

службы ФСБ России. По итогам выполненной работы Заказчик получил фрагмент современной цифровой телекоммуникационной сети, объединяющей в единое информационное пространство около 20 объектов управления. В проекте использованы системы коммутации, каналаобразования и мультиплексирования российского производства. Аналогичные работы проводятся в настоящее время на Северо-Кавказском участке государственной границы России, где компания «ТЕЛПРОС» приступила к реализации второго этапа строительства телекоммуникационной сети Пограничной службы в районе г. Сочи.

В целом же, обобщая вышеизложенное, следует подчеркнуть необходимость консолидации усилий всех заинтересованных ведомств и организаций для эффективного решения рассмотренных проблем информационной безопасности ведомственных и корпоративных сетей связи.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Конахович Г.Ф.* Защита информации в телекоммуникационных системах. – Киев, МК-Пресс, 2005.
2. *Андрянов В.И., Бородин В.А., Соколов А.В.* «Шпионские штучки» и устройства для защиты объектов и информации. Справочное пособие. - СПб: Лань, 1996.
3. *Байков Е.А.* Разведывательные операции американского подводного флота (рассекреченные страницы). – СПб, Галея Принт. 2002.
4. *Щеглов А.Ю.* Почему мы не готовы к угрозам ИТ-безопасности? <http://www.morepc.ru/security/sec220320071.html>.
5. *Киви Берд.* Секретное оружие АСБ. //Компьютера, январь 2007.
6. Доктрина информационной безопасности Российской Федерации. Утверждена Указом Президента РФ 9 сентября 2000 г.

И.М. Исмаилов, Ф.Д. Касимов

Азербайджан, г. Баку, Национальная академия авиации

ОПТИМАЛЬНАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ ФИЛЬТРАЦИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ В УСЛОВИЯХ ПОМЕХ И АПРИОРНОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИЗУЧАЕМОГО ЯВЛЕНИЯ

Рост сложности объектов контроля в авиационной технике, увеличение источников информации, учет динамических свойств объектов и систем (большинство бортовых систем управления относятся к динамическим системам), возросшие требования к точности и объективности принимаемых решений поставили вопрос об автоматизации процесса диагностирования и прогнозирования. Вследствие этого появилась необходимость в автоматизации процесса контроля систем и комплексов авиационной техники в процессе эксплуатации на основе точной и достоверной измерительной информации, получаемой с помощью высокоэффективных информационно-измерительных систем (ИИС).

Необходимо отметить, что для объектов авиационной техники, находящихся в режиме полета, детерминированная связь между векторами пространства параметров и пространства наблюдений (результаты измерения) нарушается из-за действия помех и влияния различных случайных факторов как на объект, так и на систему регистрации записей полета, являющуюся основным источником информации. Такое положение свойственно, в частности, динамическим бортовым системам с их флуктуациями параметров за счет внешних и внутренних возмущений [1].

Из-за динамического характера контролируемых процессов в авиационно-вычислительном комплексе, протекающих под воздействием случайных влияющих факторов и стохастической природы помех и шумов, которые сопровождают

обмен измерительной информацией, большинство алгоритмов обработки носит статистический характер. В большинстве случаев повышение точности статистических измерений рассматриваются с чисто математической точки зрения без учета степени зашумленности входных данных различного рода погрешностями и специфики методов и средств цифровых измерений последовательности мгновенных значений измеряемых непрерывных процессов.

В силу динамических и вероятностно-статистических свойств измерительных сообщений и сигналов, наложенных на них помех, а также собственных шумов (погрешностей) измерительных каналов становится очевидной необходимость осуществления фильтрации измерительной информации на каждом этапе ее преобразования.

Причем фильтрация должна быть корректирующей относительно полезного сигнала и подавляющей относительно погрешностей (шумов). При этом корректирующая фильтрация (КФ) предусматривает некоторый способ совместной обработки измерительного сигнала и шума с целью получения наиболее точной оценки контролируемого параметра измерительного сигнала.

Анализ материалов реальных измерений показывает, что шумовые помехи чаще всего сводятся к двум видам: гауссовский шум и синусоидальные колебания с наложенным гауссовским шумом. Источником шума первого вида, как правило, являются тепловые шумы в аналоговых цепях первичных преобразователей.

При этом указанные помехи сопровождают почти все тракты обмена измерительной информацией и вносят соответствующие погрешности на результаты измерительных сигналов, в связи с чем степень близости выходного сигнала S реального субтракта к выходному сигналу S_0 оптимального (предельного, желаемого) субтракта оценивается (определяется) именно погрешностью шумов ΔS :

$$\Delta S = S - S_0 \quad (1)$$

При решении задач повышения точности измерений, основное внимание обращают к тем или иным составляющим результирующей погрешности (в рассматриваемом случае ΔS). Однако, в общем формализованном подходе к оценке метрологического качества средств измерений результирующая погрешность трактуется как некоторый дополнительный сигнал погрешности (шум), входящий в конечный результат измерения.

Для анализа точностных характеристик реального субтракта по сравнению с оптимальным субтрактом целесообразно пользоваться следующим представлением [2]:

$$\Delta S = V(\lambda_0 + \Delta\lambda) - V(\lambda_0) + \varepsilon_V \quad (2)$$

Из этого выражения видно, что результирующая погрешность ΔS вызывается следующими явными причинами:

- отличием между операторами преобразования реального (V) и оптимального (V_0) субтрактов, обусловленным неточностью реализации оператора V реального средства измерения (СИ) в силу методических, инструментальных и других влияющих факторов;

- аддитивным шумом (дрейфом) ε_V на выходе СИ, который может включать достаточно большое количество составляющих, обусловленных разнообразными внутренними факторами;

- входным накопленным шумом $\Delta\lambda = \lambda - \lambda_0$, который происходит в результате взаимовлияний (несовместимости) между входными цепями реального СИ и объектом автоматизации (ОА) (при этом предполагается, что оптимальный субтракт не влияет на объект, отбирая у него только лишь измерительные сообщения $\lambda_0 = \{\lambda_{01}, \lambda_{02}, \dots\}$).

Априорная неопределенность, характерная для выполнения большинства измерительных процедур, в значительной степени ограничивает использование классических методов оптимальной фильтрации и их модификации в задачах коррекции результатов цифровых динамических измерений. Это обусловлено еще тем, что принципиальной особенностью априорной информации о сигнале измеряемой величины является ее приближенный характер.

Если по заданной априорной информации измерительная процедура настроена оптимальным образом, а исследуемый объект не соответствует приписываемой ему модели, то из-за несоответствия возникает погрешность, для оценки которой приходится выдвигать предположения о классе моделей, к которому принадлежит, вероятно, исследуемый объект. Мало того, процедуры оптимальной фильтрации обладают повышенной чувствительностью к погрешности задания модели и могут даже утрачивать сходимость из-за этого, в силу чего приходится разрабатывать методы регуляризации оптимальных фильтров и добиваться их устойчивости по отношению к неопределенности.

Статистическая обработка результатов навигационных измерений, выполненных в условиях случайных возмущений движения ВС, как известно [3], составляет содержание задач динамической фильтрации, получивших название фильтрации Кальмана.

Алгоритм оптимальной динамической фильтрации навигационных измерений Р. Кальмана позволяет получать оптимальные оценки сразу нескольких величин, характеризующих состояние воздушного судна ВС (например, координат, скоростей и т.д.).

Он имеет рекуррентный характер и позволяет учитывать не только значения измерений в текущий момент времени, но и изменение измеряемых величин и состояния ВС в последовательные моменты времени. Одновременно с оценками формируется коррекционная матрица ошибок оценивания. Данный алгоритм, называемый также фильтром Кальмана, требует большого объема вычислений на каждом шаге оценивания и поэтому может быть реализован только на основе использования высокопроизводительных бортовых вычислительных машин.

Недостатком многих алгоритмов комплексной обработки информации является их чувствительность к виду закона распределения погрешностей навигационных измерений. Методы оценивания, дающие оптимальные оценки при условии нормального закона распределения погрешностей, могут быть далеки от оптимальных при нарушении этого условия.

Кроме того, наиболее эффективное применение фильтра Кальмана и его простая реализация на компьютере возможны только при полной определенности математической модели динамической системы. При априорной неопределенности математической модели системы или в случае её изменения в процессе функционирования более целесообразным представляется применение адаптивных фильтров. В этом случае процедура оценивания объединяется процедурой идентификации параметров и (или) структуры модели. При этом в случае нелинейности уравнений возникает необходимость их предварительной линеаризации.

Оценка коррекции фильтра Кальмана $K(k)z(k-1)$ связана с уровнем погрешности измерения и достоверностью оценки в момент измерения. При повышении достоверности оценки $\hat{x}(k/k)$ оценка коррекции уменьшается. При слишком низкой погрешности системы оптимальный коэффициент усиления фильтра $K(k)$ при $k \rightarrow \infty$ приближается к нулю. В результате фильтр теряет чувствительность к новым полученным измерениям и в качестве оценки выдает экстраполяционную оценку. Неточность математической модели системы способствует

падению оценки вектора состояния, что является одним из недостатков фильтра Кальмана. С целью устранения этого недостатка оценки параметров фильтра $(K(k), P(K/k), Q(k))$ ограничиваются снизу или же используется фильтр с конечной памятью. В этом случае помехоустойчивость ухудшается.

В силу вышеуказанного предлагается модификация фильтра Кальмана и его применение в комплексной навигационной системе измерения параметров движения самолёта при отсутствии априорной информации об оцениваемых параметрах.

Данная система состоит из радиотехнической системы ближней навигации, аэротрического преобразователя воздушной скорости, измерителя угла отклонения и предназначена для комплексирования различных источников информации. Другими словами, объединение информации от различных измерительных преобразователей в системе физически реализуется по инвариантной схеме.

Преимуществом данной схемы является то, что для осуществления процесса фильтрации не требуется априорной информации о статистических особенностях оцениваемых параметров (параметры движения самолёта), а требуется лишь достаточная информация о моделях погрешностей отдельных преобразователей.

В этих условиях оцениваемый вектор состояний будет представлять собой вектор погрешностей, включающий в себя переменные состояния и медленно меняющиеся составляющие погрешности каждого преобразователя.

Найденная оценка вектора состояния в дальнейшем используется для компенсации погрешностей в измерительном канале самостоятельной системы (созданной из аэротрического преобразователя воздушной скорости и измерителя угла отклонения). Схема построения комплексной навигационной системы подобного типа приведена на рис. 1.

В качестве наблюдаемого вектора оптимального фильтра при компенсационном преобразовании погрешности используется разностный вектор Y

$$Y = \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_b - X_p \\ Y_b - Y_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_E - D \cos \alpha \Delta \alpha - \Delta D \sin \alpha \\ y_E - D \sin \alpha \Delta \alpha - \Delta D \cos \alpha \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где α - угол азимута; $\Delta \alpha$ - погрешность измерения азимута; D – расстояние до самолёта; ΔD – погрешность измерения расстояния; X_b, Y_b - независимые координаты; x_E, y_E – вычисляемые координаты независимой системы по соответствующим координатам.

Вектор разности образуются из сигналов датчика воздушной скорости и радиотехнического преобразователя координат. Рассмотрим математические модели погрешностей измерений радиотехнического и аэротрического преобразователей.

Погрешности измерений как по азимуту, так и по расстоянию радиотехнического преобразователя могут быть представлены в виде суммы двух составляющих – медленно меняющейся случайной составляющей с экспоненциальной корреляционной функцией и гауссовского распределения измерений

⌘

⌘ ⌘

Рис. 1. Схема построения комплексной навигационной системы

$$\Delta\alpha = \delta\alpha + v_a \quad (4)$$

$$\Delta D = \delta D + v_D \quad (5)$$

$$E[\delta\alpha(t)\delta\alpha(t-\tau)] = \sigma_a^2 \exp\{-\beta_a|\tau|\}E[\delta\alpha(\tau)] = 0 \quad (6)$$

$$E[\delta D(t)\delta D(t-\tau)] = \sigma_D^2 \exp\{-\beta_D|\tau|\}E[\delta D(\tau)] = 0 \quad (7)$$

$$E[v_a(t)v_a(t-\tau)] = R_{aa}(t)\delta(t-\tau); E[v_a(\tau)] = 0 \quad (8)$$

$$E[v_D(t)v_D(t-\tau)] = R_{DD}(t)\delta(t-\tau); E[v_D(\tau)] = 0 \quad (9)$$

где β_i , $i = \alpha D$ переменная обратно пропорциональная времени корреляции. Причиной появления в канале азимута составляющих с экспоненциальной корреляцией является погрешности создаваемых отображениями радиоволн от наземных предметов и других ВС.

Корреляционное время этой составляющей $t_\alpha = 1/\beta_\alpha = 10$ с, т.е. в период измерения азимута, при периоде вхождения радиотехнических измерений $T=0,6$ с, эта погрешность появляется как постоянное скольжение экспоненциально-корреляционная составляющая погрешности измерения в канале расстояния образовывается по причине погрешности калибровки системы и погрешности определения момента получения информации. Корреляционное время этой составляющей погрешности $t_D = 1/\beta_D = 300$ сек. Гауссовское распределение измерения в канале расстояния V_D образовывается по причине флуктуационных погрешностей радиоканала. Вариации этого распределения $R_{DD} \equiv 10^4 \text{ м}^2 (\sqrt{R_{DD}} = 100 \text{ м})$. Соответствующей моделью для составляющих V_{Ex} и V_{Ey} погрешности измерения скорости является стабильный процесс с некорреляционной между собой экспоненциальной корреляционной функцией (время корреляции $t_{vx} = t_{vy} = 1/\beta_{vx} / \beta_{vy} = 600$ с).

Особенностью уравнений, описывающих процесс динамической фильтрации, является то, что здесь помимо уравнений наблюдения, т.е. уравнения динамики изменения отклонений определяемых параметров движения от своих числимых значений, учитывается и уравнение движения центра масс ВС, т.е. уравнение динамики некоторых других процессов, оказывающих влияние на движение ВС и процесс навигационных измерений. Рассматриваемые динамические процессы в общем виде описываются векторным нелинейным стохастическим дифференциальным или разностным уравнением первого порядка, позволяющим в зависимости от выбора размерности анализируемого векторного процесса отображать множество исследуемых явлений с требуемой степенью полноты:

$$X_{1i} = \Phi_1 \{X_{1(i-1)}\} + \Gamma_1 m_{1(i-1)}, \quad (10)$$

где $X_{1(i-1)}$ X_{1i} - векторы параметров движения ВС в (i-1)-й и i-й моменты времени; $m_{1(i-1)}$ - вектор возмущений, действующих на ВС в виде некоррелированного случайного процесса. Формула (10) представляет собой векторное нелинейное стохастическое разностное уравнение первого порядка. Отличительная особенность этого уравнения состоит в том, что она позволяет отображать процессы, протекающие под действием возмущений случайного характера, которые типичны для различных полётов.

Функция $\Phi_1(X_{1(i-1)})$ в общем случае является нелинейной, и её подвергают линеаризации, переходя от уравнения (10) к уравнению

$$X_i = \Phi X_{i-1} + \Gamma m_{i-1}, \quad (11)$$

где Φ и Γ – матрицы перехода системы и возмущающего воздействия из (i-1)-го в i-е состояние.

Основной составляющей вектора x_i , получившего общее название вектора состояния, является вектор параметров движения ВС. Объединяя уравнение состояния с уравнением наблюдений $U = HX + \omega$, отражающим связь между отклонениями измеренных U и определяемых X величин от своих числимых значений с учётом погрешностей измерений ω , получают полную систему уравнений, фильтра Кальмана. Эти уравнения позволяют описывать сложные нестационарные процессы в любых динамических системах, в том числе и в системах навигации.

Из рассмотренных алгоритмов видны особенности процесса динамической фильтрации и его отличие от процесса статистической обработки данных, осуществляемого по методу наименьших квадратов.

Очевидно, что в процессе динамической фильтрации учитываются измерения параметров движения от измерения к измерению, обусловленные внешними воздействиями на ВС, а также дополнительный случайный разброс значений параметров движения из-за этих возмущений. Таким образом, с помощью алгоритмов динамической фильтрации осуществляется более полное адекватное описание процессов, протекающих в бортовом навигационном комплексе ВС.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Глухов В.В. Техническое диагностирование динамических систем.– М.:Транспорт. 2000.– 95 с.
2. Белявский Л.С., Новиков В.С., Олянюк П.В. Основы радионавигации./ Под. ред. Л.С. Белявского. – М.:Транспорт, 1992.– 320 с.
3. Исмаилов И.М. Эффективность использования полетной информации для контроля управления движением воздушного судна.- Вопросы специальной радиоэлектроники. Научно-технический сборник. Серия общие вопросы радиоэлектроники. Выпуск 3. – Москва – Таганрог, 2006.

А.П. Жук, И.В. Галкин, В.В. Сазонов, З.В. Черняк, Е.В. Топкин
Россия, г. Ставрополь, СВИС РВ

ОЦЕНКА СТРУКТУРНОЙ СКРЫТНОСТИ СИГНАЛОВ В СИСТЕМЕ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ С ОРТОГОНАЛЬНЫМИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЯМИ

Структурная скрытность характеризует способность противостоять мерам радиотехнической разведки, направленным на раскрытие структуры сигнала. Это означает распознавание формы сигнала, определяемой способами его кодирования и модуляции, т.е. отождествление обнаруженного сигнала с одним из множества априорно известных.

Следовательно, для увеличения структурной скрытности необходимо иметь по возможности больший ансамбль используемых сигналов и достаточно часто изменять форму сигналов [6].

Это возможно за счет стохастического использования ансамблей дискретных ортогональных многоуровневых сигналов (АДОМС), описываемых собственными векторами бидиагональной симметрических матриц (БСМ) [2,3].

Известно [4], что при бесконечно большом наборе коэффициентов диагональных симметрических матриц $\{N\}$ существует бесконечно большое число ортогональных базисов $\{M\}$. К этому заключению приводит ряд теорем теории мат-