

УДК 681.513

Алгоритм управления для инерциальной навигационной системы летательного аппарата

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

***Чжу Цюнчао, студент**
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.

Базовой системой навигационного комплекса (НК) летательного аппарата (ЛА) обычно является инерциальная навигационная система (ИНС).

ИНС имеют методические и инструментальные погрешности. Основным недостатком ИНС является нарастание этих погрешностей с течением времени. Для повышения точности ИНС обычно используются датчики внешней навигационной информации. Коррекция ИНС ЛА часто осуществляется с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС), системы GPS и др. Однако сигналы внешних по отношению к ИНС измерительных систем также содержат ошибки, поэтому их сигналы и сигналы ИНС подвергают совместной обработке в БЦВМ ЛА с помощью алгоритмов оценивания, управления, прогнозирования и комплексирования [1,2].

Наиболее распространённая структура НК включает ИНС, GPS и алгоритм оценивания. После обработки разницы измерений ИНС и GPS с помощью алгоритма оценивания получаем оценку вектора состояния, т.е. оценку всех наблюдаемых ошибок ИНС. Далее оценка ошибок алгебраически вычитается из выходного сигнала ИНС, состоящего из достоверной информации о скорости, местоположении ЛА и ошибок ИНС. Тем самым компенсируются в выходном сигнале ошибки ИНС в определении навигационных параметров.

При функционировании ИНС на длительных интервалах времени погрешности могут достигать недопустимо больших величин, поэтому коррекция осуществляется с

помощью алгоритма управления для компенсации ошибок в структуре ИНС, уменьшая тем самым амплитуду колебаний ошибок и улучшая качество переходного процесса.

С течением времени из-за действующих на НК возмущающих факторов его структура теряет априорно определённую оптимальность, часто становится неадекватной измеряемым процессам и её необходимо восстанавливать.

В данной статье представлен алгоритм управления для компенсации погрешностей в структуре ИНС, позволяющих повысить точность навигационной информации на длительных интервалах функционирования в корректируемом режиме.

Коррекция инерциальных навигационных систем. Гиростабилизированная платформа (ГСП) отклоняется от заданного положения вследствие дрейфа гироскопов, смещения нуля и дрейфа акселерометров. Погрешностей первого интегратора. Значительное увеличение углов отклонения ГСП приводит к дрейфу платформы, обусловленному моментами остаточной несбалансированности вокруг осей прецессии гироскопов и анизотропностью ГСП и гироскопов при колебании и вибрации основания. Ошибки автономной ИНС возрастают с течением времени, поэтому для получения достоверной информации необходимо компенсировать отклонения ГСП от заданного положения.

Ошибки автономной ИНС в определении пройденного пути представляют собой «расходящиеся» колебания с периодом Шуллера. Привлекая внешнюю информацию о скорости перемещения несущего объекта, возможно демпфировать эти колебания, сохраняя инвариантность. Наиболее распространённым датчиком скоростной информации является ДИСС. Вычитая информацию о скорости с ДИСС из скоростного сигнала, снимаемого с ИНС, получают ошибки определения скорости несущего объекта. Подачей этого сигнала на вход первого интегратора ИНС достигают демпфирования ошибок системы. Если же сигнал разности измерения скоростей ИНС и ДИСС подается одновременно и на выход первого интегратора, то демпфирование получается с изменением периода собственных колебаний, т.е. период собственных колебаний системы можно уменьшить.

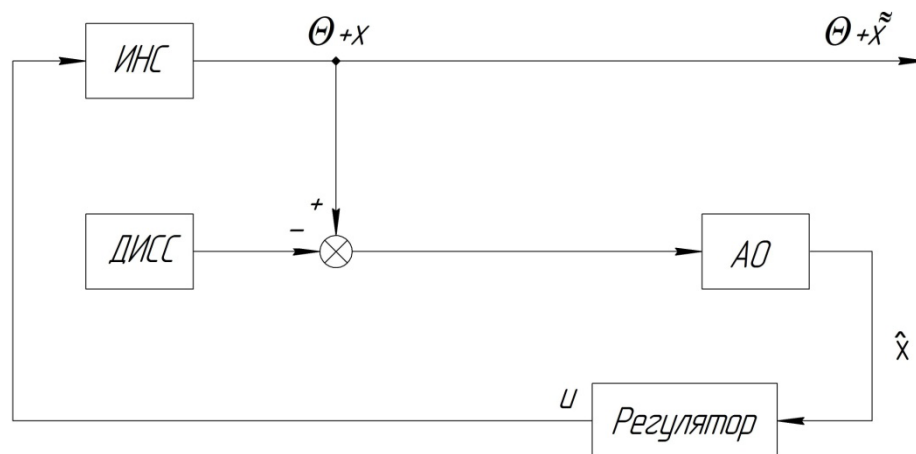
Полностью исключить погрешности с помощью демпфирования не представляется возможным, так как они нарастают с течением времени.

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 (более 1 ч.) без

коррекции от спутников или стационарных станций углы отклонения ГСП нарастают. Следствием этого является неадекватность математической модели реальному процессу изменения погрешностей ИНС. В этом случае применяют коррекцию ИНС в структуре системы с помощью алгоритмов управления.

Рассмотрим компенсацию ошибок ИНС в структуре системы. Схема коррекции в структуре ИНС представлена на рисунке, где Θ - истинная навигационная информация; АО - алгоритм оценивания, x - вектор состояния, включающий ошибки ИНС.



Уравнение ошибок ИНС имеет вид:

$$x_k = Ax_{k-1} + u_{k-1} + \omega_{k-1}, \quad (1)$$

где x_k - вектор состояния; A - матрица системы; u_{k-1} - вектор управления; ω_{k-1} - вектор входного возмущения.

Необходимо определить управление оптимальным образом, т.е.

$$u_{k-1} = -K_{k-1} \hat{x}_{k-1}, \quad (2)$$

где $\hat{x}_{k-1}$ - оценка вектора состояния; K_{k-1} - матрица регулятора.

Однако в структуре ИНС имеется лишь две точки приложения управляющих воздействий, а именно: вход первого интегратора и вход датчика момента. Поэтому необходимо разработать метод управления ИНС для случая, когда управлению подлежит только часть вектора состояния

Представим вектор состояния в виде суммы векторов z_k и u_k выделяя в векторе z_k только компоненты, которыми возможно управлять, а в векторе u_k - все оставшиеся компоненты вектора состояния. Тогда уравнение объекта (1) будет иметь вид:

$$x_k = \Phi z_{k-1} + G y_{k-1} + \omega_{k-1} + u_{k-1}, \quad (3)$$

где Φz_{k-1} - , $G y_{k-1}$ - , ω_{k-1} - , u_{k-1} -

Обозначим

$$\omega_{k-1} + Gy_{k-1} = f_{k-1}, \quad (4)$$

Пусть оцениваются как z_{k-1} , так и f_{k-1} . Управление будем искать в виде

$$u_{k-1} = -(K_{k-1}\hat{z}_{k-1} + \hat{f}_{k-1}), \quad (5)$$

Использование в регуляторе оценки вектора состояния предполагает предварительную оценку его с помощью алгоритма оценивания.

Оптимальное управление определяется нахождением такой матрицы регулятора, при которой функционал

$$J = M[x_k^T x_k], \quad (6)$$

принимает минимальное значение.

Оптимальное значение матрицы регулятора имеет следующий вид [2]:

$$K_{k-1} = \Phi \quad (7)$$

Представленный метод управления позволяет компенсировать управляемые ошибки системы, но с условием, что оцениваются все компоненты вектора состояния. Этому условию удовлетворяют ошибки ИНС по скорости, углы отклонения ГСП от плоскости горизонта и дрейфы гироскопов. Однако компенсация дрейфов ГСП с помощью разработанного алгоритма не осуществляется, так как точная априорная информация о корреляционной матрице дрейфа гироскопов отсутствует.

Таким образом, с помощью представленного регулятора компенсируются ошибки ИНС по скорости и углы отклонения от плоскости горизонта.

Заключение. В условиях длительных полетов ЛА погрешности определения навигационной информации увеличиваются, могут достигать непреемлемых величин, и ИНС потеряет работоспособность.

Определена конфигурация алгоритмического обеспечения НК ЛА, включающая оптимальный регулятор состояния. Управляющий сигнал с оптимального регулятора поступает на вход первого интегратора и датчики момента ИНС.

Список литературы

1. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. М.: Машиностроение, 1990. 425с.
2. Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления

- летательными аппаратами. М.: Изд. МГОУ, 2009. 500с.
3. Неусыпин К.А., Пупков К.А. М.: Биоинформ, 1997. 367 с.