

ЗАДАЧА ВЗАИМНОЙ ВЫСТАВКИ: АЛГОРИТМЫ И РАЗРАБОТКА

Приведен подробный обзор эволюции задачи взаимной выставки – процесса инициализации навигационных датчиков тактических управляемых боеприпасов, запускаемых с некоторой платформы. Особое внимание уделено статистическим и алгоритмическим аспектам, а не хронологии проделанной работы. Этот обзор дает общие рекомендации для начинающих специалистов в этой области, а также предоставляет специалистам-практикам информацию о направлениях научных исследований по этой теме.

1. Введение

Применительно к пуску управляемых боеприпасов (далее «ведомый») с движущейся или стационарной платформы (далее «ведущий»), взаимная выставка (ВВ) характеризуется как процесс определения ориентации осей инерциальной навигационной системы (ИНС) «ведомого» относительно осей координат ИНС «ведущего». Для запуска можно использовать разные средства-носители, например, корабли, самолеты, танки и др., и процесс ВВ будет отличаться в зависимости от типа носителя и боеприпаса. Независимо от самого процесса цель ВВ заключается в достижении максимальной точности за период времени равный длительности использования системы. Для точной работы алгоритмов ВВ важно правильно измерять такие параметры объекта, как координаты места, скорость, ускорение, углы бортовой, килевой качки и рыскания и др., для чего используются различные навигационные датчики. Среди таких датчиков в настоящее время наибольшее значение приобретают ИНС.

Для обеспечения точности в течение всего полета и пусковая установка, и боеприпас оснащены своими собственными ИНС, которые время от времени выдают навигационную информацию. В связи с оптимизацией стоимости оборудования, «ведомый» оснащен менее точной ИНС по сравнению с «ведущим». После пуска «ведомый» следует по заданной траектории, исходя из априорной информации о цели, чтобы самостоятельно найти и поразить цель, и большую часть времени неуправляем (из-за ограничений в стоимости). В этой стадии полета выполняемые ИНС «ведомого» измерения становятся единственным средством счисления пути. Обеспечение точной выставки «ведомого» по отношению к «ведущему» во время пуска приводит к более точной оценке начального положения «ведомого» и является задачей ВВ.

Точная оценка начальной навигационной информации «ведомого» требует, чтобы и «ведомый», и «ведущий» работали в одной и той же системе координат. Несмотря на все предпринимаемые меры, для того чтобы системы координат

Чаттарадж Сувенду. Магистр, аспирант Бенгальского университета инженерии и наук (г. Шиб-пур, Индия)

Мукхерджи Абхик. Доктор наук, доцент Бенгальского университета инженерии и наук.

Чаудхури Субир. Доктор наук университета Крэнфилда (Великобритания).

Научный редактор перевода к.т.н. Б.С.Ривкин.

нат «ведущего» и «ведомого» были согласованы по отношению друг к другу, всегда силу различных обстоятельств (дефекты изготовления, установки и пр.) появляется рассогласование (угловое расхождение между осями координат «ведущего» и «ведомого»). Некоторые общие типы рассогласований, их источники и решение проблемы приведены в табл. 1.

Таблица 1

Типы, источники и возможные решения задачи взаимной выставки

№ п.п	Типы рассогласования	Причины рассогласования	Механическое решение	Математическое решение
1	Статическое	Неточная установка и монтаж	Оптическая призма	Модель гауссова шума
2А	Динамическое – деформации корпуса ЛА	Переносные ускорения	Стабилизация крыльев	Расширение описания состояния системы
2В	Динамическое – деформации корпуса ЛА	Вибрация	Стабилизация по угловой скорости	Типы колебаний (вибраций)
3	Длительные деформации корабля	Солнечное тепло, старение	Техобслуживание	Компенсация систематической ошибки
4	Деформация корпуса корабля	Движение корабля относительно воды	Уменьшение расстояния между «ведущим» и «ведомым»	Расширение описания состояния системы
5	Другие изменения	Подводные удары, повреждения в бою	Техобслуживание	Компенсация систематической ошибки

Одним из простейших подходов к решению задачи ВВ может быть копирование навигационной информации непосредственно от «ведущей» ИНС на бортовой компьютер «ведомого». Этот подход называется разовой взаимной выставкой. Хотя этот метод имеет преимущество простоты исполнения, в режиме реального времени он может не обеспечить необходимую точность. При копировании информации от бортового компьютера «ведущего» на бортовой компьютер «ведомого» угловое смещение, которое существует между осями координат «ведущего» и «ведомого» (если оно присутствует в момент копирования) будет оставаться как ошибка рассогласования, и в результате бортовой компьютер «ведомого» стартует с ошибочной информацией.

Таким образом, требуется несколько методов для оценки рассогласования между отсчетными осями «ведущего» и «ведомого». Для этого можно сравнить измерения, проводимые с помощью датчиков обеих ИНС («ведущего» и «ведомого»). Данный тип способов сравнения собирательно называется методом согласования инерциальных измерений. Чаще всего используют методы согласования инерциальных измерений по ускорению, по скорости, по местоположению, по угловой скорости или какие-либо сочетания этих измерений [1]. Однако не все эти методы подходят для некоторых ситуаций. Например, процесс ВВ с согласованием по ускорению не подходит для пуска авиационных боеприпасов, потому что присутствие значительных переносных ускорений может отрицательно влиять на измерения. Таким образом, выбор правильного метода согласования инерциальных измерений зависит от типа пусковой установки, самого боеприпаса и в некоторой степени от влияния окружающей среды.

Взаимная выставка уже много лет представляет собой первостепенный инте-

рес для научных работников, и ученые из различных областей науки внесли свой вклад в разработку ее алгоритмов. Однако характер задачи и ее решения со временем менялся. Изначально использовались ИНС со стабилизированной платформой в кардановом подвесе. Методы выставки инерциальных измерительных модулей (ИИМ) в то время естественно отличались от современных. В докладе, опубликованном в 1962 г. [2], автор сосредоточил внимание на процессе начальной выставки, основанном на методах оптической автоколлимации. В методе оптической автоколлимации опорное направление формируется лучом света, а платформа, на которой установлена оптическая базовая поверхность, вращается до тех пор, пока последняя не станет перпендикулярной к опорному оптическому лучу. Хотя методы выставки прошлых лет имеют высокую степень точности, они требуют приложения физического воздействия и обслуживания внешнего оборудования, а также очень зависимы от условий окружающей среды, а потому считаются неподходящими для современной боевой техники.

Использование похожего метода, известного как гирокомпасирование, можно найти в работе [3], где также при решении задачи ВВ используется линейная фильтрация из-за зашумления измерений от датчиков ИНС. В работе [4] авторы описали использование регрессии по методу наименьших квадратов для выставки ИИМ аналитическим путем за счет определения рассогласования осей платформы относительно географических координат (метод аналитического гирокомпасирования). Работу [2] автор закончил обсуждением настоящего и будущего методики выставки, предположив, что в будущем не потребуется никакой дополнительной техники для ВВ благодаря усовершенствованию гироскопов и акселерометров. Спустя 50 лет видно, что методика ВВ эпохи механизации полностью изжила себя, и исследователи полагаются на компьютерное решение задачи. Усовершенствована сенсорная техника, где внимание сфокусировано на повышении уровня точности и миниатюризации датчиков ИНС. Алгоритмы фильтрации тоже претерпевают изменения в отношении как сложности, так и стратегии их реализации. Теперь ставится новая задача – настроить эти алгоритмы в реальном времени так, чтобы они были согласованы с современными датчиками для достижения более высокой точности ВВ.

С появлением замечательного изобретения – фильтра Калмана (ФК) в 1960 г. [5] – процесс ВВ получил новое развитие [6, 7]. ФК основан на принципе оценки по методу наименьших квадратов [8, 9]. Полное описание эволюции фильтра Гаусса к фильтру Калмана можно найти в работе [10]. Эквивалентность ФК разложению Холецкого описывается в работе [11]. Байесова формулировка ФК представлена в работе [12]. Будучи в вычислительном отношении оптимальным для линейных систем с гауссовым шумом и имея большую область применения, ФК стал популярной темой для исследований. Кроме того, использование понятия пространства состояний для описания динамики системы сделало его идеальным для применения в современных системах управления. В частности, ФК широко используется в воздушно-космической промышленности [13]. ФК может применяться как для ИНС на гиросtabilизированной платформе, так и для бесплатформенной ИНС (БИНС). При формулировке задачи ВВ в терминах пространства состояний ФК может использоваться для оценки состояний системы путем фильтрации помех при измерениях ИИМ, что позволяет получить более точную ВВ [14].

Стандартный ФК (СФК) подразумевает, что система линейна, а шумы системы и измерений – белые, гауссовы. В случае когда система нелинейна, а шума

не белые – не гауссовы, СФК не дает точного результата [15]. В задаче ВВ нелинейность может возникать, например, из-за того, что неизвестен начальный курс «ведущего» [16, 17]. Этот угол может быть большим, и тогда аппроксимация малых углов, используемая в линейной формулировке, может не сработать, поэтому возникает необходимость в некоторых вариантах ФК.

Вращение БИНС приводит к появлению в выходных данных гироскопов и акселерометров погрешностей, именуемых в англоязычной литературе соответственно как *coning* и *sculling*. Такие погрешности обычно компенсируются путем выбора высокой частоты обработки измерений, тогда как решение навигационных уравнений при наличии динамических маневров большой амплитуды обычно проходит со средней частотой [18, 19].

В последние три десятилетия решение задачи ВВ рассматривалось многими авторами. Исторический обзор применения ФК в задаче оценивания пространственного положения объекта приводится в работе [20]. Вопросы, относящиеся к ВВ (измерения, модель шумов, выбор переменных состояния и т.д.) обсуждаются в работе [21] в целях нахождения оптимального алгоритма решения задачи. В общей сложности 70 статей на тему ВВ за период с 1990 по 2004 гг. отмечены в работе [22]. Наметившаяся в последние годы проблема уменьшения сопутствующего ущерба как первостепенной задачи применения современного оружия возобновила интерес к ВВ благодаря ее критической роли в обеспечении точной доставки оружия к цели. Таким образом, чтобы достичь уменьшения сопутствующего ущерба, стоит рассмотреть существующие алгоритмы и вопросы их реализации.

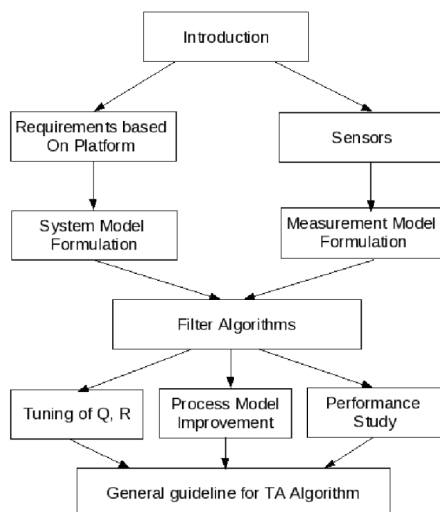


Рис. 1. Последовательность рассуждений (сверху вниз и слева направо):

Введение
Требования в зависимости от носителя
Датчики
Построение модели системы
Построение модели измерений
Алгоритмы фильтрации
Настройка Q , R (ковариация шума, порождающего процесс, и ковариация шума измерений соответственно)
Модернизация модели процесса
Исследование работоспособности
Общие указания по алгоритму ВВ

В данном обзоре вместо временной классификации работ по ВВ задачи сгруппированы по тематике с тем, чтобы дать наилучшее представление о том, каким образом разрабатывались различные вопросы, связанные с задачей ВВ, и как изменился с годами подход к их решению. Сюда входит и обсуждение работ на аналогичную тему за разные десятилетия. После этого короткого вступления в разделе 2 начинается обсуждение различных требований, а также алгоритмов ВВ, в зависимости от типа носителя и боеприпаса.

Возможность получения измерений от различных навигационных датчиков и их эволюция являются важным аспектом изучения задачи ВВ. Воздействие датчиков на изучаемый процесс, различные алгоритмы ВВ, основанные на имеющихся измерениях и моделировании шума в фильтре Калмана, описываются в разделе 3. Различные способы фильтрации, связанные с алгоритмами ВВ, включая линейное и нелинейное представление модели системы, обсуждаются в разделе 4. Для более корректной

оценки конструкции системы приводятся результаты моделирования. При этом рассматриваются стратегии внедрения алгоритма ВВ, включая проблемы реального масштаба времени, а также архитектура ее аппаратного обеспечения. В разделе 5 обсуждаются общие рекомендации по тому, как решить вопросы разработки алгоритмов ВВ. Последовательность рассуждений в данной статье представлена на рис. 1.

2. Определение задачи взаимной выставки

Систематическая реализация вычислительного процесса ИНС требует использования различных систем отсчета, состоящих из трех ортогональных правых наборов осей. Вектор, изображенный в одной системе координат, может быть приведен в другую систему координат путем предварительного перемножения векторной величины и матрицы, называемой матрицей направляющих косинусов (МНК). Некоторые из обычно используемых систем координат в ИНС – это инерциальная система координат (i-СК), система координат, связанная с Землей (e-СК), навигационная система координат (n-СК), система координат, связанная с корпусом объекта (b-СК), система координат, связанная с платформой (p-СК), и т.д. [18, 23]. Навигационные датчики «ведущего» и «ведомого» обеспечивают измерения по осям своих «корпусных» СК. Эти измерения обрабатываются в другой системе координат (например, в n-СК) с использованием соответствующей МНК. Любое расхождение между измерениями для «ведущего» и «ведомого» при пересчете в общую систему координат будет вызвано главным образом наличием рассогласования между их «корпусными» СК и шума измерений датчика «ведомого». При этом предполагается, что характеристики ИНС «ведущего» намного выше. Целью ВВ является максимально точная оценка данного рассогласования для повышения точности счисления пути «ведомого».

Выставка ИНС «ведомого» относительно системы отсчета «ведущего» широко представлена в литературе. В ИНС со стабилизированной платформой последняя удерживается относительно земной системы координат, и главной целью обеспечения ВВ в этом случае является определение с помощью выходных данных гироскопов и акселерометров, истинного севера по которому и выставляется платформенная ИНС «ведомого». Такая технология «автономной» выставки и гирокомпасирования имеет преимущество в том, что легко реализуется и особенно полезна для наземных применений [24]. С другой стороны, применение бесплатформенных приборов как в «ведущем», так и в «ведомом» предусматривает использование процесса выставки, в котором навигационная система координат «ведомого» выставляется относительно системы координат «ведущего». Этот метод применяется в основном при выставке на корабле и в полете.

2.1 Математическое обоснование

Формулировка задачи ВВ в пространстве состояний способствует использованию стохастической оценки при разработке алгоритма ВВ. Пространственное положение движущегося объекта относительно конкретной системы координат может быть представлено различными способами. Например, при решении задач ВВ широко используются МНК и кватернионы.

МНК. Это матрица 3×3 , обозначаемая как C_b^N , каждый элемент которой c_{ij}

представляет собой косинус угла между i -й осью N -системы координат (где N – любая из СК: навигационная, земная, инерциальная и т.д.) и j осью системы координат, связанной с объектом. МНК используется для преобразования вектора из одной системы координат в другую.

Кватернион. Это четырехэлементный вектор, три элемента которого – это векторы пространственного вращения и один элемент – скаляр. В представлении пространственного положения с помощью кватерниона предполагается, что преобразование системы координат требует только однократного поворота вокруг вектора μ , а сам кватернион представлен как $q = a + bi + cj + dk$, где элементы a, b, c и d образованы из составляющих и абсолютной величины вектора μ следующим образом: $a = \cos(\mu/2)$, $b = (\mu_x/\mu) \sin(\mu/2)$, $c = (\mu_y/\mu) \sin(\mu/2)$, $d = (\mu_z/\mu) \sin(\mu/2)$.

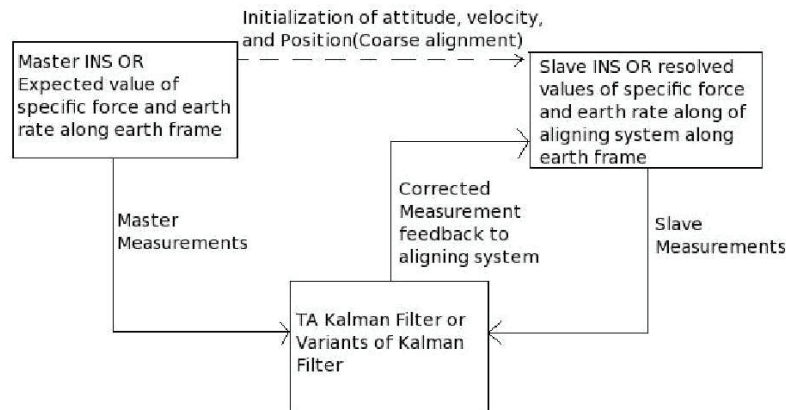


Рис. 2. Общий вид задачи ВВ [на основе 19] (сверху вниз и слева направо):

Задание начальных условий для углового пространственного положения, скорости, и координат места (грубая выставка)
 ИНС «ведущего» или расчетное значение кажущегося ускорения и скорости прецессии гироскопа в земной СК
 ИНС «ведомого» или проекция значения кажущегося ускорения и скорости прецессии гироскопа выставляемой системы на оси земной СК
 Измерения «ведущего»
 Скорректированные измерения обратной связью подаются в выставляемую систему
 Измерения «ведомого»
 Фильтр Калмана для задачи ВВ или его варианты

Хотя метод, основанный на кватернионах, имеет преимущество более быстрого решения задачи и не имеет проблемы сингулярности, с которой связан способ [25], современные вычислительные средства обеспечивают для них равную точность [18, 26]. Угловое пространственное положение объекта, представленного с помощью любого из этих двух подходов, сохраняется в бортовом компьютере и корректируется через равные интервалы времени. Формально взаимную выставку можно рассматривать как определение параметров МНК или кватерниона «ведомого» перед пуском боеприпаса. Результаты измерений датчиков ИНС «ведомого», заданные в системе координат, связанной с объектом, преобразуются в систему координат, общую для «ведущего» и «ведомого» (n -СК, например), а затем сравниваются с измерениями «ведущего» для опреде-

ления рассогласования между этими двумя измерениями. Процесс взаимной выставки представлен на рис. 2. Различия в измерениях между ИНС «ведущего» и «ведомого» или разности между результирующими значениями измерений выставляемой системы по осям неподвижной системы координат и расчетными значениями этих параметров по тем же осям обрабатываются с помощью алгоритма для получения скорректированной оценки навигационной информации. Эти разности образуют переменные состояния при представлении системы в пространстве состояний. Общая формулировка задачи ВВ в пространстве состояний представляется в виде линейной системы с дискретным временем и может быть описана с использованием следующих уравнений системы и измерений, соответственно:

$$x_k = Fx_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1}, \quad (1)$$

$$z_k = Hx_k + v_k. \quad (2)$$

В уравнениях (1) и (2) x – вектор состояния размера $n \times 1$, состоящий из n переменных состояния, отображающих различия между измерениями ИНС «ведущего» и «ведомого»; F – матрица системы размера $n \times n$, которая передает изменения переменных состояния системы от одного временного интервала к другому, опираясь на уравнения погрешностей в трехмерной навигационной системе координат [27–36]; u – вектор переменных управления размера $p \times 1$ (присутствует опционально); B – матрица чувствительности системы управления размера $n \times p$, которая привязывает входные сигналы управления к переменным состояния системы; z – вектор измерений размера $m \times 1$; H – матрица измерений размера $m \times n$, которая связывает состояния системы с измерениями; w и v – белые гауссовы шумы с нулевым средним, рассматриваемый соответственно как помехи системы и помехи при измерении. Они не коррелированы и имеют ковариацию Q и R , так что $p(w) \sim N(0, Q)$ и $p(v) \sim N(0, R)$. Вектор переменных u играет роль регулятора в автоматической теории управления. В задаче ВВ роль такого регулятора – скомпенсировать искомое рассогласование путём вычислений (для бесплатформенной ИНС) или физически (для ИНС на стабилизированной платформе), сводя ошибку рассогласования к нулю. Этот подход к задаче ВВ превращает задачу оценивания в задачу проектирования регулятора. Как правило, углы рассогласования, которые являются оцениваемыми переменными состояниями, рассматриваются как входные значения для задачи ВВ.

2.2 Горизонтирование и гироскомпасирование

Автономная выставка ИНС в процессе ВВ по внешним данным может быть достигнута путем использования метода под названием «горизонтирование и гироскомпасирование», при котором ориентация платформы физически изменяется до тех пор, пока измеренные значения от ИИМ не становятся равными расчетным значениям. В некоторых статьях процессы горизонтирования и гироскомпасирования упоминаются только как гироскомпасирование. В работе [37] гироскомпасирование описывается подробно, объясняя использование грубой и точной выставки. Формулировка задачи ВВ в пространстве состояний и использование стохастического оценивания при гироскомпасировании описываются в работе [3].

Физическая калибровка платформы происходит медленно из-за ее больших инерционных характеристик, которые делают процесс горизонтирования и гирокомпасирования непригодным для ситуаций, когда требуется более быстрая ВВ. Вместо физической выставки инерциальной платформы можно получить оценку углов рассогласования путем сравнения выходных значений от восточного и северного акселерометров и восточных гироскопов с их желаемыми значениями, и использовать их для обратной связи в системе, в целях проведения коррекции в соответствии с измерениями. Этот тип ВВ называют аналитическим гирокомпасированием [4].

Аналитическое гирокомпасирование выполняется быстрее, потому что в этом случае отпадают ограничения, связанные с инерционностью системы, появляются лишь дополнительные вычисления. При аналитическом гирокомпасировании оценка углов рассогласования требует использования методов статистического оценивания, например, регрессии по методу наименьших квадратов, метода фильтрации Калмана, и др., для которых требуется высокая скорость вычислений. Повышение вычислительной мощности компьютера путем увеличения тактовой частоты и объемов памяти легко разрешает проблему дополнительных расчётов.

2.3 Взаимная выставка относительно системы отсчета «ведущего»

Реализация быстрых и устойчивых алгоритмов ВВ представляет главный интерес для современных технологий управления боеприпасами. На протяжении нескольких лет разрабатывался и тестировался целый ряд алгоритмов. Выбор алгоритма для применения в конкретной ситуации зависит от следующих факторов:

- манёвренность,
- тип носителя и боеприпаса,
- время на взаимную выставку,
- требуемая точность,
- допустимость использования внешних средств.

Тип носителя и боеприпаса имеет значительное влияние на выбор алгоритма ВВ. В следующих разделах кратко обсуждаются наземная выставка, выставка в полете и на корабле.

2.3.1. Наземная выставка. Принцип ВВ на неподвижной платформе на земле аналогичен принципу аналитического горизонтирования и гирокомпасирования [19]. Алгоритм выставки на земле для неподвижного объекта приведен в работе [24]. Для этого использовалась модель уравнения погрешностей для наземной выставки, предложенная Бар-Ицхаком и Берманом [38]. Авторы обнаружили, что расчетное рассогласование по азимуту пропорционально оценке погрешности горизонтирования по северной оси и пропорционально частоте появления погрешности горизонтирования по восточной оси. Авторы заявляют, что эти факты могут быть полезны в разработке усовершенствованного фильтра для горизонтирования и выставки по азимуту. В работе [39] авторы ввели и проанализировали наблюдаемость модели погрешностей ИНС для неподвижной платформы наземного базирования. Кроме того, был предложен метод быстрой начальной выставки для такой платформы и доказана его эффективность в случае выставки в полете – путем учета погрешности выработки вертикальной скорости и вертикального ускорения. Задача начальной выставки для наземной неподвижной платформы была исследована в работе [40], где

модель ошибок ИНС была построена с учетом ряда возмущений, вызванных, например, уходом датчиков, гауссовыми шумами и ограниченными по норме помехами (например, негауссовы стохастические шумы). Был создан робастный фильтр и доказана его эффективность.

Задача ВВ усложняется когда платформа с носителем не является стационарной. Любой маневр носителя вызывает возмущение в ведущей и ведомой ИНС. Из-за наличия рассогласования ведущая и ведомая ИНС выдают разные выходные значения, которые являются входными данными для алгоритма ВВ. В наземной выставке возмущения, вызванные неровностью дороги, представляют собой основной источник возмущения для носителя, что в свою очередь способствует ВВ [41]. В работе [41] описываются различные блоки вычислений, которые можно использовать для разработки и оценки различных типов алгоритмов ВВ, включая наземную. В частности, блок динамики наземного объекта и блок, описывающий возмущения окружающей среды, могут применяться в наземной ВВ для движущегося носителя.

2.3.2. Выставка в полете. Основной задачей ВВ на земле является точный учет вращения Земли и воздействия гравитации. Для ракет тактического назначения, которые стартуют из самолета или корабля, необходимо выполнить две другие важные операции ВВ: выставка в полете [43–46] и выставка на корабле [47–49] соответственно. В обоих случаях простого копирования данных из ведущей в ведомую ИНС недостаточно. Такая однократная выставка сильно подвержена мгновенным помехам, так как этот метод не учитывает, что ведомая система не ориентирована в том же направлении, что ведущая. Даже когда задан угол взаимной выставки ведомая система будет иметь погрешности, поскольку задается всего лишь его номинальное значение. Фактическое рассогласование между осями требуется правильно учитывать. В противном случае оно приведет к ошибочной оценке скорости и местоположения [50].

Чтобы избежать этого, при выставке в полете измерения снимаются с ведущей и ведомой ИНС на протяжении всего периода времени маневрирования воздушного объекта. Рассогласование можно оценить по сопоставлению измерений, полученных от ведущей и ведомой ИНС.

Один из способов ВВ в полете – выставка по данным о скорости. В этом случае вектор состояния системы состоит из погрешностей рассогласования по трем углам Эйлера и скоростей по северной и восточной осям. С помощью соответствующей матрицы измерений погрешности по скорости преобразуются в вектор измерения. Погрешности из-за рассогласования передаются в соответствии с матрицей системы, учитывающей соответствующее преобразование систем координат, и дополняются моделями шумов гироскопов и акселерометров. На основании этих данных можно построить фильтр Калмана для оценки рассогласования осей. Такой алгоритм сопоставления скоростей вполне подходит для выставки в полете, поскольку имеет быструю сходимость [51].

В работе [50] авторы обсудили еще два способа согласования измерений:

- согласование по интегралам скоростей – в этом методе на вход фильтра подаются разности интегрирования скоростей «ведущего» и «ведомого» (т.е. разности в изменении координат). Такое интегрирование сглаживает шумы, содержащиеся в измерениях «ведущего» и «ведомого», что приводит к более качественной работе фильтра;
- согласование по дважды интегрированным скоростям – в этом методе дважды интегрированные разности скоростей «ведущего» и «ведомого» вводятся в фильтр для более точной его работы.

Авторы [50] также выполнили критическое сравнение всех трех методов для ВВ в полете.

Использование данных GPS вместе с данными ИНС может повысить точность алгоритма ВВ в полете путем уменьшения погрешности ведущей ИНС [21, 50, 52]. Основная проблема, связанная с интегрированием данных GPS/ИНС, – это возможное отсутствие данных GPS в течение длительных периодов времени (в случае радиоэлектронного подавления) и повторное получение данных GPS при их наличии. Такой неустойчивый характер сигнала GPS в комплексных данных GPS/ИНС может серьезно влиять на алгоритм ВВ. В работе [53] автор исследовал использование интегрированных данных GPS/ИНС в алгоритмах ВВ. Для моделирования ситуации использовались исходные данные летных испытаний. Автор показал, что комплексирование данных GPS/INS может повысить точность ВВ, зависящую от типа используемого алгоритма комплексирования данных GPS/INS. Предложено некоторое усовершенствование существующих алгоритмов ВВ. Например, с помощью моделирования автор доказал, что перезапуск расчета ковариационной матрицы, используемой в фильтре, и, в свою очередь, преобразование линейной стационарной системы (ЛТИ) в систему с переменными параметрами является эффективным методом для восстановления работы фильтра при разработке робастного алгоритма ВВ с использованием комплексных данных измерений GPS/ИНС. Автор утверждает, что есть еще поле деятельности для дальнейшего совершенствования алгоритмов ВВ для достижения оптимальных результатов использования средств GPS. Погрешность ИНС, накапливающаяся со временем, уменьшается всякий раз, когда имеются данные измерений GPS.

2.3.3. Выставка на корабле. Выставка на корабле отличается от выставки в полете. Согласование по скорости здесь не эффективно, потому что получение необходимых измерений затруднено из-за проблем с организацией соответствующего маневрирования большого корабля, в отличие от самолета. Для таких ситуаций нужны специальные алгоритмы. Выставка по азимуту может быть достигнута путем сравнения измерений угловой скорости, когда корабль испытывает бортовую и килевую качку. Также важно согласование по угловой скорости килевой качки. Применение алгоритма сопоставления скорости и углового пространственного положения для ВВ на корабле доказало свою эффективность [54].

Описание модели фильтра Калмана для алгоритма сопоставления скорости и пространственного положения по гирокомпасу можно найти в работе [55]. В ней авторы учитывали временную задержку при проведении ВВ, использовали процедуру согласования на базе МНК и показали, что с помощью их метода погрешности уменьшаются на 25% благодаря учету задержки времени при измерениях и деформации корпуса корабля. Как правило, в алгоритме ВВ по скорости и пространственному положению измерения ведущей и ведомой ИНС перед сравнением приводятся к одной и той же системе отсчета. Это преобразование систем координат содержит погрешности выставки. К тому же оцениваемая угловая скорость поворота будет содержать составляющую, связанную с величиной деформации корпуса. Фильтр Калмана будет использовать соответствующее уравнение измерений вместе с системой уравнений, аналогичной схеме выставки в полете. Влиянием деформации корпуса на погрешности можно управлять, вводя новые переменные состояния системы, а также моделируя его как шум [54–59], при этом ФК будет оценивать только рассогласование «ведомого»

и «ведущего».

В работе [60] проведено сравнение трех алгоритмов ВВ, а именно согласование по скорости, по скорости плюс угловой скорости и по скорости плюс пространственное положение для применения ракет на море. Авторы показали, что для выставки ИНС ракет на море комбинированные методы согласования измерений превосходят по эффективности методы согласования по скорости. Улучшенный алгоритм ВВ по азимуту для на корабле описан в работе [61], где учитывается временная задержка и используется согласование на основе МНК.

Исследователями были протестированы различные алгоритмы для достижения быстрой и точной ВВ применительно к конкретным случаям. После того как Дж. Кейн (J.E.Kain) сообщил об использовании такого алгоритма в задаче ВВ в 1989 г. [31], метод сопоставления по скорости и пространственному положению широко применялся и тестировался для разработки различных алгоритмов быстрой ВВ и показал себя самым быстрым по сходимости возможным решением [62]. Данный алгоритм также очень эффективен и в плане точности. В работе [63] авторы исследовали возможность применения алгоритмов согласования только по скорости, а также по скорости плюс пространственному положению в различных условиях. Была проведена серия речных испытаний, и авторы сделали вывод, что эффективность алгоритма согласования по скорости и пространственному положению зависит от атмосферных условий, особенно от турбулентности, что затруднительно промоделировать. В работе [64] авторы вывели уравнения ВВ по скорости и пространственному положению из уравнений традиционной ВВ по скорости и доказали эквивалентность результатов.

Хотя использование данных GPS вместе с недорогой ИНС показало свою эффективность в случае ВВ в полете, серьезных аналогичных исследований для выставки на корабле не проводилось. Где бы на корабле ни устанавливалась РЛС или GPS, место установки будет подвержено деформации корпуса относительно того места на корабле, где установлена ведущая ИНС. Регулярное воздействие волн затрудняет для GPS периодический сбор данных [65], поэтому нужно устанавливать дополнительные ИНС на всех местах, где планируется расположить датчики, используемые для поддержки работы ведущей ИНС. Необходимость постоянного наличия спутникового сигнала также значительно ограничивает использование средств GPS в море.

2.4. Фильтр Калмана. Общей целью разработки фильтра Калмана является обеспечение оптимальной оценки неизмеряемых параметров системы путем уменьшения апостериорной ковариации их погрешностей $\hat{P}_k$. Описание связи погрешностей с такими параметрами, как скорость, угловое пространственное положение, координаты места, ускорение и т.д., формирует динамику системы, а разности в измерениях ведущей и ведомой ИНС – измерения фильтра. В задаче ВВ фильтр Калмана обеспечивает в основном оптимальную оценку углов рассогласования, которые не являются измеряемыми параметрами, исходя из знания динамики системы и имеющихся измерений, при улучшении измерений «ведомого» путем фильтрации шума.

В литературе можно найти разнообразные варианты выбора переменных состояния, используемых в ФК для задачи ВВ. Они различаются вычислительными преимуществами, а также быстродействием при фильтрации шума. В табл. 2 представлены краткие сведения о переменных состояния и измеряемых данных, используемых в литературе. Размер вектора состояния может варьироваться в широких пределах – от 5 до 25 [19, 31, 67].

Т а б л и ц а 2

Переменные состояния, используемые в ФК для ВВ

Обозначение переменной состояния	Примечание
$\delta v_n, \delta v_e, \delta v_d$	Разность скоростей по измерениям ведущей и ведомой ИНС по трем осям. Использование δv_d зависит от маневра носителя перед ВВ. Используется почти во всех работах, касающихся задачи ВВ. Параметр δv является измерением в фильтре, используемом для алгоритмов ВВ
$\delta \varphi, \varphi_m, \varphi_a$	Погрешности пространственного положения по данным ведущей и ведомой ИНС по трем осям, переменное по времени рассогласование, рассогласование при монтаже, соответственно. При ВВ значения $\delta \varphi$ и φ_a определяются в соответствии с алгоритмами обычной и быстрой ВВ. Параметр φ_m является измерением в алгоритмах согласования по угловому пространственному положению.
ξ, Δ	Смещение нуля гироскопов и акселерометров по трем осям соответственно.
r^m	Вектор, компенсирующий погрешности, вызванные переносным ускорением
$\delta L, \delta l, \delta h$	Разности широты, долготы и высоты по данным измерений «ведущего» и «ведомого»

Обычно при наземной выставке подразумевается, что географические координаты неподвижного основания точно известны, что позволяет считать известной погрешность знания ускорения силы тяжести и местоположения, в силу чего последние исключаются из вектора состояния [24]. Как правило, следуя модели наземной выставки Бар-Ицхака и Берманса [38], в качестве состояний системы для задачи ВВ на неподвижном основании используются погрешности по скорости в северном и восточном направлении и погрешности углового пространственного положения в трех направлениях. Для выставки в полете и на корабле в качестве состояний системы можно использовать разности скоростей и угловой ориентации «ведущего» и «ведомого», в широте, долготе, высоте, а также смещения нулей гироскопов и акселерометров. В случае ВВ на корабле измерения по вертикальной оси (вертикальной скорости, смещения нуля датчика по вертикальной оси) в основном не учитываются, поскольку маневры в вертикальном направлении при выставке на корабле оказывают минимальное влияние на процесс взаимной выставки. Влияние деформации корпуса и переносных ускорений можно рассматривать как отдельные переменные состояния системы [46, 59, 68, 69], однако если они не включены в вектор состояния системы, их нужно учитывать в модели шума для точной ВВ [51]. При включении в модель шума амплитуда перемещения от деформации корпуса не должна быть соизмерима с амплитудой модели белого шума.

3. Роль инерциальных навигационных датчиков

При стрельбе управляемыми ракетами всегда используется навигационное счисление, при котором большое значение имеют следующие три аспекта:

- точное знание начальных координат;

- правильное преобразование систем координат;
- фильтрация шума в измеряемых параметрах скорости и направления.

Инерциальные датчики, используемые в стратегических ракетах, должны обеспечивать высокую степень точности выработки данных в течение длительного периода времени, и поэтому они выполняются прецизионными (меньше уровень шумов) по сравнению с датчиками, применяемыми в тактических ракетах ближнего действия. Зашумленные измерения влекут за собой применение схем фильтрации шума, которые, в свою очередь, требуют знания характеристик погрешностей инерциальных датчиков. С течением времени используемые в навигационных датчиках технологии претерпели массу изменений [19, 70–78]. После традиционных механических гироскопов появились оптические чувствительные элементы (1975), волоконно-оптическая техника (1985) и микроэлектромеханическая (МЭМС) техника (1995) [71–73, 79]. Уровень погрешностей размеры навигационных датчиков значительно уменьшились. Хотя ожидается, что МЭМС-технология будет доминировать в течение нескольких следующих лет, возникают и другие технологии, типа нанозлектромеханических систем (НЭМС), многосенсорная техника, датчики на холодных атомах и др.

3.1. Что влияет на выбор алгоритма взаимной выставки?

Алгоритмы ВВ варьируются в зависимости от применения, в том числе в зависимости от измерений, используемых в каждом конкретном случае. В алгоритме традиционной ВВ (ТВВ) в качестве измерений используются разности между данными о скоростях «ведущего» и «ведомого». Использование измерений разностей в широте, долготе и высоте между «ведущим» и «ведомым» может улучшить наблюдаемость системы [19]. Уходы гироскопов и смещения нулей акселерометров приводят к изменению углов рассогласования в процессе ВВ, в связи с чем оценка этих параметров может повысить эффективность алгоритма ВВ. Использование смещения нулей акселерометров и уходов гироскопов в качестве компонентов вектора состояния системы в ФК для алгоритмов ВВ – обычная практика [31, 51, 80–84]. Описание моделей погрешностей для гироскопов и акселерометров можно найти в работе [85]. В алгоритме быстрой ВВ (БВВ) изменяющееся во времени рассогласование между системой координат, связанной с носителем, и корпусной системой координат «ведомого» также используется в качестве измерения наряду с разностью скоростей «ведущего» и «ведомого» [31, 54, 83, 86–92]. Основным отличием ТВВ от БВВ является расчетная система координат, в которой они работают. В ТВВ измерения анализируются в навигационной системе координат (подразумевается, что известна истинная система координат, связанная с корпусом), тогда как в БВВ измерения анализируются в корпусной системе координат (подразумевается, что известна истинная навигационная система координат) [63, 93]. Однако методы ТВВ и БВВ эквивалентны в том смысле, что рассогласование, оцениваемое методом БВВ, т.е. рассогласование между истинной и расчетной корпусными системами координат «ведомого», равно проекции рассогласования, оцененного по ТВВ, т.е. рассогласования между навигационной и расчетной навигационными системами координат, в расчетной корпусной системе координат [64]. Случайный шум, искажающий измерения скорости, можно уменьшить путем интегрирования скоростей ведущей и ведомой ИНС, а затем ввода разность между ними как измерение в ФК. Такой подход может рассматриваться как алгоритм ВВ по сопоставлению координат места, и в работе [50] показано, что он эффективен. Ал-

горитм ВВ по сопоставлению координат места работает лучше, чем обычные алгоритмы, в ситуациях, когда на систему воздействуют вибрации, так как он может уменьшить влияние вибрации благодаря процедуре интегрирования [94, 95]. В работах [29, 96] также рассматривается использование скорости и координат в качестве наблюдений в фильтре. В процессе ВВ часто используются измерения, вырабатываемые гироскопом в условиях специально подобранного маневра, проведение которого может занять много времени. Чтобы избежать такого маневра, можно использовать измерения, вырабатываемые акселерометром, которые обеспечивают быстрое и практически оптимальное решение задачи ВВ [97, 98]. Кроме того, исследователями были рассмотрены и другие варианты использования измерений для решения задачи ВВ.

3.2 Интегрирование с корректирующими датчиками

Одним из главных недостатков ИНС является наличие измерительных погрешностей её датчиков. Несмотря на то, что при ВВ используются различные фильтры для уменьшения шума или коррекции зашумленных измерений, интегрирования данных ИНС с показаниями внешних датчиков обеспечивает получение более точной оценки. Метод коррекции состояний системы с помощью двух или более типов датчиков, например, GPS, одометра, астронавигационной системы [99] и др., известен как метод интегрирования датчиков. В случае решения задачи ВВ, измерения ИНС могут быть дополнены данными барометрического высотомера, который дает измерение высоты движущегося объекта, однако его измерения неустойчивы во времени. В связи с этим в традиционном алгоритме ВВ по согласованию скоростей обычно рассматриваются их горизонтальные составляющие, так как обработка в фильтре вертикальных составляющих может привести к ошибочному результату. Иная картина складывается при использовании комплексных измерений по данным GPS/ИНС, когда включение в вектор состояния вертикальной составляющей может повысить точность выставки по азимуту в два раза [21].

Для интегрирования GPS/ИНС можно использовать различные типы линейных, а также нелинейных фильтров, как, например, парциальный фильтр [100, 101], адаптивный ФК [102, 103] и просто ФК [104]. В работе [105] авторы показали применение коррекции по данным GPS в случае пуска нескольких боеприпасов. Задача состояла в том, чтобы обеспечить коррекцию по данным GPS даже в случае помех, когда возможность получения измерений от GPS становится неустойчивой. Авторы утверждают, что применение доработанного программного обеспечения в алгоритме коррекции ИНС по данным GPS и в самом GPS-приемнике повысило эффективность решения всей задачи.

3.3 Настройка параметров

Измерения инерциальных датчиков, несомненно, искажаются шумом. На измерения могут влиять такие факторы, как задержка между коррекциями измерений «ведущего» и «ведомого», воздействие квантования, и проч. Для получения точной оценки состояний системы модель шума должна быть адекватна модели измерений. При моделировании ФК следует учитывать прежде всего, что шумы должны быть белыми гауссовыми. При этом правильная настройка их параметров, особенно параметров Q и R , (см. пояснения к (1),(2)) может повысить эффективность ФК [106]. Обычно задание матрицы R не вызывает про-

блем. Труднее установить какое-либо значение для ковариации Q из-за недостаточного объема наблюдений за состояниями, которые должны быть оценены. Показано, что процесс ВВ затягивается, если уровень шума измерений задается намного выше, чем шум системы, поскольку коэффициент усиления применяемого ФК станет мал. И наоборот, система станет неустойчивой и будет выдавать оценку со смещением, если шум системы берется выше, чем реальный шум измерений, поскольку в этом случае коэффициент передачи ФК станет неоправданно большим [21]. Очевидно, что точная настройка шума системы и измерений очень важна.

В общем случае ковариация шума измерений R назначается на основе максимально допустимых различий в измерениях «ведущего» и «ведомого», а построение Q основано на анализе смещения нуля датчиков.

Широко используется подход, когда для настройки Q и R фильтра Калмана для ВВ применяют правило Брайсона (Bryson) для линейного квадратичного регулятора. Следуя этому правилу, диагональные элементы матриц Q и R можно записать следующим образом:

$$Q_{ii} = \frac{1}{\text{максимально допустимое значение } x_i^2}, \quad (3)$$

$$R_{jj} = \frac{1}{\text{максимально допустимое значение } u_j^2}, \quad (4)$$

где x_i^2 – состояния системы и u_j^2 – управляющие переменные.

Традиционный фильтр Калмана дает оптимальную оценку углов рассогласования в идеальных условиях (рассогласование в диапазоне 1-5° [107]). В действительности такие ограничения могут быть нарушены и может потребоваться нелинейная формулировка задачи ВВ.

4. Стратегии реализации ВВ

В литературе описаны как линейная, так и нелинейная формулировка задачи ВВ. Различные методики представления пространственного положения объекта подробно рассмотрены в [108]. В [109] проведено исследование нелинейных методов оценки пространственного положения. Реализация ВВ в реальном времени требует тщательного изучения проблемы в процессе моделирования. В данном разделе представлены линейная и нелинейная формулировки задачи ВВ.

4.1. Линейный фильтр Калмана

Аппроксимация малых углов при расчете МНК [19] облегчает линейную формулировку задачи ВВ и структуру ФК для малых углов рассогласования. При разработке линейного ФК для задачи ВВ используются различные уравнения описания погрешностей. Эти уравнения используются в ФК в соответствии с идеями, изложенными в разделе 2.4. Использование разностей измерений скоростей ведущим и ведомым инерциальными датчиками в северном и восточном каналах при проектировании ФК описано в разделе 3.1.

Использование нестационарной переходной матрицы системы, обеспечивающей получение данных о скорости, ускорении и т.д. от ведущей ИНС, сокращает вычислительные затраты, но затрудняет проведение анализа устойчивости регулятора. Опыт показывает, что даже если рассогласование правильно оценено фильтром, коэффициенты регулятора должны быть тщательно выбраны, чтобы свести рассогласование к нулю. На рис. 3 показана типичная работа алгоритма ВВ в полете на основе компьютерного моделирования. Видно, что в итоге скорости «ведущего» и «ведомого» в северном, западном и вертикальном направлениях практически совпадают, и фильтр способен оценить углы рассогласования с большой точностью (начальные значения по осям составили соответственно 1, 2 и 3°), при этом углы рассогласования были сведены к нулю за 25-30 итераций.

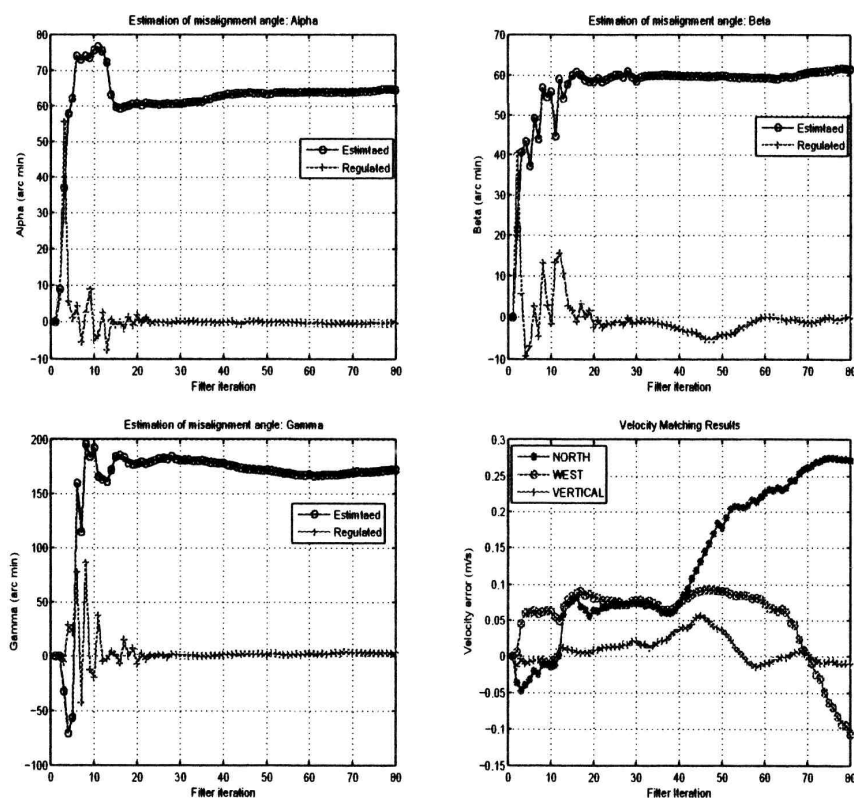


Рис. 3. Отработка углов рассогласования и согласования скоростей: графики 1, 2, 3: верхняя ось: оценка угла рассогласования $\alpha/\beta/\gamma$, нижняя ось: Число итераций фильтра, вертикальная ось: $\alpha/\beta/\gamma$ (угл. мин), график 4: верхняя ось: результаты согласования скорости, вертикальная ось: погрешность скорости (м/с); на врезках: верхняя линия – значение расчетное, нижняя линия – значение откорректированное

4.2 Введение нелинейности

4.2.1 Необходимость учета нелинейности. Нелинейность в задаче ВВ возникает вследствие следующих причин [107, 110–112]:

- используемая аппроксимация элементов МНК для малых углов некорректна при больших углах рассогласования;
- систематические погрешности гироскопов и акселерометров при интегри-

- ровании приводят к случайному уходу;
- некоторые компоненты, например деформации корпуса, присутствующие в измерениях, не являются гауссовыми. Данную проблему можно решить, введя угол деформации в качестве переменной состояния в модель системы;
- введение широты и долготы в переходной матрице системы без использования их в качестве переменных состояния делает матрицу нестационарной.

В некоторых ранних работах, отмеченных в [113] и [23], авторы приводят нелинейную модель погрешностей для больших углов рассогласования. В [107] предлагается нелинейная формулировка задачи ВВ. Разработаны уравнения погрешностей, отражающие нелинейные свойства задачи ВВ вследствие присутствия больших неопределенностей в углах рассогласования. В [110] представлена более общая модель задачи ВВ:

а) уравнение погрешности скорости:

$$\Delta \dot{\vec{V}}^c = (I - C_p^c) \hat{f}_t^p + \nabla^c + \Delta_g^c - (2\Omega_{ie}^c + \Omega_{ec}^c) \Delta \vec{V}^c, \quad (5)$$

б) модель погрешности угла:

$$\dot{\psi} = \epsilon^p + \psi \omega_{ic}^c, \quad (6)$$

где C_p^c – МНК, связывающая навигационную СК с местной горизонтной СК, f_t^p – гравитационное ускорение за вычетом кажущегося ускорения, измеряемого акселерометрами в навигационной СК, ∇^c – вектор погрешности дрейфа акселерометра в местной горизонтной СК, Δ_g^c – вектор погрешности знания гравитационного ускорения, Ω_{ie}^c – кососимметричная матрица угловой скорости между инерциальной и земной СК в осях местной горизонтной СК, $\psi = [\psi_x \psi_y \psi_z]$ – углы между навигационной и местной горизонтной СК, e^p – вектор погрешностей гироскопов в навигационной СК [110]. Описанная модель близка к линейной формулировке и может быть использована в случае небольших рассогласований между «ведущим» и «ведомым». Другой вариант формулировки задачи ВВ для больших углов рассогласования можно найти в [23, 114, 115].

Нелинейная формулировка задачи ВВ подразумевает использование соответствующих вариантов традиционного ФК (ТФК), она описана в [111, 116–118].

4.2.2 Обобщенный фильтр Калмана. Обобщенный ФК (ОФК) обеспечивает аппроксимацию оптимальных оценок состояний системы, но не их оптимальную оценку. В случае нелинейных систем (когда система и измерения нелинейны) для обеспечения приближенных оценок состояний системы используется ОФК с локальной линеаризацией. Описание ОФК на основе теории вероятности приведено в работе [119]. В [107, 120] авторы описывают применение ОФК при нелинейной формулировке задачи ВВ и утверждают, что такой фильтр эффективен в данной задаче. В [110] показано, что большой угол рассогласования $[-180... + 180^\circ]$ можно оценить с большой точностью $[0,05^\circ]$ за 15 с. В [118] предлагается новый метод, дополняющий измерения данными от восточного гироскопа и использующий ОФК; показано улучшение характеристик работы фильтра в части времени его сходимости.

Хотя ОФК широко используется при моделировании нелинейных систем, ему свойственны серьезные ограничения. Работа такого фильтра сильно зависит от точности задания начальных параметров фильтра. При некорректной иници-

специализации ОФК гарантированно выдаст неправильные результаты. В некоторых реализациях ОФК, чтобы увеличить точность его работы, сохраняются члены высшего порядка малости разложения Тэйлора нелинейных функций моделей системы и измерений. Это резко увеличивает вычислительную сложность системы в части как времени, так и объемов памяти и поэтому нежелательно. Как и в ТФК, в ОФК модель шума полагается гауссовой, что может привести к неправильной оценке состояний для систем, возмущенных негауссовым шумом. Поскольку ОФК использует приближенную оценку состояний системы при каждой итерации, сходимость его, в отличие от ТФК, не гарантирована, поэтому следует рассмотреть и другие варианты.

4.2.3. Ансцентный фильтр Калмана. Использование ансцентного (*unscented*) ФК (АФК) для оценки состояний нелинейной системы было впервые предложено Ульманом и модифицировано Джульером в 1997. Подробное описание АФК приведено в работах [121, 122]. В АФК используется принцип ансцентного преобразования, то есть, по сути, метод нахождения статистических характеристик случайной переменной, подвергнутой нелинейному преобразованию [121]. В АФК распределение состояний системы задается минимальным набором точек выборки, называемых сигма-точками. Эти точки определяют среднее и ковариацию переменных состояния системы и обеспечивают оптимальную оценку апостериорного среднего и ковариации при использовании нелинейной модели [122]. Достоинство АФК заключается в том, что он может эффективно работать с любой нелинейной системой, в то же время не будучи вычислительно более сложным, чем ОФК.

Применять АФК в задаче ВВ стали недавно, в 2000 г., и по этому вопросу существует несколько хороших публикаций, хотя широко тема еще не исследована. В [123] приведена кватернионная модель пространственного положения и погрешностей датчиков и описано применение ансцентного фильтра. Авторы доказали, что ансцентный фильтр работает лучше, если интервал выборки (период между двумя измерениями от инерциальных датчиков) больше интервала выборки в ОФК. В работе [115] АФК спроектирован и протестирован для ВВ в движении при использовании недорогих инерциальных датчиков. Продемонстрирована способность фильтра работать как с большими, так и с малыми углами рассогласования. В [124] описывается применение АФК в задаче оценивания пространственного положения. В [83] также представлена кватернионная нелинейная модель для задачи ВВ и применение АФК. В этой же работе разработанный фильтр сравнивается с фильтром быстрой выставки (*RAP – rapid alignment prototype*), из которого видно, что АФК работает так же быстро в случае малых углов рассогласования. Также продемонстрирована хорошая работа предложенного фильтра при больших рассогласованиях, когда фильтр быстрой выставки расходится. Сравнение с алгоритмом ВВ на основе простого согласования по скорости показало, что сходимость алгоритма на основе АФК происходит быстрее.

АФК имеет ряд преимуществ по сравнению с ОФК, его сходимость гарантирована практически для всех типов нелинейных систем, но он все же имеет свои ограничения. Как и в ОФК, в АФК модель системы и шума измерений полагается гауссовой, а оптимальная работа фильтра достигается только при линейной модели измерений. Для снятия этих ограничений применения ОФК в задаче ВВ обратимся к более мощному средству – парциальному фильтру.

4.8.4 Парциальный фильтр. Парциальный фильтр (ПФ) оценивает состояния системы с помощью случайным образом сгенерированных выборок, называе-

мых «частицами», и связанных с ними весов с последующим моделированием по методу Монте-Карло. Подробное описание ПФ приведено в публикациях [119, 125, 126].

Применение ПФ в задаче ВВ предпочтительно, так как фильтр способен эффективно работать в системах с большими рассогласованиями, а его применение было исследовано во множестве работ. В [111, 127–129] авторы демонстрируют применение ПФ в задаче ВВ и показывают, что в некоторых ситуациях он работает лучше ОФК и АФК. Использовалась нелинейная формулировка задачи ВВ, определенная в [107]. Преимущество ПФ установлено в сравнении с ОФК, используемым для решения той же задачи. В похожей работе [100] описывается создание оптимального парциального фильтра и проводится его сравнение с ОФК, доказывающее преимущество первого [100]. Также осуществлено сравнение гауссовского ПФ (ГПФ) и АФК, подтверждающее превосходство ГПФ [82]. ГПФ аппроксимирует апостериорное распределение состояний системы одним гауссовым распределением, как и в других гауссовых фильтрах типа ОФК и его вариантах. Данная особенность ГПФ избавляет от необходимости использовать метод переборки, который обязателен в случае ПФ, так как гауссовская аппроксимация в ПФ не выполняется. Исключение переборки из алгоритма парциальной фильтрации имеет серьезные преимущества: значительно снижается вычислительная нагрузка и становится возможной полная параллельная реализация алгоритма ГПФ [130]. В [82] авторы показывают, что применение ГПФ в задаче ВВ обеспечивает более быструю сходимость углов рассогласования с их ожидаемыми значениями, а также эффективно работает в случае больших углов рассогласования, где АФК подвержен влиянию большой нелинейности. В [128] предлагается усовершенствованный алгоритм ПФ, называемый детерминированным ПФ (ДПФ), и его работа сравнивается с работой ОФК. Показано, что ДПФ работает лучше при больших углах рассогласования. В этой же работе авторы предлагают линейно-нелинейную гибридную модель для динамики *погрешности кватернионов*. В [60] проводится сравнение эффективности двух методов фильтрации в задаче ВВ: гауссовская аппроксимация и применение метода Монте-Карло. При сравнении эффективности ОФК, АФК и ПФ в задаче ВВ ПФ в основном превосходит остальные два фильтра в части времени сходимости и точности для больших углов рассогласования. Основным недостатком ПФ – его вычислительная сложность при практической реализации в задаче ВВ.

В задаче ВВ применяются и другие формы нелинейных алгоритмов оценки, например робастный фильтр. Описание такого нелинейного фильтра и его применение в задаче ВВ на корабле дано в публикациях [58, 131, 132]. Однако реализация нелинейного фильтра является вычислительно сложной, и в работе [133] показано, что аналогичный результат можно получить, применяя более простой ТФК. Применение нелинейной фильтрации в задаче ВВ – достаточно новая идея, и возможность ее реализации в реальном времени должна быть исследована в дальнейших работах.

5. Выводы

При разработке алгоритма ВВ необходимо учитывать следующие факторы:

1. *Тип носителя и используемых боеприпасов* – это первый фактор, на который стоит обратить внимание. Не все варианты алгоритма ВВ эффективно работают на любом типе носителей. Например, для алгоритма согласования по

скорости в полете обычно требуется специальный маневр, который не может быть осуществлен на корабле, поэтому для ВВ на корабле больше подходит алгоритм согласования по пространственному положению.

2. *Доступные ресурсы* – следует модифицировать алгоритмы в соответствии с допустимыми ресурсами. ИНС, используемые в «ведущем» и «ведомом», представляют собой коммерческое готовое оборудование. Скорости передачи данных ИНС, шумовые характеристики должны быть тщательно исследованы перед использованием в алгоритме. Иногда в коммерческих приборах компенсация систематических погрешностей уже реализована – эти вопросы также следует учесть. Скорости передачи данных «ведущего» и «ведомого» могут различаться, что может приводить к задержке обновления измерений в алгоритме.

3. *Внешние корректирующие данные, особенно данные GPS*, при правильном использовании могут быть очень полезны. Применение данных GPS вместе с измерениями ИНС может значительно повысить уровень точности алгоритма. Вместе с тем, в отличие от измерений ИНС, данные GPS имеют неустойчивую природу, т.е. они не всегда доступны и могут прерываться вследствие плохой погоды или других факторов. Таким образом, за короткий этап ВВ от GPS можно получить только несколько обновлений данных. Следует с осторожностью относиться к такой неустойчивой доступности GPS-измерений. Более того, GPS-приемник не всегда устанавливается на «ведомом» из соображений оптимизации затрат, поэтому алгоритмы должны продолжать работать только с измерениями ИНС, когда данные GPS оказываются недоступны.

4. *Маневр носителя*. Для некоторых алгоритмов, например, при согласовании по скорости в полете, обязателен заранее спланированный маневр. Знание о маневре используется для расчета переходной матрицы состояния или для обновления данных, поступающих от «ведущего». Разработчик алгоритма должен определить идеальный маневр для оптимальной работы алгоритма. При принятии решения о маневре необходимо учесть несколько факторов. Например, точка пуска боеприпасов зависит от дальности используемой головки самонаведения. Поэтому к моменту пуска ВВ должна быть завершена. Однако это неприемлемо, когда быстрая сходимость алгоритма важнейшее требование, следует провести быструю ВВ без организации заранее спланированного маневра.

5. *Динамика системы и тип фильтра*. Разработчик решает, использовать ли ему линейную или нелинейную формулировку задачи ВВ при создании фильтра. Такие параметры, как скорость, ускорение и т.д., играют важную роль в определении угла рассогласования и поэтому должны быть включены в модель динамики системы. Шум в реальном времени является недетерминированным, поэтому новые допущения о шуме, влияющем на систему реального времени, окажутся некорректными. С другой стороны, статистические характеристики шума чрезвычайно важны для определения типа фильтра, используемого в процессе ВВ. Простой белый гауссов шум с нормальным распределением используется при модели линейной системы и подходит для ТФК. ОФК или его варианты, а также АФК могут разрабатываться для нелинейной системы, возмущенной белым гауссовым шумом. Для более реалистичной реализации можно выбрать модель с негауссовым шумом. ТФК, ОФК и даже АФК в такой ситуации работать не будут, поэтому нужно выбирать ПФ или его варианты. Следует отметить, что все типы фильтров имеют как достоинства, так и недостатки в части реализации в реальном времени и это должно быть учтено при выборе фильтра.

Благодарности

Авторы выражают благодарность всем сотрудникам проекта, участвующим в работе по задаче ВВ в Бенгальском университете инженерных наук, Шибпур, и всей группе исследователей этой проблемы в Исследовательском центре Иматрат, Хайдерабад.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Spalding, K.**, An Efficient Rapid Transfer Alignment Filter // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1992, pp. 1276–1286.
2. **Parvin, R.H.**, Inertial Navigation Systems: Prelaunch Alignment, Aerospace and Navigational Electronics // IRE Transactions on, September 1962, vol. 9, no. 3, pp. 141–145.
3. **Jurenka, F.D. and Leondes, C.T.**, Optimum Alignment of An Inertial Autonavigator // Aerospace and Electronic Systems // IEEE Transactions on, November 1967, vol. 3, no. 6, pp. 880–888.
4. **Hung, J.C. and White, H.V.**, Self-Alignment Techniques for Inertial Measurement Units // Aerospace and Electronic Systems // IEEE Transactions on, November 1975, vol. 11, no. 6, pp. 1232–1247.
5. **Kalman, R.E.**, A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems // Journal of Basic Engineering, 1960, vol. 82, 1960, pp. 35–42.
6. **Deyst, J.J., Jr. and Sutherland, A.A., Jr.**, Strapdown Inertial System Alignment Using Statistical Filters - A Simplified Formulation // AIAA Journal, 1973, vol. 11, no. 4, pp. 452–456.
7. **Bar Itzhack, I.Y. and Mallove, E.F.**, Accurate INS Transfer Alignment Using A Monitor Gyro and External Navigation Measurements // Aerospace and Electronic Systems // IEEE Transactions on, 1980, vol. 16, no. 1, pp. 53–65.
8. **Kailath, T.**, An Innovations Approach to Least-Squares Estimation–Part I: Linear Filtering in Additive White Noise // IEEE Transactions on Automatic Control, 1968, vol. 13, no. 6, pp. 646–655.
9. **Kailath, T. and Frost, P.**, An Innovations Approach to Least-Squares Estimation–Part II: Linear Smoothing in Additive White Noise // IEEE Transactions on Automatic Control, 1968, vol. 13, no. 6, pp. 655–660.
10. **Sorenson, H.W.**, Least-Squares Estimation: from Gauss to Kalman, Spectrum // IEEE, 1970, vol. 7, no. 7, pp. 63–68.
11. **Eubank, R.L. and Wang, S.**, The Equivalence between the Cholesky Decomposition and the Kalman Filter // The American Statistician, 2002, vol. 56, no. 1, pp. 39–43.
12. **Meinhold, R.J. and Singpurwalla, N.D.**, Understanding the Kalman Filter, The American Statistician, 1983, vol. 37, no. 2, pp. 123–127.
13. **Grewal, M.S. and Andrews, A.P.**, Applications of Kalman Filtering in Aerospace 1960 to the Present [Historical Perspectives] // IEEE Control and Systems Magazine, 2010, vol. 30, no. 3, pp. 69–78.
14. **Chaudhuri, S.K. and Nandi, P.K.**, Transfer Alignment for Space Vehicles Launched from a Moving Base, Defence Science Journal, 2005, vol. 55, no. 3.
15. **Simon, D.**, Kalman Filtering with State Constraints: A Survey of Linear and Nonlinear Algorithms // IET Control Theory and Applications, 2010, vol. 4, no. 8, pp. 1303–1318.
16. **Ding, G., Li, J., Zhou, W., and Cui, G.**, Study on Iterated Divided Difference Filtering and Its Application on TA Process with Large Initial Misalignment Angle // Information and Computing Science // International Conference on, 2010, vol. 1, pp. 243–247.
17. **Ding, G., An, X., Zhou, W., and Cui, G.**, A New Numerical Approximation CDD Method Based for Particle Filtering Algorithm Research and Its Applications to TA System // Measuring Technology and Mechatronics Automation (ICMTMA), 2011 Third International Conference on, 2011, vol. 1, pp. 178–182.
18. **Savage, P.S.**, Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design– Part 1: Attitude Algorithms // Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, vol. 21, no. 1, pp. 19–28.
19. **Titterton, D.H. and Weston, J.L.**, Strapdown Inertial Navigation Technology, AIAA Education Series 17, Peter Peregrinus Ltd., 2004.
20. **Lefferts, E.J., Markley, F.L., and Shuster, M.D.**, Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation // AIAA 20th Aerospace Sciences Meeting, 1982, vol. 5, no. 5, pp. 417–429.
21. **Groves, P.D.**, Optimising the Transfer Alignment of Weapon INS // Journal of Navigation, 2003, vol. 56, no. 2, pp. 323–335.

22. **Ali, J. and Jiancheng, F.**, Alignment of Strapdown Inertial Navigation System: A Literature Survey Spanned over the Last 14 Years // *Science*, 2004, 100083: pp. 1–12.
23. **Scherzinger, B.M.**, Inertial Navigator Error Models for Large Heading Uncertainty // *Position, Location and Navigation Symposium*, 1996 // *IEEE* 1996, April 1996, pp. 477–484.
24. **Jiang, Y.F. and Lin, Y.L.**, Error Estimation of INS Ground Alignment through Observability Analysis // *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, January 1992, vol. 28, no. 1, pp. 92–97.
25. **Sabatini, A.M.**, Quaternion Based Attitude Estimation Algorithm Applied to Signals from Body-Mounted Gyroscopes, *Electronics Letters*, May 2004, vol. 40, no. 10, pp. 584–586.
26. **Savage, P.G.**, Strapdown System Computational Elements, in *Advances in Navigation Sensors and Integration Technology*, NATO RTO Lecture Series No. 232, October 2003.
27. **Bortz, J.E.**, A New Mathematical Formulation for Strapdown Inertial Navigation // *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, January 1971, vol. 7, no. 1, pp. 61–66.
28. **Carta, D. and Lackowski, D.**, Estimation of Orthogonal Transformations in Strapdown Inertial Systems, *Automatic Control* // *IEEE Transactions on*, February 1972, vol. 17, no. 1, pp. 97–100.
29. **Baziw, J. and Leondes, C.T.**, In-Flight Alignment and Calibration of Inertial Measurement Units - Part I: General Formulation, *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, July 1972, vol. 8, no. 4, pp. 439–449.
30. **Benson, D.O.**, A Comparison of Two Approaches to Pure-Inertial and Doppler-Inertial Error Analysis, *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, July 1975, vol. 11, no. 4, pp. 447–455.
31. **Kain, J.E. and Cloutier, J.R.**, Rapid Transfer Alignment for Tactical Weapon Applications // *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 1989.
32. **Grewal, M.S., Henderson, V.D., and Miyasako, R.S.**, Application of Kalman Filtering to the Calibration and Alignment of Inertial Navigation Systems // *Automatic Control* // *IEEE Transactions on*, January 1991, vol. 36, no. 1, pp. 3–13.
33. **Nash, R.A., Levine, S.A., and Roy, K.J.**, Error Analysis of Space-Stable Inertial Navigation Systems, *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, July 1971, vol. 7, no. 4, pp. 617–629.
34. **Crassidis, J.L., Space, G., and Markley, F.L.**, A Minimum Model Error Approach for Attitude Estimation // *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1995, vol. 20, no. 6, pp. 1241–1247.
35. **Gelb, A.**, Synthesis of a Very Accurate Inertial Navigation System // *Aerospace and Navigational Electronics* // *IEEE Transactions on*, June 1965, vol. 12, no. 2, pp. 119–128.
36. **Hutchinson, C.E. and Nash, R.A.**, Comparison of Error Propagation in Local-Level and Space-Stable Inertial Systems, *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, November 1971, vol. 7, no. 6, pp. 1138–1142.
37. **Hodson, A.E.**, Optimal Levelling and Gyrocompassing of Inertial Systems // *IEEE Transactions on Aerospace and Navigational Electronics*, 1963, vol. ANE-10, no. 1, pp. 18–26.
38. **Bar-Itzhack, I.Y. and Berman, N.**, Control Theoretic Approach to Inertial Navigation Systems // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, June 1988, vol. 2, pp. 1442–1453.
39. **Fang, J.Ch. and Wan, D.J.**, A Fast Initial Alignment Method for Strapdown Inertial Navigation System on Stationary Base, *Aerospace and Electronic Systems* // *IEEE Transactions on*, October 1996, vol. 32, no. 4, pp. 1501–1504.
40. **Cao, S. and Guo, L.**, Multi-Objective Robust Initial Alignment Algorithm for Inertial Navigation System with Multiple Disturbances, *Aerospace Science and Technology*, 2012, vol. 21, no. 1, pp. 1–6.
41. **Jones, D., Roberts, C., Tarrant, D., Yang, Ch., and Lin, Ch.-F.**, Transfer Alignment Design and Evaluation Environment // *Proceedings of the First* // *IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems*, 1993, pp. 753–757.
42. **Dissanayake, G., Sukkarieh, S., Nebot, S., and Whyte, H.D.**, A New Algorithm for the Alignment of Inertial Measurement Units without External Observation for Land Vehicle Applications // *Proceedings of* // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 1999, vol. 3, pp. 2274–2279.
43. **Salzwedel, H.C. and Kessler, K.M.**, Transfer of Alignment and Calibration of Multiple Sensors in Flexible Systems, 24th // *IEEE Conference on Decision and Control*, 1985, vol. 24, pp. 1932–1937.
44. **Stimac, L.W. and Kennedy, T.A.**, Sensor Alignment Kalman Filters for Inertial Stabilization Systems // *Position Location and Navigation Symposium*, 1992, 500 Years after Columbus - Navigation Challenges of Tomorrow. // *IEEE PLANS '92* // *IEEE*, March 1992, pp. 321–334.
45. **Shuster, M.D.**, A Simple Kalman Filter and Smoother for Spacecraft Attitude // *Journal of the Astronautical Sciences*, 1989, vol. 37, no. 1, pp. 89–106.

46. **Gao, Q., Zhao, Q., and Wang, X.**, The Model and Simulation of Transfer Alignment of Carrier Based Aircraft INS with Large Azimuth Misalign Angle // International Joint Conference on Computational Sciences and Optimization, 2009, vol. 1, pp. 355–358.
47. **Silson, P.M.G.**, Coarse Alignment of a Ship's Strapdown Inertial Attitude Reference System Using Velocity Loci // Instrumentation and Measurement // IEEE Transactions on, 2011, vol. 60, no. 6, pp. 1930–1941.
48. **Majeed, S. and Fang, J.**, Performance Improvement of Angular Rate Matching Shipboard Transfer Alignment // 9th International Conference on Electronic Measurement Instruments, 2009, pp. 706–711.
49. **Xiaorong, Sh. and Yongzhu, Sh.**, Angular Rate Matching Method for Shipboard Transfer Alignment Based on H Infinity Filter, 6th // IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA), June 2011, pp. 620–625.
50. **Ross, C.C. and Elbert, T.F.**, A Transfer Alignment Algorithm Study Based on Actual Flight Test Data from a Tactical Air to Ground Weapon Launch // Proceedings of 1994 // IEEE Position Location and Navigation Symposium PLANS94, pp. 431–438.
51. **Gao, W., Ben, Y., Sun, F., and Xu, B.**, Performance Comparison of Two Filtering Approaches for INS Rapid Transfer Alignment // International Conference on Mechatronics and Automation, 2007, ICMA 2007, pp. 1956–1961.
52. **Schlee, F.H., Toda, N.F., Islam, M.A., and Standish, C.J.**, Use of an External Cascade Kalman Filter to Improve the Performance of a Global Positioning System (GPS) Inertial Navigator // Proceedings of Aerospace and Electronics Conference, 1988, NAECON 1988., vol. 1, pp. 345–350.
53. **Groves, P.D.**, Transfer Alignment Using an Integrated INS/GPS as the Reference // Journal of Navigation, 1999, pp. 731–737.
54. **Gao, Q., Zhao, G., and Wang, X.**, Transfer Alignment Error Compensator Design for Flexure and Lever Arm Effect, 4th // IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 2009, pp. 1819–1822.
55. **Joon, L. and You-Chol, L.**, Transfer Alignment Considering Measurement Time Delay and Ship Body Flexure // Journal of Mechanical Science and Technology, 2009, vol. 23, pp. 195–203, 10.1007/s12206-008-0821-y.
56. **Nie, Q., Gao, X., Li, Z., Li, Y., and Jiao, Ch.**, The Error Compensation Design for Transfer Alignment // International Conference on Mechatronics and Automation, 2010, pp. 1886–1891.
57. **Changyue, S. and Zhenglong, D.**, Transfer Alignment of Shipborne Inertial-Guided Weapon Systems // Journal of Systems Engineering and Electronics, April 2009, vol. 20, no. 2, pp. 348–353.
58. **Lyuu, J. and Lim, Y.-Ch.**, Transfer Alignment Error Compensator Design Based on Robust State Estimation, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2005, vol. 48, no. 161, pp. 143–151.
59. **Cheng, L., Zhi-Hong, D., Wen-Shao, G., and Meng-Yin, Fu**, Estimate Dynamic Lever-Arm Caused by Ship Flexure Deformation Based on Acceleration Matching, Chinese Control Conference, 2011, pp. 1476–1481.
60. **Nai-Xin, Zh., Si, W., and Zheng-Long, W.**, Comparison of Three Transfer Alignment Methods in Marine Missile SINS, Chinese Control Conference, 2006, pp. 27–31.
61. **Lim, Y.-Ch. and Lyuu, J.**, An Error Compensation Method for Transfer Alignment // Proceedings of // IEEE Region 10 International Conference on Electrical and Electronic Technology TENCON, 2001, vol. 2, pp. 850–855.
62. **Zhihua, F., Weiwei, J., and Shesheng, G.**, Research of Rapid Transfer Alignment and Observability Analysis // 2nd International Conference on Intelligent Control and Information Processing (ICICIP), 2011, vol. 1, pp. 204–207.
63. **Sun, F., Wang, G., Ben, Y.Y., and Chai, Y.L.**, The River Trials for The Velocity Matching and Velocity Plus Attitude Matching Transfer Alignments // International Conference on Mechatronics and Automation, ICMA, 2009, pp. 4156–4161.
64. **Chen, K., Zhao, G., Meng, Zh., Yan, J., and Lu, H.**, Equivalent Approaches to Equations of Traditional Transfer Alignment and Rapid Transfer Alignment // 7th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2008, pp. 892–895.
65. **Meldrum, D.T. and Haddrell, T.**, GPS in Autonomous Underwater Vehicles, IEE Conference Publications, 1994(CP394), pp. 11–17.
66. **Sutherland, A.A., Jr.**, The Kalman Filter in Transfer Alignment of Inertial Guidance Systems // Journal of Spacecraft and Rockets, 1968, vol. 5, pp. 1175–1180.
67. **Johnson, C.**, In-Flight Transfer Alignment/Calibration of a Strapdown INS That Employs Caroussed Instruments and IMU Indexing, American Control Conference, 1986, pp. 1572–1573.

68. **Guoqiang, D., Weidong, Zh., Yanling, H., and Feng, S.**, The Impact of Arm-Lever Effect Error Based Large Initial Misalignment Transfer Alignment Technology Study // International Workshop on Intelligent Systems and Applications, 2009, pp. 1–6.
69. **Zhou, W., Ding, G., Hao, Y., and Cui, G.**, Research on the Effect of Ship's Deck Deflection on Angular Rate Matching Based Transfer Alignment Process // International Conference on Mechatronics and Automation, 2009, pp. 3218–3222.
70. **Weston, J.L. and Titterton, D.H.**, Modern Inertial Navigation Technology and Its Application, Electronics Communication Engineering Journal, April 2000, vol. 12, no. 2, pp. 49–64.
71. **Barbour, N. and Schmidt, G.**, Inertial Sensor Technology Trends // Sensors Journal / IEEE, 2001, vol. 1, no. 4, pp. 332–339.
72. **Ragan, R.R. et al.**, Inertial Technology for the Future // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, July 1984, vol. 20, no. 4, pp. 414–444.
73. **King, A.D. and Marconi Electronics Systems**, Inertial Navigation. Forty Years of Evolution // GEC Review, 1998, vol. 13, no. 3, pp. 140–149.
74. **Barbour, N.M.**, Inertial Navigation Sensors // Technology, 2010, no. 116, pp. 1–24.
75. **Culshaw, B.**, Fiber Optics in Sensing and Measurement, 2000.
76. **Savage, P.G. and Strapdown Associates Inc Minnetonka MN**, Advances in Strapdown Sensors, 1984.
77. **Barbour, N.M., Elwell, J.M., and Setterlund, R.H.**, Inertial instruments: Where to now? // The Charles Stark Draper Laboratory Inc, Cambridge Massachusetts 02139, 1992, p. 9.
78. **El-Sheimy, N. and Niu, X.**, The Promise of MEMS to the Navigation Community // Inside GNSS, March-April 2007, pp. 46–56.
79. **Lefevre, H.C.**, The Fiber-Optic Gyroscope: Achievement and Perspective // Gyroscopy and Navigation, 2012, vol. 3, no. 4, pp. 223–226.
80. **Geng, Y., Deurloo, R., and Bastos, L.**, Hybrid Derivative-Free Extended Kalman Filter for Unknown Lever Arm Estimation in Tightly Coupled DGPS/INS Integration // GPS Solutions, 2011, no. 15, pp. 181–191.
81. **Guo, L. and Cao, S.**, Robust Initial Alignment for Inertial Navigation Systems with Multiple Types of Disturbances // International Symposium on Advanced Control of Industrial Processes (ADCONIP), 2011, pp. 369–373.
82. **Hao, Y., Xiong, Zh., and Hu, Z.**, Particle Filter for INS In-Motion Alignment, The 1st // IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 2006, pp. 1–6.
83. **Hao, Y., Xiong, Zh., Wang, W., and Sun, F.**, Rapid Transfer Alignment Based on Unscented Kalman Filter // American Control Conference, 2006, p. 6.
84. **Hao, Y., Xiong, Zh., and Xiong, B.**, Estimation Error of INS Transfer Alignment through Observability Analysis // 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2006, p. 558.
85. **Emelyantsev, G.I., Dranitsyna, E.V., and Blazhnov, B.A.**, Test Bed Calibration of FOG-Based Strapdown Inertial Measurement Unit//Gyroscopy and Navigation, 2012, vol.3, no. 4, pp. 265–269.
86. **Shortelle, K.J., Graham, W.R., and Rabourn, C.**, F-16 Flight Tests of a Rapid Transfer Alignment Procedure, Position, Location and Navigation Symposium // IEEE 1998, pp. 379–386.
87. **Tarrant, D., Roberts, C., Jones, D., Yang, Ch., and Lin, Ch.-F.**, Rapid and Robust Transfer Alignment // Proceedings of the First IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems, 1993, pp. 758–762.
88. **Groves, P., Wilson, G.G., and Mather, C.J.**, Robust Rapid Transfer Alignment with an INS/GPS Reference // Simulation, July 2002, pp. 301–311.
89. **Hongzhong, L. and Yuliang, M.**, Study on a Method of Rapid Transfer Alignment // International Conference on Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer (MEC), 2011, pp. 1423–1426.
90. **Zhou, Sh., Xu, H., Dai, H., and Wu, G.**, Novel Rapid Transfer Alignment Algorithm for Strapdown Inertial Navigation System // International Conference on Electrical and Control Engineering (ICECE), 2011, pp. 6012–6016, 2011.
91. **Ya-Feng, W., Fu-Chun, S., and Youan, Zh.**, A Method for Rapid Transfer Alignment Based on UKF // IMACS Multiconference on Computational Engineering in Systems Applications, 2006, vol. 1, pp. 809–813.
92. **Xiong, Zh., Sun, F., and Nie, Q.**, Observability Analysis of INS Rapid Transfer Alignment // The Sixth World Congress on Intelligent Control and Automation, WCICA, 2006, vol. 1, pp. 1664–1668.
93. **Xiong, Sh., Guo, L., Feng, G., Qu, Y., and Sun, F.**, Take-off Alignment Algorithm of Carrier Aircraft INS // 2nd IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, ICIEA, 2007, pp. 2333–2339.

94. **Rogers, R.M.**, Weapon IMU Transfer Alignment Using Aircraft Position from Actual Flight Tests // Position, Location and Navigation Symposium, 1996. / IEEE 1996, pp. 328–335.
95. **Rogers, R.M.**, Low Dynamic IMU Alignment // Position, Location and Navigation Symposium / IEEE 1998, pp. 272–279.
96. **Baziw, J. and Leondes, C.T.**, In-Flight Alignment and Calibration of Inertial Measurement Units - Part II: Experimental results // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1972, vol. 8, no. 4, pp. 450–465.
97. **Hagan, C.E. and Lofts, C.S.**, Accelerometer Based Alignment Transfer (ABAT) // Position, Location and Navigation Symposium, 1992, 500 Years After Columbus - Navigation Challenges of Tomorrow / IEEE PLANS '92 // IEEE, pp. 133–140.
98. **Hagan, C.E. and Lofts, C.S.**, Gravity Observation Based Alignment Transfer // Proceedings of the First / IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems, 1993, pp. 763–767.
99. **Ali, J. and Fang, J.**, SINS/ANS Integration for Augmented Performance Navigation Solution Using Unscented Kalman Filtering // Aerospace Science and Technology, 2006, vol. 10, no. 3, pp. 233–238.
100. **Carvalho, H., Del Moral, P., Monin, A., and Salut, G.**, Optimal Nonlinear Filtering in GPS/INS integration // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1997, vol. 33, no. 3, pp. 835–850. 101. **Crassidis, J.L.**, Sigma-Point Kalman Filtering for Integrated GPS and Inertial Navigation, 2006.
101. **Mohamed, A.K. and Schwarz, K.P.**, Adaptive Kalman Filtering for INS/GPS // Journal of Geodesy, 1999, vol. 73, pp. 193–203.
102. **Hide, C., Moore, T., and Smith, M.**, Adaptive Kalman Filtering Algorithms for Integrating GPS and Low Cost INS // Position Location and Navigation Symposium PLANS 2004, 2004, pp. 227–233.
103. **Qi, H. and Moore, J.B.** // Direct Kalman Filtering Approach for GPS/INS Integration, 2002.
104. **Klotz, H.A. and Derbak, C.B.**, GPS-Aided Navigation and Unaided Navigation on the Joint Direct Attack Munition // Position Location and Navigation Symposium / IEEE 1998, 1998, pp. 412–419.
105. **Åkesson, B.M., Jorgensen, B., and Poulsen, K.**, A Tool for Kalman Filter Tuning, 17th European Symposium on Computer Aided Process Engineering, 2007, vol. 24, pp. 859–864.
106. **Dmitriyev, S.P., Stepanov, O.A., and Shepel, S.V.**, Nonlinear Filtering Methods Application in INS Alignment // Aerospace and Electronic Systems / IEEE Transactions on, 1997, vol. 33, no. 1, pp. 260–272.
107. **Shuster, M.D.**, Survey of Attitude Representations // Journal of the Astronautical Sciences, 1993, vol. 41, no. 4, pp. 439–517.
108. **Crassidis, J.L., Markley, F., and Cheng, Y.**, Survey of Nonlinear Attitude Estimation Methods // Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, vol. 30, no. 1, pp. 12–28.
109. **Kong, X., Nebot, E.M., and Durrant-Whyte, H.**, Development of a Nonlinear Psi-Angle Model for Large Misalignment Errors and Its Application in INS Alignment and Calibration // IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1999. vol. 2, pp. 1430–1435.
110. **Zhao, R. and Gu, Q.**, Nonlinear Filtering Algorithm with Its Application in INS Alignment // Proceedings of the Tenth / IEEE Workshop on Statistical Signal and Array Processing Cat No00TH8496, 2000, pp. 510–513.
111. **Hong, H.S., Lee, J.G., and Park, C.G.**, Performance Improvement of In-Flight Alignment for Autonomous Vehicle under Large Initial Heading Error // IEEE Proceedings Radar, Sonar and Navigation, 2004, vol. 151, no. 1, pp. 1–6.
112. **Scherzinger, B.M. and Reid, D.B.**, Modified Strapdown Inertial Navigator Error Models // IEEE Position, Location and Navigation Symposium, 1994, pp. 426–430.
113. **Pham, T.M.**, Kalman Filter Mechanization for INS Airstart // IEEE Aerospace Electronic Systems Magazine, 1992, vol. 7, no. 1, pp. 3–11.
114. **Shin, E.-U. and El-Sheimy, N.**, An Unscented Kalman Filter for In-Motion Alignment of Low-Cost IMUs // Position, Location and Navigation Symposium PLANS, 2004, pp. 273–279.
115. **Jiancheng, F. and Sheng, Y.**, Study on Innovation Adaptive EKF for In-Flight Alignment of Airborne POS // Instrumentation and Measurement / IEEE Transactions on, 2011, vol. 60, no. 4, pp. 1378–1388.
116. **Kubo, Y. and Fujioka, S.**, Nonlinear Filtering Methods for the INS/GPS In-Motion Alignment and Navigation // Information and Control, 2006, vol. 2, no. 5, pp. 1137–1151, 2006.
117. **Acharya, A., Sadhu, S., and Ghoshal, T.K.**, Improved Self-Alignment Scheme for SINS Using Augmented Measurement // Aerospace Science and Technology, 2011, vol. 15, no. 2, pp. 125–128.

118. **Arulampalam, M.S., Maskell, S., Gordon, N., and Clapp, T.**, A Tutorial on Particle Filters for Online Nonlinear/Non-Gaussian Bayesian Tracking // IEEE Transactions on Signal Processing, 2002, vol. 50, no. 2, pp. 174–188.
119. **Mehra, R., Seereeram, S., Bayard, S., and Hadaegh, S.**, Adaptive Kalman Filtering, Failure Detection and Identification for Spacecraft Attitude Estimation // Proceedings of the 4th IEEE Conference on Control Applications, 1995, pp. 176–181.
120. **Julier, S.J. and Uhlmann, J.K.**, A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems // International Symposium on Aerospace/Defense Sensing, Simulation and Controls, 1997, vol. 3, pp. 182–193.
121. **Wan, E.A. and Van Der Merwe, R.**, The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation // Technology, 2000, vol. 3, pp. 153–158.
122. **Kok-Lam Lai, Crassidis, J.L., and Harman, R.R.**, In-space Spacecraft Alignment Calibration using the Unscented Filter // Systems Engineering, August 2003.
123. **Crassidis, J.L. and Markley, F.L.**, Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation, Systems Engineering, 2003, vol. 26, no. 4, pp. 536–542.
124. **Doucet, A., and Johansen, A.M.**, A Tutorial on Particle Filtering and Smoothing: Fifteen Years Later // Handbook of Nonlinear Filtering, 2008, pp. 4–6.
125. **Maskell, S. and Gordon, N.**, A Tutorial on Particle Filters for On-Line Nonlinear/Non-Gaussian Bayesian Tracking // IEEE Seminar Digests, 2001, vol. 174:v2-2-v2-2.
126. **Cheng, Y. and Crassidis, Y.L.**, Particle Filtering for Sequential Spacecraft Attitude Estimation // Control, 2004, pp. 892–895.
127. **Ding, G., Zhou, W., Hao, Y. and Cui, G.**, Deterministic Particle Filter Based Transfer Alignment Method for Large Misalignment Angle // International Conference on Mechatronics and Automation, ICMA, 2009, pp. 3387–3392.
128. **Wang, Y., Sun, F., Zhang, Y., Liu, H., and Min, H.**, Central Difference Particle Filter Applied to Transfer Alignment for SINS on Missiles, Aerospace and Electronic Systems // IEEE Transactions on, 2012, vol. 48, no. 1, pp. 375–387.
129. **Kotecha, J.H. and Djuric, P.M.** // Gaussian Particle Filtering, 2003.
130. **Lim, Y.Ch. and Lyoo, J.**, Transfer Alignment Error Compensator Design Using H-infinity Filter // Proceedings of American Control Conference, 2002, vol. 2, pp. 1460–1465.
131. **Fei, Y. and Feng, S.**, Application of H Filtering in the Initial Alignment of Strapdown Inertial Navigation System // Journal of Marine Science and Application, 2005, vol. 4, no. 1, pp. 50–53.
132. **Li, J, Dai, H.-D., Wu, G.-B., and Sun, Y.-Y.**, Pseudo Measurement-Based Rapid Transfer Alignment, Chen, R., Ed. // International Conference in Electrics, Communication and Automatic Control Proceedings, 2012, Springer New York, pp. 703–709.

Abstract. Transfer alignment is the process of initial-izing the navigation sensors of tactical guided munitions launched from a platform. Through this method the misalignment between aligning and aligned body is estimated which facilitates navigation of aligning system during its post ejection course of flight. Measurements provided by navigation sensors of aligning system is noisy compared to that of the launch platform. Thus, excitation of the platform in the form of some deliberate manoeuvre is important in order to discriminate the signal from noise in the available measurement so that the misalignment can be effectively estimated. With advancement of technology, the prerequisites of accurate alignment have changed and with it the algorithms have also undergone continuous transformations. Extensive work has been done on this topic over the years. Here a detailed review of the evolution of transfer alignment problem has been presented. Emphasis is on statistical and algorithmic aspects of the problem rather than time line of work already done. This review provides a general guideline for new entrants to this field and should help practitioners with information regarding trends of research on this topic.

Key words: Transfer Alignment, · Kalman Filter, · Regulator design, · Velocity Matching, · Rapid Transfer Alignment

Материал поступил 26.11.12