

УДК 629.05

Решение задачи навигации с помощью бесплатформенной инерциальной системы навигации и системы воздушных сигналов

*Мкртчян В.И., студент,
кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана;
специалист отдела разработки инерциальных систем и программного обеспечения,
ООО «ТеКнол», г. Москва, Россия*

*Научный руководитель: Салычев О.С., д.т.н., профессор,
генеральный конструктор, ООО «ТеКнол», г. Москва, Россия
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
bauman@bmstu.ru*

Принцип действия инерциальных навигационных систем (ИНС) предполагает интегрирование линейного ускорения летательного аппарата (ЛА), для которого решается задача навигации [1]. Ускорение ЛА вычисляется на основе показаний акселерометров, измеряющих проекции кажущегося ускорения ЛА \vec{f}_B на свои оси чувствительности. В бесплатформенных ИНС акселерометры жестко соединены с корпусом ЛА таким образом, что оси их чувствительности параллельны строительным осям ЛА. Для правильного вычисления скорости и координат ЛА показания акселерометров в бесплатформенной системе должны быть пересчитаны в платформенную систему координат (СК), которая имитирует гиростабилизированную платформу на борту ЛА, являясь ее математической моделью. Пересчет выполняется с помощью матрицы направляющих косинусов C_B^P , для вычисления которой используются показания трех датчиков угловой скорости (ДУС), каждый из которых измеряет проекцию абсолютной угловой скорости $\vec{\omega}_B$ ЛА на свою измерительную ось. Под проекциями векторов будем понимать проекции на оси, лежащие в плоскости горизонта, либо в плоскости, отклоненной от горизонта на малые углы, обусловленные инструментальными погрешностями и неточностями начальной выставки. В качестве опорного трехгранника (с которым в идеале совпадает платформенный трехгранник) используется географический трехгранник.

Объектом испытаний в данной работе является продукт компании ООО «ТеКнол» – бесплатформенная инерциальная система навигации, использующая в качестве

чувствительных элементов волоконно-оптические датчики угловой скорости и кварцевые акселерометры. Система испытывалась на вертолёте Ми-8, при выполнении полетов по галсам.

Из-за наличия инструментальных погрешностей в интеграторах ИНС с течением времени накапливаются ошибки определения скорости и координат ЛА. Если требуется продолжительное счисление скорости и координат, бесплатформенную ИНС используют в сочетании с внешним источником информации о параметрах движения ЛА. В качестве такого источника может выступать система воздушных сигналов (СВС или ADS (Air Data System)). В данной работе рассматриваются два возможных способа совместного использования бесплатформенной ИНС и СВС.

Рассмотрим первый способ. Проекции ускорения ЛА на оси платформенной СК помимо полезной составляющей содержат ошибку, оценка которой может быть использована в качестве сигнала отрицательной обратной связи. Отрицательная обратная связь реализована математически, но физически она представляет собой дополнительную угловую скорость платформы (управляющую угловую скорость) $\overline{\omega^c}$, благодаря которой платформа занимает угловое положение, соответствующее минимуму ошибки. Для оценки ошибки необходимо ускорение, которое мы считаем эталонным. В качестве такого сигнала можно использовать проекции (на оси платформенного трехгранника) воздушного ускорения – производной от вектора скорости ЛА относительно воздушного потока $\overline{V^{air}}$. Модуль V^{air} вектора скорости можно вычислить, используя СВС. Разница между воздушным ускорением и ускорением ЛА в платформенной СК представляет собой ошибку, которая используется для формирования отрицательной обратной связи. Структурная схема алгоритма с данным видом коррекции приведена на рис. 1, а результат коррекции – на рис.2. Максимальная погрешность счисления пути составляет 1,2 морские мили за час. На рис. 1 через φ и λ обозначены широта и долгота соответственно, через $\overline{\omega^N}$ – абсолютная угловая скорость географического трехгранника, через ϑ и γ – углы тангажа и крена ЛА, а проекции воздушного ускорения на оси E и N географического трехгранника обозначены через a_E^{air} и a_N^{air} соответственно. Поскольку вектор $\overline{V^{air}}$ совпадает с продольной осью ЛА, для получения a_E^{air} и a_N^{air} необходим также истинный курс. Для ИНС среднего класса точности, к которому относится испытываемая система, в качестве истинного курса H_{true} можно использовать курс, вычисляемый из матрицы направляющих косинусов C_B^P по известным формулам [1].

Второй способ сводится к оценке модуля скорости ЛА \vec{V} относительно земной поверхности (другое название – путевая скорость). Известно, что СВС позволяет вычислить модуль скорости летательного аппарата (ЛА) относительно воздуха V^{air} . Тем не менее, скорость \vec{V} представляет собой сумму вектора скорости воздушного потока (скорости ветра) \vec{U} и вектора \vec{V}^{air} . Треугольник скоростей показан на рис. 3, на котором H_{track} – путевого угол, δ – угол сноса.

Испытуемая бесплатформенная ИНС некоторое время τ спустя начала движения ЛА имеет малую ошибку по скорости. Демонстрация этого факта приведена на рис. 4, где показана разница $V_{GNSS}^E - V_{INS}^E$, здесь V_{GNSS}^E – восточная скорость ЛА, полученная от спутниковой навигационной системы (СНС или GNSS (Global Navigation Satellite System)), V_{INS}^E – восточная скорость, обеспечиваемая бесплатформенной ИНС. Этот факт позволяет в течение времени τ произвести оценку проекций U_E и U_N скорости ветра \vec{U} по известным формулам [1]:

$$U_E = V_E^{INS} - V^{air} * \sin(H_{true});$$

$$U_N = V_N^{INS} - V^{air} * \cos(H_{true}).$$

Далее, спустя время τ , вычисление проекций V_E и V_N скорости \vec{V} ведется по формулам:

$$V_E = V^{air} * \sin(H_{true}) + \langle U_E \rangle;$$

$$V_N = V^{air} * \cos(H_{true}) + \langle U_N \rangle,$$

где $\langle U_E \rangle$ и $\langle U_N \rangle$ - значения проекций скорости ветра, оцененные к окончанию промежутка времени τ .

Результат оценки приведен на рис. 5. Максимальная погрешность счисления пути составляет 1,05 морские мили за час. Следует учитывать, при изменении скорости ветра более 2 м/с более надежное решение получается с помощью первого способа, основанного на коррекции ИНС по ускорениям.

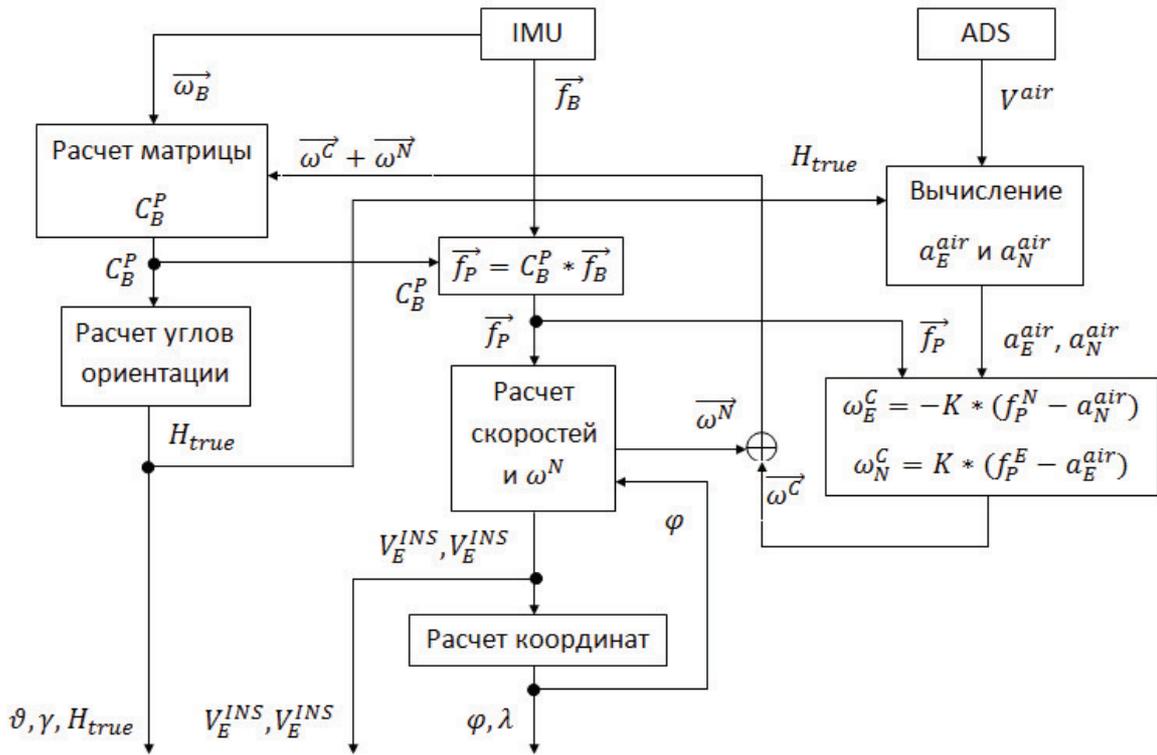


Рис 1. Алгоритм бесплатформенной ИНС, корректируемой с помощью СВС

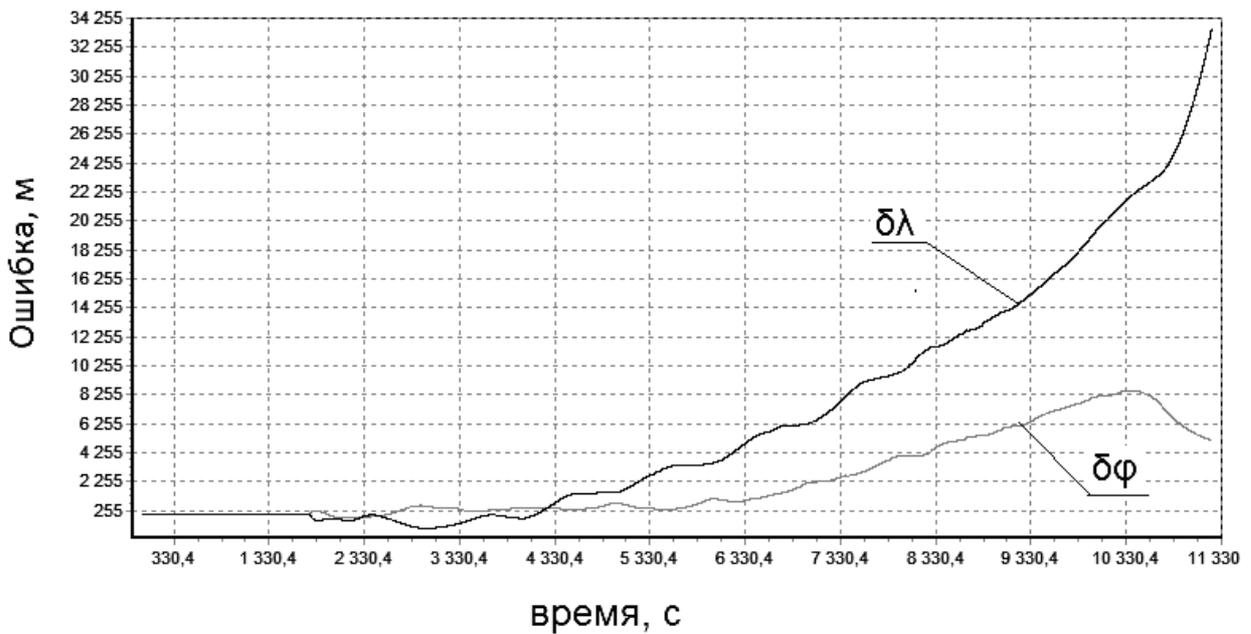


Рис. 2. Ошибки определения координат при коррекции ИНС по ускорениям

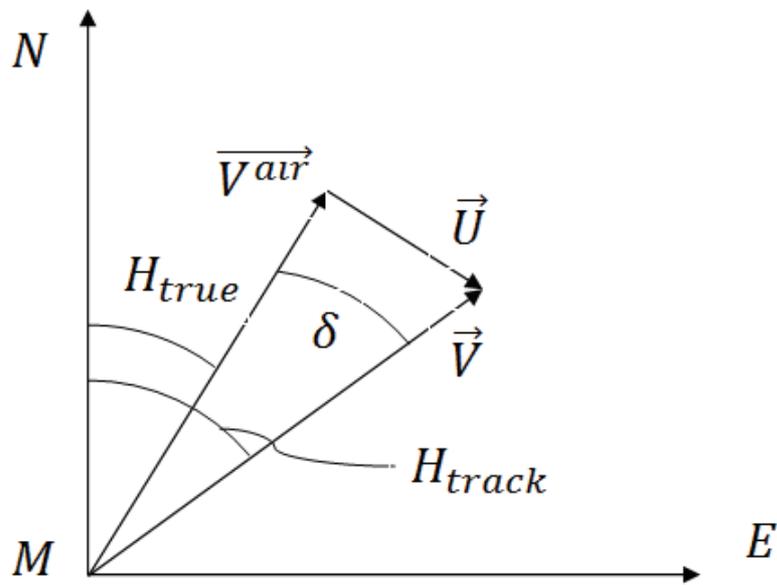


Рис. 3. Треугольник скоростей

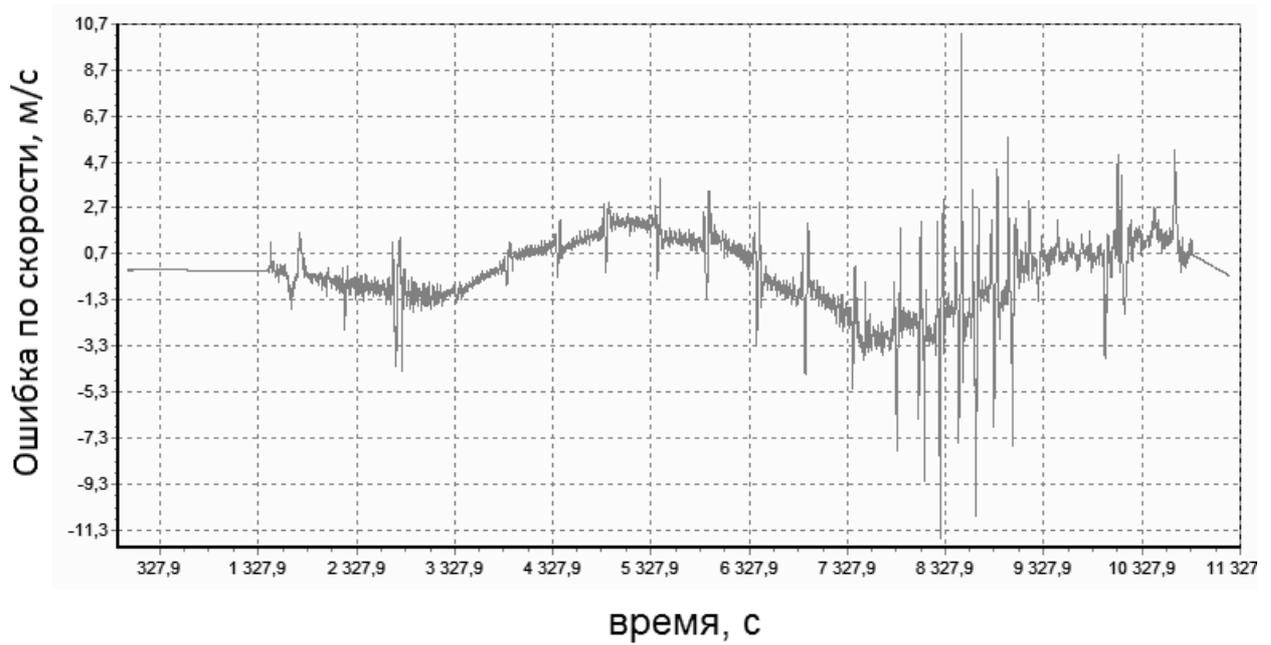


Рис. 4. Ошибка по скорости на примере восточного канала

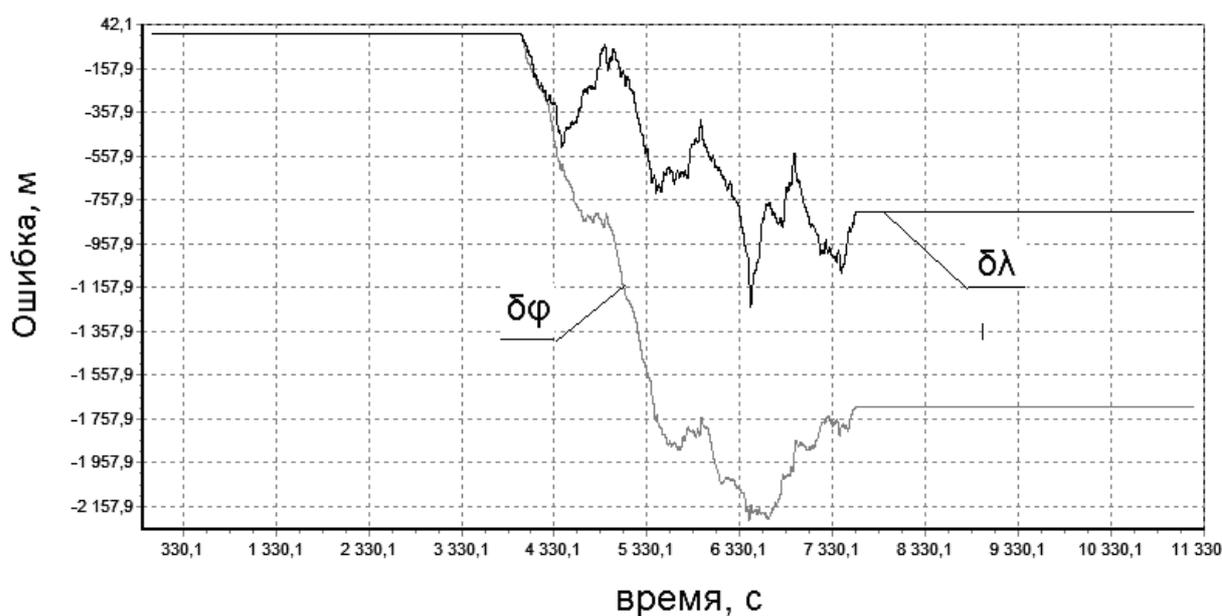


Рис. 5. Ошибки определения координат во втором способе совместного использования бесплатформенной ИНС и СВС

Список литературы

1. Salychev, O.S., Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions, Moscow: Bauman MSTU Press, 2004.
2. Salychev, O.S., MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality, Moscow: Bauman MSTU Press, 2012.
3. Терешков В.М. Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: Дисс... канд. техн. наук: 05.11.03. – М., 2011. – 133 с.
4. Солодовников В.В., Плотников В.Н., Яковлев А.В. Теория автоматического управления техническими системами. – М.: Изд-во МГТУ, 1993. – 492 с.
5. Titterton D.H., Weston J.L., Strapdown Inertial Navigation Technology, 2nd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2009.
6. C/C++. Программирование на языке высокого уровня / Т.А. Павловская. – СПб.: Питер, 2013. – 461 с.: ил.