

А.В. Пролетарский, К.А. Неусыпин

СПОСОБЫ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ И КОМПЛЕКСОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Приведены типы исследуемых летательных аппаратов и их навигационные системы. Рассмотрены алгоритмические методы компенсации погрешностей навигационных систем и комплексов. Исследованы способы использования алгоритмов автономной коррекции инерциальных навигационных систем, алгоритмов оценивания, управления, комплексирования и прогнозирования.

E-mail: pav_mirk@mail.ru

Ключевые слова: автономная навигационная система, модель погрешностей навигационной системы, алгоритм оценивания, комплексирование, алгоритм самоорганизации, генетический алгоритм.

Введение. Успешное решение задач управления летательными аппаратами (ЛА), в частности беспилотными ЛА (БЛА), во многом определяется уровнем развития измерительной техники. Информационные сигналы измерительных систем имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования ЛА и БЛА. Повышение точности измерительной информации предполагает исследование погрешностей и последующую их алгоритмическую компенсацию [1–3].

Рассмотрены вопросы повышения точности навигационных систем, функционирующих в различных режимах, а также навигационных комплексов (НК) возвращающихся в атмосферу БЛА одноразового действия (баллистические ракеты), а также атмосферные ЛА и БЛА многоразового действия.

Исследуемые типы БЛА. В данной статье основное внимание уделено БЛА одноразового действия, функционирование которых исследовано на атмосферном участке полета. Возвращающиеся в атмосферу БЛА могут двигаться по баллистической траектории и траектории с планирующей фазой. Указанные типы БЛА управляются аэродинамическими силами [4].

Атмосферные БЛА одноразового действия представлены семейством многообразных крылатых ракет. Беспилотные ЛА осуществляют полет на основе информации о различных физических полях: радиолокационном, геомагнитном, оптическом. Для получения этой информации на борту БЛА могут быть установлены радиолокационные системы, фотоаппаратура и др. Поступившая информация сравнивается с априорной информацией в коридоре полета с помощью корреляционно-экстремальной системы [3].

Рассмотрим возвращающиеся в атмосферу ЛА или БЛА многоразового действия, например аппараты типа «Шаттл—Буран», способные функционировать в беспилотном режиме, а также БЛА Х-37v, Х-47.

К возвращающимся в атмосферу БЛА одноразового действия относятся, например стратегические баллистические ракеты («Титан-2», «Минитмэн-3», «Поларис А3», «Поларис А3Т» (для поражения различных целей), «Посейдон С3», MSBS и др.), которые отличаются мощностью заряда, типом боевых частей, дальностью, максимальной скоростью и местом базирования.

Системы управления и измерительные комплексы таких ЛА и БЛА имеют много общего.

Управление ЛА исследуемых классов осуществляется на основе информации от НК [1]. В НК входят гироскопические системы, различные радиолокационные станции (РЛС), другие навигационные системы и системы ориентации. В соответствии с военными доктринами, принятыми в странах изготовителях ЛА, в НК может быть использована система GPS или ГЛОНАСС.

Навигационный комплекс является первоисточником погрешностей при выполнении ЛА поставленных задач. В связи с этим определение и последующая компенсация погрешностей НК представляет собой важную и актуальную задачу.

Погрешности автономных навигационных систем. Базовой системой НК, как правило, является инерциальная навигационная система (ИНС), погрешности которой подразделяют на методические и инструментальные.

Методические погрешности ИНС обусловлены методами проведения измерений. Так, к ним относят погрешности, вызываемые, например неточным знанием структуры и параметров гравитационного поля Земли и количественных характеристик ее формы, а также погрешности, обусловленные упрощением алгоритмов. Обычно основная часть методических погрешностей успешно компенсируется.

Инструментальные погрешности ИНС, возникающие вследствие погрешностей инерциальных датчиков и вычислительного устройства, — случайный дрейф гироскопов, нестабильность масштабных коэффициентов датчиков момента гироскопов и акселерометров, погрешности передачи информации и др. Причиной других погрешностей служат конструктивно-технологические факторы: погрешности выполнения посадочных баз под инерциальные датчики, а также нестабильность взаимного положения этих баз в результате деформации карданова подвеса в поле силы тяжести или старения материала подвеса.

Исследуя реакцию автономной ИНС на определенные возмущающие факторы, можно сделать выводы о характере погрешностей ИНС.

Нулевой сигнал — сигнал, который по каким-либо причинам появляется на выходе акселерометра, в то время как в действительности никакого ускорения нет. Этот сигнал обычно имеет небольшую величину, представляет собой колебания с периодом Шулера и может привести к значительным погрешностям.

Если погрешность акселерометра изменяется пропорционально времени его работы, то погрешность ИНС можно представить в виде

нарастающей с течением времени составляющей и наложенной на нее синусоидальной составляющей.

Погрешность ИНС в определении пройденного пути, обусловленная погрешностями первого интегратора, представляет собой синусоидальные колебания.

Доминирующее влияние на суммарную погрешность ИНС в определении пройденного пути оказывает скорость дрейфа гироскопов. Систематическая скорость дрейфа гироскопов вызывает нарастающую со временем составляющую погрешности ИНС, а также колебательную составляющую с периодом Шулера.

Нарастающая с течением времени скорость дрейфа приводит к появлению погрешности ИНС, которую можно представить в виде двух составляющих. Первая изменяется пропорционально квадрату времени функционирования ИНС, а вторая совершает колебания с периодом Шулера.

Погрешность ИНС, обусловленная неточностью выставки гиростабилизированной платформы (ГСП) относительно плоскости горизонта, представляет собой синусоидальные колебания с периодом Шулера.

Суммарная погрешность ИНС в определении местоположения ЛА перечисленных выше факторов увеличивается с течением времени.

Рассмотрим уравнения погрешностей ИНС. Предполагается, что опорная система координат должна материализоваться с помощью ГСП, а на самом деле вследствие погрешностей оси акселерометров ориентированы по другим осям [2, 3].

В дискретной форме уравнения погрешностей ИНС имеют следующий вид:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + w_{k-1};$$

$$x_k = \left[\delta V_{xk} \quad \delta V_{yk} \quad \alpha_k \quad \beta_k \quad \psi_k \quad \varepsilon_{xk} \quad \varepsilon_{yk} \quad \varepsilon_{zk} \right]^T;$$

$$w_{k-1} = \left[B_x \quad B_y \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad w_{xk-1} \quad w_{yk-1} \quad w_{zk-1} \right]^T;$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -gT & f_y T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & gT & 0 & -f_x T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{T}{R} & 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ \frac{T}{R} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ \frac{T}{R} \operatorname{tg} \varphi & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \mu T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \mu T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \mu T \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\delta V_x, \delta V_y$ — погрешности определения скорости ИНС; α, β, ψ — углы отклонения ГСП относительно опорной системы координат; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ — скорости дрейфов ГСП; φ — широта местоположения; R — радиус Земли; g — ускорение силы тяжести; f_x, f_y — горизонтальные ускорения объекта, на котором установлена ИНС; μ — средняя частота случайного изменения дрейфа; T — период дискретизации; B_x, B_y — смещения нулей акселерометров; w_x, w_y, w_z — возмущающие внешние воздействия.

Пренебрегая перекрестными связями, можно записать уравнения погрешностей ИНС отдельно для каждого информационного канала.

Инструментальные погрешности подразделяют на погрешности акселерометров, интеграторов, гироскопов и неточность выставки ГСП.

При достаточно длительном времени функционирования ИНС погрешности могут достигать недопустимо больших значений. Поэтому необходимо корректировать ИНС с помощью различных источников внешней навигационной информации, либо компенсировать погрешности с использованием внутренних связей системы.

Методы коррекции навигационной информации. Коррекция навигационной информации осуществляется в автономном и корректируемом режимах с помощью сигналов дополнительных. Алгоритмы компенсации погрешностей автономных ИНС за счет внутренних связей системы детально разработаны [2, 3]. Вектор измерений в таких алгоритмах формируется на основе сигналов, поступающих с датчиков углов прецессии. Инерциальные навигационные системы, снабженные подобными алгоритмами, имеют остаточные погрешности, вызванные различными возмущающими факторами, соизмеримые с погрешностями, которые обусловлены динамическим дрейфом ГСП. Таким образом, при автономной работе ИНС на всем интервале полета ЛА, используются методы коррекции ИНС с помощью только внутренней информации.

Наиболее полная компенсация погрешностей ИНС осуществляется алгоритмической обработкой информации с ИНС и дополнительным внешним по отношению к ИНС датчиком навигационной информации. Компенсация погрешностей в выходной информации системы обычно осуществляется алгоритмами оценивания. Фильтр Калмана теоретически позволяет получить оптимальную оценку вектора состояния ИНС. В практических приложениях используются прямые адаптивные модификации фильтра Калмана, позволяющие получать нерасходящиеся оценки погрешностей ИНС [2, 3, 5].

Коррекция ИНС от внешних источников информации с применением различных алгоритмов позволяет существенно снизить погрешности навигационной информации. Рассмотрим ИНС с внешним источником информации, в качестве которого применяется система GPS или ГЛОНАСС.

Входным сигналом для алгоритма оценивания является, например разность измерений скорости с помощью ИНС и GPS или ГЛОНАСС. Погрешности ИНС составляют вектор состояния системы и включают в себя погрешности скорости, угла и дрейфа гироскопов, а погрешности GPS или ГЛОНАСС представляют собой измерительный шум.

На выходе алгоритма оценивания получаем оценку вектора состояния, т. е. оценку всех наблюдаемых погрешностей ИНС. Далее оценка погрешностей ИНС алгебраически вычитается из выходного сигнала ИНС, состоящего из достоверной информации о скорости и местоположении ЛА и погрешностей ИНС. Тем самым в выходном сигнале компенсируются погрешности ИНС в определении навигационных параметров.

Оценку погрешностей ИНС можно использовать в регуляторе для компенсации погрешностей скорости, угла и дрейфа гироскопов в структуре ИНС, уменьшая тем самым амплитуду колебаний погрешностей и улучшая качество переходного процесса.

Использование для повышения точности измерительного комплекса ЛА алгоритмов оценивания позволяет проводить коррекцию в выходном информационном сигнале, не вмешиваясь в динамику измерительных систем.

В практических приложениях часто встречаются случаи, когда невозможна коррекция НК ЛА вследствие временного отсутствия сигнала от внешнего источника информации. Сигналы спутниковых навигационных систем подвержены воздействиям активных и пассивных помех. Поэтому могут возникнуть интервалы полета ЛА, когда получать достоверную навигационную информацию невозможно.

При отсутствии сигналов от системы GPS или ГЛОНАСС для коррекции ИНС используются другие датчики, например датчики угловых ускорений [3].

Большое число различных систем и датчиков навигационной информации позволяет осуществлять комплексную обработку информации. Совместная обработка информации от нескольких датчиков или систем называется комплексированием. Совокупность алгоритмически связанных навигационных систем и датчиков называется НК.

Навигационный комплекс представляет собой совокупность систем и датчиков, в основу принципа действия которых положены различные физические закономерности. Эти системы объединены алгоритмически.

Наиболее распространенной схемой НК является ИНС, принятая за базовую систему, несколько датчиков внешней информации, а также алгоритмы комплексирования и оценивания. Алгоритмы комплексирования — алгоритмы обработки сигналов от используемых навигационных систем и датчиков [1, 3]. Увеличение числа измерительных систем теоретически позволяет с большой точностью получать информацию о навигационных параметрах объекта. На практике при использовании систем с различными точностными характери-

стиками и вследствие несовершенства алгоритмического обеспечения точность определения навигационной информации снижается. Поэтому с помощью алгоритмов комплексирования выделяются системы, позволяющие получить наиболее достоверную информацию о навигационных параметрах ЛА, или в процессе совместной обработки сигналов с различных систем выделяется наиболее достоверная информация [3].

Точность корректируемых ИНС в значительной степени зависит от погрешностей внешнего источника информации и погрешностей используемого алгоритма, в частности от адекватности математической модели погрешностей ИНС.

При длительном функционировании ИНС без коррекции углы отклонения ГСП нарастают, в результате чего появляется неадекватность математической модели реальному процессу изменения погрешностей ИНС. Тогда применяют коррекцию ИНС в структуре системы с помощью алгоритмов управления [3, 6].

Погрешности в структуре ИНС, как правило, компенсируют с помощью адаптивных регуляторов [1, 3]. Недостатком этого подхода является высокая чувствительность схемы к погрешностям определения ИНС.

Если источники внешней информации отключены, то коррекция навигационных систем проводится с помощью алгоритмов прогноза. В этом случае необходимо воспользоваться некоторой прогнозирующей моделью или сформировать модель на борту ЛА в полете. С использованием модели осуществляется прогноз погрешностей навигационной системы, затем спрогнозированные оценки погрешностей применяются в известных схемах коррекции [2, 3, 5].

Для повышения точности функционирования ИНС в автономном режиме необходимо построить математическую модель погрешностей ИНС в предшествующем корректируемом режиме, осуществить прогноз погрешностей и использовать его в выходной информации для компенсации погрешностей.

Эту задачу целесообразно решать алгоритмически на борту ЛА, так как можно сократить временные и материальные затраты, используя системы современного уровня точности. Реализация алгоритмов на борту ЛА в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) накладывает на них специфические требования, основным из которых является малый объем машинной памяти, отводимый для реализации алгоритмов.

Прогнозирующие модели используются в схемах коррекции навигационных систем при исчезновении сигналов от внешних измерительных систем. При краткосрочном исчезновении выходных сигналов ИНС, GPS или ГЛОНАСС и других систем обычно применяются априорные модели для прогнозирования полезного сигнала. Для ИНС могут быть использованы априорные модели, например вида (1). В условиях длительного отсутствия сигналов от внешних измерителей априорные мо-

дели с течением времени становятся неадекватными реальному процессу изменения погрешностей ИНС. Поэтому модели погрешностей ИНС необходимо формировать в процессе функционирования ЛА. Методы построения моделей известны и отличаются по точности и объему машинной памяти, необходимой для реализации в БЦВМ. Наиболее простыми методами являются различные модификации линейных трендов [3, 6]. Более сложные методы позволяют построить высокоточные модели, но требуют большего времени и значительного объема машинной памяти БЦВМ. К таким методам относятся разнообразные нейронные сети, алгоритмы самоорганизации и генетические алгоритмы [3, 6].

Нейронные сети позволяют формировать модели исследуемых объектов с достаточно высокой точностью, но требуют при этом длительного времени для реализации процесса обучения.

Метод самоорганизации можно использовать в условиях минимального объема априорной информации, а также без учета некоторых существенных факторов. Такой метод можно применять в условиях превышения (в несколько раз) помех полезного сигнала.

Возможность прогнозирования без учета некоторых определяющих факторов объясняется тем, что в сложных системах факторы коррелированы между собой. Следовательно, измерение одного фактора содержит информацию о других факторах, связанных с измеряемым фактором.

Работа генетического алгоритма представляет собой итерационный процесс, который продолжается до тех пор, пока не реализуется заданное число поколений селекции или какой-либо иной критерий останова. На каждом поколении генетического алгоритма происходит отбор, кроссинговер и мутация.

Использование только генетического алгоритма для решения задачи не эффективно, так как поиск оптимального значения параметров аппроксимирующей функции проводится недостаточно направленно.

Найти глобальный минимум, в общем случае, достаточно трудно вследствие наличия значительного числа локальных экстремумов и такая задача требует больших вычислительных затрат при практически полном переборе возможных решений с заданной точностью. Таким образом, перечислены наиболее популярные классические методы построения моделей погрешностей ИНС. С учетом особенностей реализации алгоритмов в БЦВМ предпочтительно целесообразно отдавать алгоритмам самоорганизации.

Выводы. Рассмотрены концептуальные алгоритмические методы повышения точности навигационной информации. Для коррекции автономных ИНС целесообразно использовать алгоритмы компенсации погрешностей с помощью информации, полученной с датчиков углов прецессии.

В корректируемом режиме компенсация погрешностей ИНС осуществляется в выходном сигнале системы с применением адаптивных алгоритмов оценивания.

При использовании на ЛА нескольких датчиков навигационной информации необходимо проводить селекцию измерительной информации с помощью алгоритмов комплексирования.

Компенсация погрешностей ИНС в автономном режиме на основе информации, полученной в предшествовавшем корректируемом режиме, осуществляется в выходном сигнале с помощью прогнозирующих моделей. При краткосрочном прогнозе используются априорные модели и линейные тренды. Для долгосрочного прогноза модели строятся на борту ЛА. Получение реализуемых в БЦВМ прогнозирующих моделей рекомендовано проводить с помощью алгоритмов самоорганизации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. — М.: Машиностроение, 1990. — 375 с.
2. Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. — М.: Машиностроение, 1982. — 225 с.
3. Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. — М.: Изд. МГОУ, 2009. — 500 с.
4. Пролетарский А.В. Состав комплексных исследований по разработке интеллектуализированной системы управления перспективных средств выведения космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. «Информационные технологии и компьютерные системы». — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. — С. 88—98.
5. Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. — СПб.: ГНЦ РФ — ЦНИИ «Электроприбор», 1998. — 420 с.
6. Ивахненко А.Г., Мюллер Й.Я. Самоорганизация прогнозирующих моделей. — Киев: Техника, 1985. — 320 с.

Статья поступила в редакцию 4.07.2012