



Комплексная INS+GPS система навигации F-16C

Модель навигационной системы модуля [DCS: F-16C Viper](#) это сложный комплекс инженерно-программных решений, предназначенных для обеспечения подсистем самолёта данными о координатах, скорости, курсе и пространственном положении, отвечающая следующим требованиям: точность, доступность потребителям, информационная стойкость и автономность. Это обеспечивается скоординированной работой блоков инерциальной (INS) и спутниковой (GPS) навигации по получению и дальнейшей обработке навигационных данных в модульном компьютере обработки заданий MMC (Modular Mission Computer). При этом широко используются алгоритмы на базе рекурсивных алгоритмических фильтров Калмана. Рассмотрим подробнее.

Инерциальная навигационная система INS

Блок инерциальной навигации – это автономный модуль, который рассчитывает текущее положение самолёта путём измерения мгновенных ускорений (акселерации) самолёта по осям координат с последующим двойным интегрированием и с учётом информации о пространственном положении. Информация о пространственном положении самолёта поступает с блоков лазерных гироскопов, которые не имеют в своей конструкции типичных тел вращения. Скажем для простоты – F-16 имеет три таких гироскопа и плюс три акселерометра на каждую пространственную ось.



Главными свойствами ИНС являются:

- Автономность - инерциальная система является самодостаточной, и не требует внешних источников информации для получения координат.
- Стабильность и достоверность полученных данных на коротком участке времени (5-10 минут).
- Постоянное накопление ошибки, ввиду присущих недостатков, заключающихся в том, что двойному интегрированию подвергаются не только данные с акселерометров и гироскопов, но и сами ошибки – мельчайшие, на первый взгляд, неточности в измерениях, поступающих с этих устройств. Немалый вклад в накопление ошибки вносит и погрешность, полученная при выставке системы после включения или коррекции.

Ситуация с накоплением ошибки усугубляется тем, что чем выше величина ошибки, тем выше темп её нарастания со временем, ввиду постоянного суммирования погрешностей.

Ещё одной отличительной чертой инерциальной системы навигации являются зависимость от шуллеровских (Schuller) колебаний с периодом 84,4 минуты. По причине двойного интегрирования, присущего системе, она ведёт себя подобно маятнику, который в идеальных условиях должен находиться в равновесном состоянии относительно земли. Однако, как только возникает ошибка, она смещает маятник из точки равновесия, и начинает раскачиваться. Чем больше ошибка, тем сильнее воздействие. Именно поэтому, каждые 84,4 минуты полёта ошибка уменьшается и затем нарастает в другую сторону.

Спутниковая навигационная система GPS

Система спутниковой навигации (GPS) определяет положение самолёта в пространстве измеряя задержку в распространении сигнала от спутника до приёмника. Расположение спутника на орбите задаётся с большой точностью и его фактическое положение вычисляется на базе данных альманаха, передаваемого со спутников. Именно поэтому, спутниковой навигационной системе перед тем, как начать работу требуется несколько минут для получения альманаха. Моменты



передачи сигналов со спутника синхронизируются по времени с большой точностью благодаря установленным на спутнике атомным часам. Таким образом, в идеальном случае, если сигналы GPS распространяются в пространстве с постоянной скоростью света, как это происходит в вакууме, приёмник может точно определить своё положение на пересечении абстрактных поверхностей, рассчитанных на базе точек с одинаковой задержкой от спутника. На первый взгляд это будут сферические поверхности с центром, соответствующим положению спутника, однако в реальной жизни все несколько сложнее. Наиболее значимыми тут являются два фактора: задержка в ионосфере земли, и неоднозначность пути. Оба фактора вносят погрешность, увеличивая время прохождения сигнала на заранее неизвестную величину. Неоднозначность пути прохождения сигнала часто возникает в случаях, когда приёмник расположен на некотором расстоянии от земли и может принять уже отражённый от земной поверхности сигнал не в чистом виде, а с размытыми по времени краевыми искажениями. Этот эффект напоминает эхо в горах, когда законченная фраза или слово фактически ещё продолжает звучать, многократно отражаясь. Когда такие, задержанные сигналы, поступают на вход приёмника, точность местоопределения начинает деградировать, приводя к хаотическим “передергиваниям” полученного результата местоопределения. В качестве защиты от этих эффектов, военный сегмент GPS использует сигналы более высокого разрешения на основе так называемых P-кодов, а также, задействует параллельную работу на двух частотах одновременно, чтобы минимизировать непредсказуемую задержку, вносимую ионосферой в распространение радиоволн.

Координация работы систем, фильтрация по Калману

Подытожим. Фактически, мы имеем две самостоятельные и при этом далеко не идеальные системы. ИНС постоянно накапливает ошибку местоопределения, а сигналы GPS подвержены искажениям в ионосфере и на пути распространения, в том числе с учётом возможности быть подавленными или намеренно искажёнными противником. Однако, как раз здесь нам на помощь приходит математический алгоритм фильтрации данных по Калману. Он идеально подходит для случаев, когда надо извлечь максимум точности из хаотично искажаемых данных и позволяет



объединить воедино хорошую стабильность ИНС на коротком участке времени и длительную стабильность GPS.

Более того, с математической точки зрения, фильтр Калмана в состоянии принять в расчёты внешние данные, определяющие динамические характеристики ЛА при его перемещении в пространстве. Т.е. если ЛА перемещается в пространстве, фильтр будет предварительно знать, где будет ЛА на следующем шаге фильтрации – это называется прогнозной рекурсией. Благодаря рекурсии, фильтр Калмана значительно уменьшает вероятность пагубного влияния искажённых сигналов GPS на результаты вычислений и при этом динамически меняет баланс прогноз-фактора в расчётах по отношению к данным измерений, поступающих от блоков навигации.

Что же считать более достоверным для боевой авиации? Главное требование для военных самолётов заключается в том, чтобы навигационное решение было как можно более автономным, и ему не мешали ошибочные или искажённые сигналы GPS. Именно поэтому базовые весовые коэффициенты фильтра Калмана настроены таким образом, что он стремился максимально доверять навигационному решению от ИНС, пусть и ценой несколько худшей точности, по сравнению с той, которую можно было бы достичь при установке веса для GPS на максимум (как в гражданской авиации). При этом алгоритмы авионики F-16 предполагают, что если разница между координатами INS и GPS остаётся в пределах 300 футов, то точность навигации высока.

На протяжении 1990-х годов варианты использования GPS-приёмников в военных самолётах были весьма разнообразны: от нулевой интеграции с простым отображением GPS-положения самолёта на специальной панели в кабине доrudimentарной интеграции GPS с родными навигационными системами. Систему GPS+INS в DCS F-16C можно рассматривать как предшественнику современных EGI, в которых данные GPS использовались для преодоления недостатков традиционных ИНС (как описано в документе в предыдущих разделах), но точность не всегда может быть на том же уровне, какой достижим на полностью интегрированных системах с GPS-навигацией, таких как EGI.



Примеры

Давайте проанализируем графики ниже. На первом графике приведена зависимость накопления ошибки ИНС в системе навигации F-16 без использования GPS и математической фильтрации. Легко заметить колебательную природу накопления ошибки как по X (широте), так и по Y (долготе): период колебаний как раз соответствует Шулеру – 84,4 минуты.

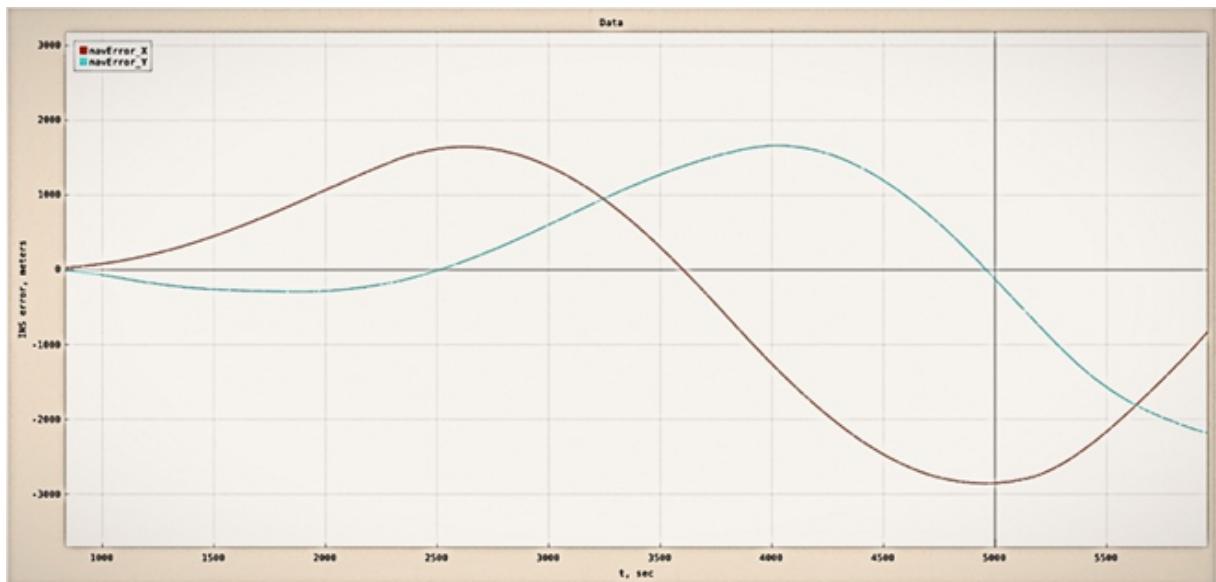


График 1. Ошибка ИНС по X, Y с течением времени [метры к сек.]

Теперь посмотрим, что у нас с GPS – смотрите График 2. Видим, что ошибка заметно меньше (~15 метров у GPS против ~1500 метров у ИНС), но результаты очень нестабильны.

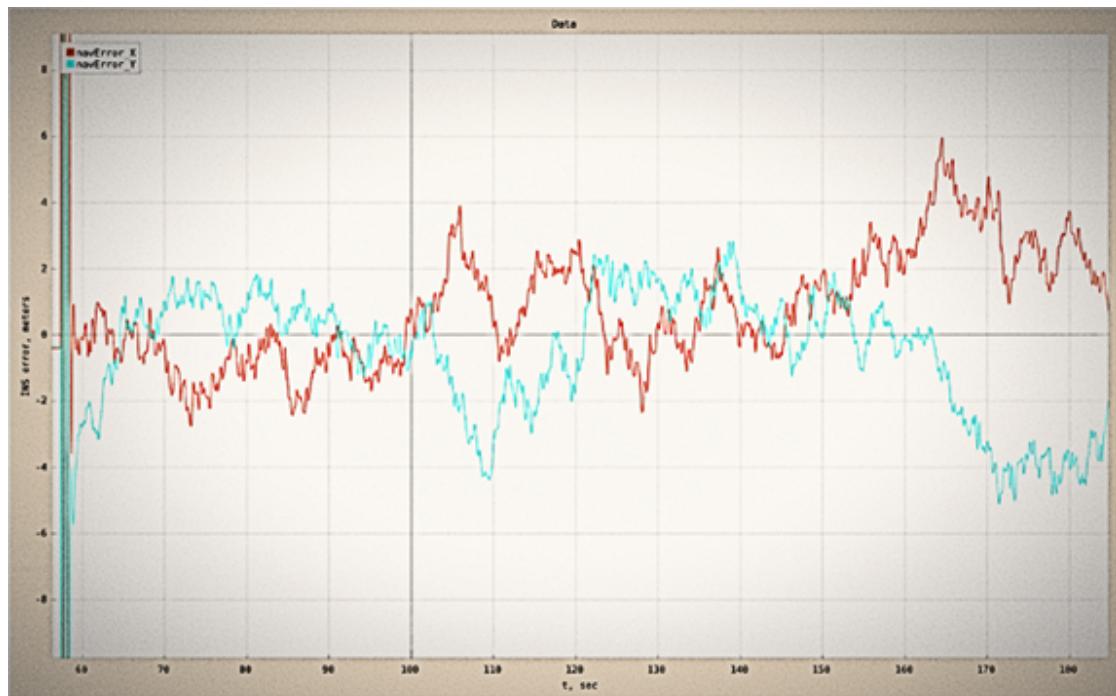


График 2. Ошибка GPS (X , Y) с течением времени [метры к сек.]

Для точных систем вооружения такая хаотичность данных может быть большой проблемой. Вот здесь то нам и пригодится фильтрация по Калману - объединим данные с обоих систем и посмотрим на результат на Графике 3. Несмотря на то, что алгоритм Калмана исходно не имеет данных о точности той или иной системы, мы видим, что алгоритм “доверяет” ИНС чуточку больше, чем GPS ввиду стабильности и предсказуемости и они будут оказывать большее влияние на результат.

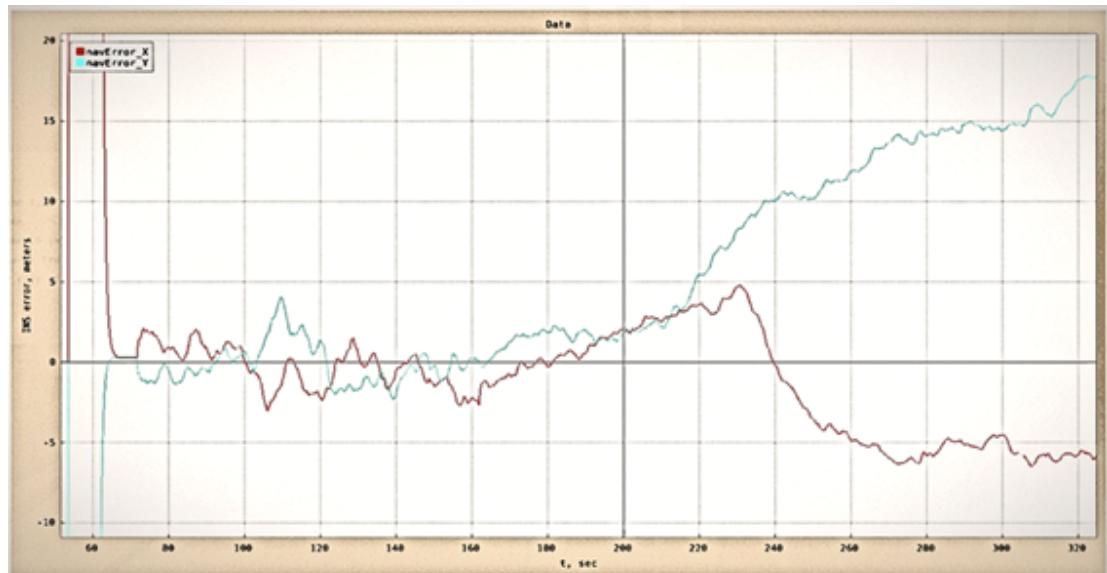


График 3. Суммарный результат с учётом INS+GPS сигналов

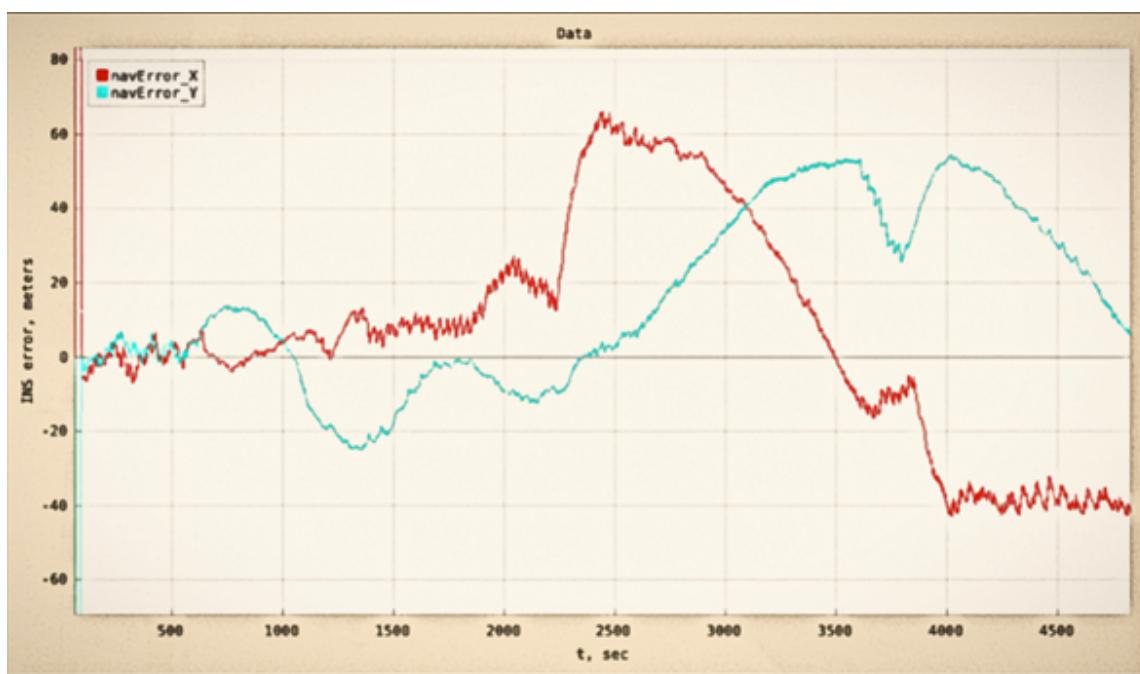


График 4. Результаты работы фильтра на продолжительном участке времени



Точность и коррекция ИНС после выставки без помощи GPS

Процедуры коррекции

В рассмотренных выше случаях мы исходили из того, что начальная выставка инерциальной навигации была предельно точной (проведена на земле, или в воздухе, но при наличии GPS). Но часто самолёт оказывается в такой ситуации, когда выставка на земле была проведена с недостаточной точностью, или во время проведения выставки в воздухе GPS была недоступна. Оба этих случая ведут к непременному и стремительному накоплению ошибки.

К счастью, авиаторы знают процедуры, которые позволяют снизить негативное влияние вышеперечисленных факторов. Эти процедуры называются Коррекцией. Посмотрите на картинку ниже. Видим, что ошибка местоопределения (желтый график) достигает в некоторых точках 6 км. Сразу после проведения коррекции, ошибка уничтожается, но через некоторое время, она снова начинает накапливаться.



Рис 5. Белый граф - истинное положение ЛА, жёлтый - расчётный ИНС.



Если вы проанализируете графы, то увидите, что после точно проведенной коррекции, ошибка ИНС более не выходит за пределы ± 1 км. Таким образом, своевременно и правильно проведенная коррекция ИНС в полёте, обеспечивает приемлемую точность дальнейшего определения местоположения на основе данных от акселерометров самолета.



Рис 6. ИНС после коррекции

Важное замечание: При использовании высокоточного оружия, нельзя полностью доверяться данным ИНС ввиду возможности ошибки. При возможности, всегда уточняйте фактическое положение цели на местности используя РЛС управления огнем (FCR), прицельный контейнер или визуально.