

ВАРИАНТ СИЛЬНО СВЯЗАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРИ РЕШЕНИИ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО ОБЪЕКТА

А.А. САНЬКО, М.А. БАСОВ, Т.М. КИЛЕЕВ, Н.Д. КИЛЕЕВА
РПУП «Завод точной электромеханики», г. Минск

Обеспечение заданных уровней точности и качественных показателей надежности предъявляет особые требования к современным и перспективным системам навигации высоко маневренных объектов (ВМО). К числу основных современных бортовых интегрированных систем навигации прежде всего следует отнести инерциальные (*INS*) и спутниковые навигационные системы (*SNS*). *INS* уже давно являются штатным оборудованием используемым для ВМО, но имеют неограниченный рост ошибок определения навигационного решения по времени. *SNS* стали активно использоваться в авиационных приложениях лишь в последнее десятилетие и быстро завоевывают место в штатном составе бортового оборудования [1-3]. Этому способствует, прежде всего их высокая точность, которая для открытого канала составляет 10-15 м. Опыт эксплуатации *SNS* показал, что при многих своих положительных качествах они не могут удовлетворить всем предъявляемым сегодня требованиям по качественным характеристикам, особенно при их подверженности к помехам. Благодаря различной физической природе и различным принципам формирования навигационного алгоритмического обеспечения, спутниковые и инерциальные навигационные системы хорошо дополняют друг друга. Их совместное использование (комплексная навигационная система – КНС) позволяет с одной стороны: ограничить рост погрешностей *INS* и с другой стороны: снизить шумовую составляющую ошибок *SNS*, повысить темп выдачи информации бортовым потребителям, существенно поднять уровень помехозащищенности [1-4].

В настоящее время сложилось представление о возможности КНС в четырех основных вариантах: раздельная схема, слабо связанная схема, сильно связанная схема и глубоко интегрированная схема. Глубоко интегрированная КНС, требует больших вычислительных ресурсов, так как имеет в своем составе интегральный фильтр Калмана на который поступают сигналы с многомерных корреляторов в условиях достаточно быстрых изменений координат и скоростей объекта [1-4]. Практическая реализация глубоко интегрированной КНС, достаточно

сложна так как требует отказа от классического построения приемника основанного на двух этапной обработки сигнала [4]. Таким образом, ставится задача по разработке КНС для ВМО построенной по сильно связанной схеме.

На рис.1, представлен вариант предлагаемой схемы КНС применительно к ВМО. На рис.1, $e_{ij_SNS}, \dot{e}_{ij_SNS}$ – (эфемеридная информация) значения декартовых координат и составляющих вектора линейной скорости относительно Земли, для каждого навигационного спутника НС в проекциях на гринвичские оси, где j – номер спутника, $i = 1 \dots 3$; $\rho_{i_SNS}, \dot{\rho}_{i_SNS}$ – псевдодальности и псевдоскорости выдаваемые SNS; $\rho_{SNS}^{INS}, \dot{\rho}_{SNS}^{INS}$ – оценки псевдодальности и псевдоскорости от ОФК (обобщенный фильтр Калмана).

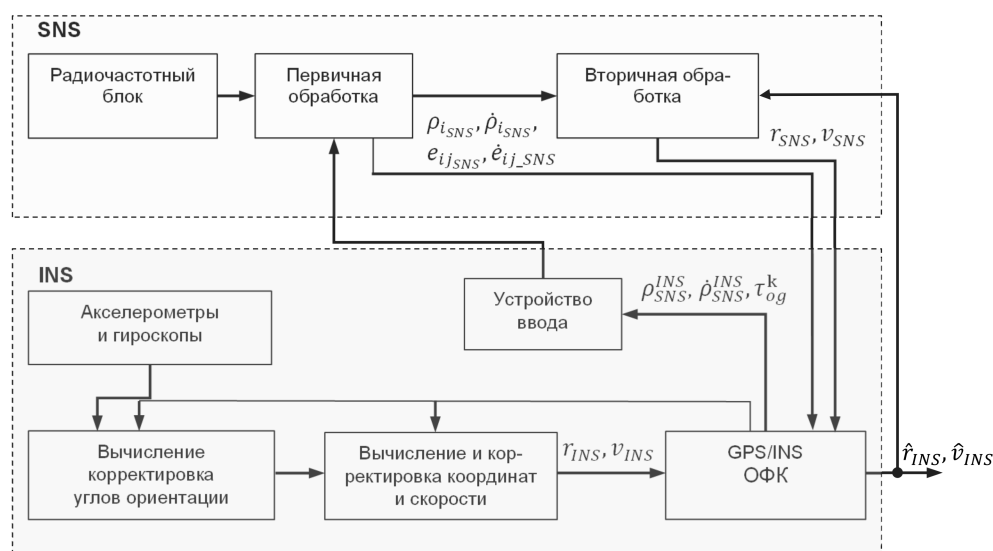


Рисунок 1

В зависимости от состава измерений актуальных на момент коррекции в КНС реализуются следующие информационные режимы работы системы:

- *интегрированный*: коррекция вектора состояния КНС осуществляется по разностным измерениям псевдодальности и псевдоскорости, получаемым от INS и SNS в ОФК (число видимых НС ≥ 4);

- *субинтегрированный*: коррекция вектора состояния КНС осуществляется по разностным измерениям псевдодальности и псевдоскорости переданных от INS и SNS с использованием экстраполяции значений эфемеридной информации от одного или двух ранее наблюдаемых НС и эфемеридной информации от видимых НС (число видимых НС ≤ 2);

– автономный: коррекция вектора состояния КНС осуществляется по разностным измерениям псевдодальности и псевдоскорости с использованием экстраполяции значений эфемеридной информации ранее наблюдаемых НС (число видимых НС = 0).

Блоки вычисления корректив углов ориентации и вычисления корректив координат и скорости работают с частотой 200 Гц с апостериорной оценкой вектора состояния, полученного с использованием спутниковых измерений. Частота коррекции по разностным измерениям INS и SNS – 1 Гц.

Вектор состояния ОФК, имеет вид:

$$X = [\Delta r, \Delta v, \Delta Q, b_a^k, b_w^k, \rho_{SNS}^{INS}, \dot{\rho}_{SNS}^{INS}, \tau_{og}^k],$$

где ΔQ – оценки ошибок ВМО по углам ориентации; $\Delta r, \Delta v$ – оценки ошибок по скоростям и по координатам; b_a^k, b_w^k – смещение нулей акселерометров и ДУС.

Разностные измерения псевдодальности и псевдоскорости, которые обрабатываются в ОФК:

$$\begin{aligned} \rho_{SNS}^{INS} &= (\rho_{jSNS} + \varepsilon_{ei}) - \sum_{i=1}^3 \left(\frac{\partial \rho_{jp}}{\partial e_i} \right) \Delta e_i; \\ \dot{\rho}_{SNS}^{INS} &= (\dot{\rho}_{jSNS} + \varepsilon_{vi}) - \left(\sum_{i=1}^3 \left(\frac{\partial \dot{\rho}_{jp}}{\partial e_i} \right) \Delta e_i + \sum_{i=1}^3 \left(\frac{\partial \dot{\rho}_{jp}}{\partial \dot{e}_i} \right) \Delta \dot{e}_i \right), \end{aligned}$$

где Δe_i и $\Delta \dot{e}_i$ – погрешности INS в выработке декартовых координат и составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в проекциях на гринвичские оси; ε_{ei} и ε_{vi} – дискретный белый шум с известными дисперсиями; $\rho_{jp}, \dot{\rho}_{jp}$ – расчетные значения псевдодальности и псевдоскорости, вычисляемые с использованием данных от INS :

Вычисленные значения $\rho_{SNS}^{INS}, \dot{\rho}_{SNS}^{INS}$ используются для корректировки работы “штатных” контуров слежения приемника SNS за доплеровским смещением частоты и кодом фазы НС. Например, диапазон слежения за доплеровским смещением частоты приемником SNS для ВМО, должен составлять не менее $IF \pm 12$ кГц. При использовании предлагаемой КНС, этот диапазон поиска можно сузить примерно на порядок, см. табл. Это позволит: снизить полосу пропускания контуров, увеличить время накопления сигналов в корреляторах и как следствие снизить их помеховую составляющую.

Таблица 1. Результаты моделирования

$N_{\text{д}} \text{ НС}$	SNR	$IF \pm \Delta f_d, [\text{Гц}]$	$\Delta f_d, [\text{Гц}]$	$\Delta, [\text{Гц}]$	$\Delta^{KHC}, [\text{Гц}]$
3	41	4133400	3000	$IF \pm 12$ кГц	$(IF \pm \Delta f_{dINS})$
22	76	4132400	2000	$IF \pm 12$ кГц	$(IF \pm \Delta f_{dINS})$
21	13	4120400	-10000	$IF \pm 12$ кГц	$(IF \pm \Delta f_{dINS})$
14	21	4127400	-3000	$IF \pm 12$ кГц	$(IF \pm \Delta f_{dINS})$

где SNR – отношение сигнал-шум; IF – промежуточная частота (4,1304 МГц); Δf_d – доплеровский сдвиг несущей частоты НС, вычисленный коррелятором без INS ; Δ – диапазон поиска коррелятора без использования информации от INS ; Δ^{KHC} – расчетный диапазон поиска коррелятора, при использовании информации INS ; Δf_{dINS} – вычисленное значение доплеровского сдвига несущей частоты, при использовании INS .

Заключение. В данной работе представлены результаты исследований по построению сильно связанной навигационной системы для высокоманевренного объекта. Разработан обобщенный фильтр Калмана используемый для оценки разностных измерений от инерциальной и спутниковой систем. Предложен алгоритм работы сильно связанной навигационной системы в условиях частичной потери спутниковой информации для высокоманевренного объекта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Емельянцев Г.И., Степанов А.П., Медведков А.А. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. Учебно-методическое пособие по выполнению лабораторного практикума – СПб: Университет ИТМО, 2018. – 111 с.
2. Г.И. Емельянцев, А.П. Степанов Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова - СПб.: ГНЦ РФ АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2016. - 394 с.
3. Савинов Г.Ф. «Применение оптимальной фильтрации при построении навигационных комплексов», -М.: МАИ, 1980.
4. Shin, E.-H. (2001). Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications. UCGE Reports Number 20156, The University of Calgary, Calgary, Alberta, Canada.