электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

УДК 681.513

Методы коррекции навигационных систем летательных аппаратов

Высокова М.С., *студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»

Кабакова А.С., *студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»

Чан Нгок Хыонг, *аспирант*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»

Научный руководитель: Неусыпин К.А., д.т.н., профессор
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
bauman@bmstu.ru

Введение

Успешное решение задач управления летательными аппаратами (ЛА) различных классов во многом определяется уровнем развития измерительной техники. Эксплуатационные характеристики ЛА в большой степени определяются совершенством бортового оборудования, в частности, качеством информационно-измерительных сигналов, используемых для управления. Источником информационно-измерительных сигналов о местоположении, ориентации, скорости и других параметрах движения являются различные навигационные системы и комплексы (НК).

Информационные сигналы этих систем имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования ЛА.

В состав НК обычно включают гироскопические системы, GPS/ГЛОНАСС, различные РЛС и другие навигационные системы и системы ориентации.

НК является первоисточником ошибок при выполнении ЛА поставленных задач. Поэтому определение и последующая компенсация ошибок НК БЛА является важной и актуальной задачей.

1. Погрешности автономных навигационных систем

Как правило, базовой системой НК является инерциальная навмигационная

система (ИНС). Погрешности ИНС можно разделить на два типа: методические и инструментальные.

Методические погрешности ИНС обусловлены способом проведения измерений. К ним обычно относят ошибки, вызываемые, например, неточным знанием структуры и параметров гравитационного поля Земли и количественных характеристик ее формы. Сюда же следует причислить погрешности, обусловленные упрощением алгоритмов. Обычно основная часть методических погрешностей успешно компенсируется.

К инструментальным ошибкам, возникающим вследствие погрешностей инерциальных датчиков и вычислительного устройства, относятся, например, случайный дрейф гироскопов, нестабильность масштабных коэффициентов датчиков момента гироскопов и акселерометров, погрешности передачи информации. Причиной ряда других ошибок служат конструкционно – технологические факторы: погрешности выполнения посадочных баз под инерциальные датчики, а также нестабильность взаимного положения этих баз вследствие деформации карданова подвеса в поле силы тяжести или старения материала подвеса. Последняя группа ошибок обусловлена погрешностям начальной выставки, состоящими из неточности внешней информации и ошибок устройств ввода данной информации в ИНС.

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

Нулевой сигнал – это 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 ошибкам.

В случае, когда погрешность акселерометра изменяется пропорционально времени работы последнего, 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 с частотой Шулера.

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 обуславливает появление погрешности ИНС, которую также можно представить в виде двух составляющих. Первая составляющая изменяется пропорционально квадрату времени функционирования ИНС, а

вторая составляющая 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, обусловленная вышеперечисленными факторами нарастает с течением времени.

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

В дискретной форме уравнения погрешностей ИНС имеют вид [1]:

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

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_{xk} & \delta V_{yk} & \alpha_k & \beta_k & \psi_k & \varepsilon_{xk} & \varepsilon_{yk} & \varepsilon_{zk} \end{bmatrix}^T$$

$$w_{k-1} = \begin{bmatrix} B_x & B_y & 0 & 0 & 0 & w_{xk-1} & w_{yk-1} & w_{zk-1} \end{bmatrix}^T$$

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

δV_x, δV_y – ошибки ИНС в определении скорости; φ_x, φ_y, φ_z – углы отклонения ГСП относительно сопровождающего трехгранника; ε_x, ε_y, ε_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; B_x, B_y – смещение нулей акселерометров.

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

Уравнение ошибок ИНС в этом случае для одного из горизонтальных информационных каналов будут иметь вид:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + G W_{k-1} \quad ,$$

где

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}, _ \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1-\beta T \end{bmatrix}$$

$$W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}, _ G = \begin{bmatrix} T & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & AT\sqrt{2\beta} \end{bmatrix} \qquad (2)$$

Систему (2) можно представить в следующем виде:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + W_{k-1} \qquad (3)$$

Таким образом, получены уравнения ошибок ИНС в дискретной форме, которые используются при реализации алгоритмов коррекции НК.

Инструментальные погрешности можно разделить на погрешности акселерометров, интеграторов, гироскопов и ошибки выставки ГСП.

При функционировании ИНС на достаточно длительных интервалах времени погрешности могут достигать недопустимо больших величин. Поэтому необходимо корректировать ИНС посредством различных источников внешней навигационной информации, либо компенсировать погрешности с использованием внутренних связей системы.

2. Методы коррекции навигационных систем

Алгоритмы компенсации погрешностей автономных ИНС за счет внутренних связей системы широко известны [3,4], применяются и детально разработаны. Вектор измерений в таких алгоритмах формируется на основе сигналов с датчиков углов прецессии. ИНС, снабженные подобными алгоритмами, имеют остаточные погрешности, вызванные различными возмущающими факторами, соизмеримые с погрешностями, которые обусловлены динамическим дрейфом ГСП.

Таким образом, в случае, когда предполагается автономная работа ИНС на всем интервале полета ЛА, используются методы коррекции ИНС посредством только внутренней информации.

Наиболее полная компенсация погрешностей ИНС осуществляется с помощью алгоритмической обработки информации с ИНС и дополнительного внешнего по отношению к ИНС датчика навигационной информации. Компенсация погрешностей в выходной информации системы обычно осуществляется посредством алгоритмов

оценивания. Хорошо известный фильтр Калмана теоретически позволяет получить оптимальную оценку вектора состояния системы. В практических приложениях используются прямые адаптивные модификации фильтра Калмана [3,4,5,6], позволяющие получать нерасходящиеся оценки погрешностей ИНС.

НК представляют собой некоторое количество систем и датчиков, в основу принципа действия которых положены различные физические закономерности. Эти системы объединены алгоритмически.

Традиционной схемой НК является ИНС, принятая за базовую систему, снабженная несколькими датчиками внешней информации, алгоритмами комплексирования и оценивания. Алгоритмы комплексирования представляют собой алгоритмы обработки сигналов от используемых навигационных систем и датчиков [1,4]. Увеличение количества измерительных систем теоретически позволяет с большой точностью получить информацию о навигационных параметрах объекта. На практике же при использовании систем с различными точностными характеристиками и из-за несовершенства алгоритмического обеспечения точность определения навигационной информации снижается. Поэтому с помощью алгоритмов комплексирования выделяются системы, позволяющие получить наиболее достоверную информацию о навигационных параметрах БЛА, или в процессе совместной обработки сигналов с различных систем выделяется наиболее достоверная информация [4].

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

При функционировании ИНС на длительных интервалах времени без коррекции углы отклонения ГСП нарастают. Следствием этого является неадекватность математической модели реальному процессу изменения погрешностей ИНС. В этом случае применяют коррекцию ИНС в структуре системы посредством алгоритмов управления [4].

Компенсация погрешностей в структуре ИНС, как правило, проводится с помощью адаптивных регуляторов [1,4]. К недостаткам этого подхода следует отнести высокую чувствительность схемы к ошибкам оценивания погрешностей ИНС.

В условиях, когда источники внешней информации отключены, проводится коррекция навигационных систем с помощью алгоритмов экстраполяции. С помощью этих алгоритмов осуществляется прогноз погрешностей навигационной системы. Затем спрогнозированные оценки погрешностей используются в известных схемах коррекции [3,4,6].

Для повышения точности функционирования ИНС в автономном режиме

необходимо построить математическую модель ошибок ИНС, в предшествующем корректируемом режиме, осуществить прогноз ошибок и использовать его в выходной информации для компенсации этих ошибок.

Эту задачу целесообразно решать алгоритмическим путем на борту ЛА. Так как этот путь позволяет получить эффект с наименьшими временными и материальными затратами, используя системы современного уровня точности. Реализация алгоритмов на борту ЛА в БЦВМ накладывает на них специфические требования. Основным ограничением является малый объем машинной памяти, отводимый под реализацию алгоритмов.

Прогнозирующие модели широко используются в схемах коррекции навигационных систем при исчезновении сигналов от внешних измерительных систем. При краткосрочном исчезновении выходных сигналов ИНС, GPS, и других систем обычно используются априорные модели для прогнозирования полезного сигнала. Для ИНС могут быть использованы априорные модели, например вида (5). В условиях длительного отсутствия сигналов от внешних измерителей априорные модели с течением времени становятся неадекватными реальному процессу изменения погрешностей ИНС. Поэтому модели погрешностей ИНС целесообразно строить в процессе функционирования ЛА. Методы построения моделей широко известны и отличаются по точности и объему машинной памяти, необходимой для реализации в БЦВМ. Наиболее простыми методами построения моделей являются различные модификации линейных трендов [4]. 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 [4].

Нейронные сети позволяют построить модели исследуемых объектов с достаточно высокой точностью, но требуют при этом длительного времени для реализации процесса обучения. Метод самоорганизации может быть использован в условиях минимального объема априорной информации, а также без учета некоторых существенных факторов. Использование подхода самоорганизации возможно в условиях превышения в несколько раз помех по сравнению с полезным сигналом.

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.

Работа генетического алгоритма представляет собой итерационный процесс, который продолжается до тех пор, пока не выполнятся заданное число поколений или

какой-либо иной критерий останова. На каждом поколении генетического алгоритма реализуется отбор, кроссинговер и мутация.

Таким образом, перечислены широко известные классические методы построения моделей погрешностей ИНС и приведены их недостатки и преимущества.

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. Парусников Н.А., Морозов В.М., Борзов В.И. Задача коррекции в инерциальной навигации. М.: МГУ, 1982. 187 с.
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.