.

Эффективность использования длиннопериодических окон в режиме прогноза можно объяснить колебаниями параметров вектора состояния. Вероятен неблагоприятный случай, когда при включении режима прогноза один или несколько параметров, определяющих начальные значения, окажутся, например, на пике колебаний, которые они совершают при приближении к своим установившимся значениям. Вследствие этого прогноз на длительные интервалы времени может быть неточным.

На точность прогноза влияет интервал времени между моментом начала полета и моментом включения режима прогноза, что подтверждается графиками на рис. 2. Чем этот интервал больше, тем точнее должен быть прогноз, так как уточнение фильтром параметров вектора состояния происходит непрерывно на всем протяжении полета, пока присутствует сигнал корректора. Конечно, наиболее важно для

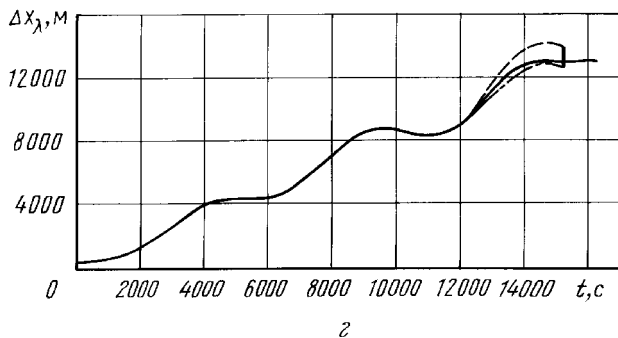
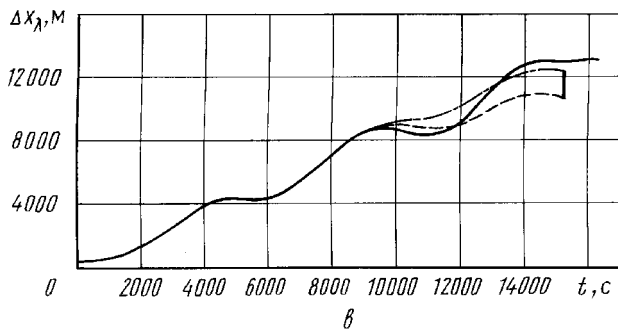
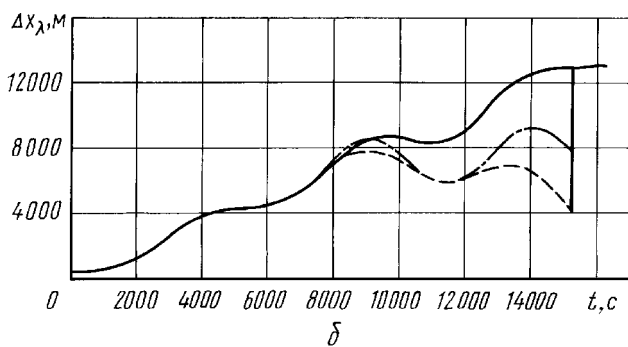
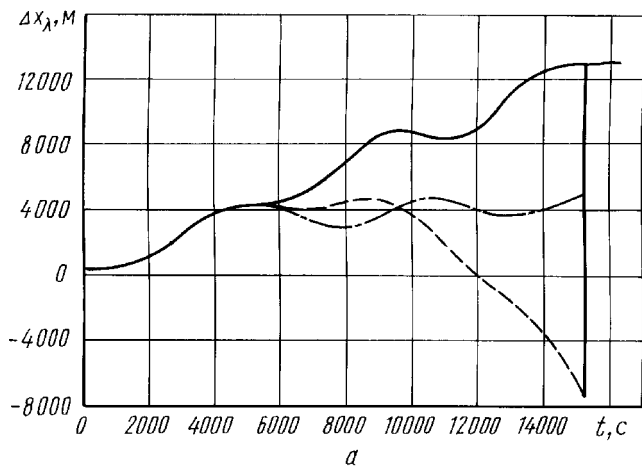


Рис. 2. Графики погрешностей ИНС при включении режима прогноза через 1,5 (а), 2 (б), 2,5 (в) и 3 (г) ч

осуществления высокоточного прогноза то, насколько точно математическая модель описывает реальные процессы накопления погрешностей инерциальными навигационными системами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-Трендз, 2000.
2. Свешников А. А., Ривкин С. С. Вероятностные методы в прикладной теории гироскопов. – М.: Наука, 1974.
3. Харин Е. Г., Цветков П. М., Волков В. К. и др. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования. – М.: Машиностроение, 1986. – 136 с.
4. Салычев О. С. Статистическая обработка информации в задачах инерциальной навигации. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1992.
5. Неусыпин А. К. Погрешности инерциальных систем. – М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1988.

Статья поступила в редакцию 3.12.2002

Авенир Константинович Неусыпин родился в 1923 г., окончил в 1953 г. МВТУ им. Н.Э. Баумана. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Действительный член Российской академии навигации и управления движением. Автор 156 научных работ в области навигации и управления движением.



A.K. Neusypin (b. 1923) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1953. D. Sc.(Eng.), professor of “Devices and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 156 publications in the field of navigation and motion control.

Олег Борисович Смолкин родился в 1975 г., окончил в 1999 г. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Научный сотрудник Института космических исследований РАН. Автор 3 научных работ в области навигации и управления движением.



O.B. Smolkin (b. 1975) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1999. Researcher of the Space Research Institute of Russian Academy of Sciences. Author of 3 publications in the field of navigation and motion control.

Евгений Григорьевич Харин родился в 1937 г., окончил в 1964 г. Ленинградский институт авиационного приборостроения. Д-р техн. наук, старший научный сотрудник, начальник комплексного научно-исследовательского отделения Летно-исследовательского института им. М.М. Громова. Автор около 100 научных работ.



Ye. G. (b. 1937) graduated from the Leningrad Institute for Aviation Devices Engineering in 1965. Head of the complex research department of Flight Research Institute n.a. M.M. Gromov. Author of about 100 publications.

Владимир Абович Копелович родился в 1941 г., окончил в 1965 г. Ленинградский институт точной механики и оптики. Начальник лаборатории, заместитель начальника комплексного научно-исследовательского отделения Летно-исследовательского института им. М.М. Громова. Автор около 30 научных работ.



V.A. Kopelovich (b. 1941) graduated from the Leningrad Institute for Precise Mechanics and Optics in 1965. Head of laboratory, deputy head of the complex research department of Flight Research Institute n.a. M.M. Gromov. Author of about 30 publications.

Алексей Червонович Староверов родился в 1956 г., окончил в 1981 г. Московский авиационный институт. Ведущий инженер Летно-исследовательского института им. М.М. Громова. Автор около 10 научных работ.



A.Ch. Staroverov (b. 1956) graduated from Moscow Aviation Institute in 1981. Leading engineer of Flight Research Institute n.a. M.M. Gromov. Author of about 10 publications.