

Using an IMU Array for cycle slip detection and repair

Artem Novichkov¹, Ilya Goncharov¹

¹Bauman Moscow State Technical University

27 September 2021

Содержание

- 1 Введение
- 2 IMU Cluster
- 3 Оценка выходных погрешностей
- 4 Интеграция ИНС/ГНСС
- 5 Сравнение кластера и аналогичного по характеристикам IMU

Аннотация

Текст аннотации

1 Введение

Режимы PPP и RTK являются одними из наиболее точных режимов позиционирования на сегодняшний день и позволяют определять позицию с миллиметровой точностью путем обработки фазовых измерений спутниковой навигационной системы. RTK нашел широкое практическое применение в различных областях: геодезия, сельское хозяйство, строительство. Не смотря на это, задача позиционирования в условиях прерывания слежения за фазой радионавигационного сигнала до сих пор является актуальной и ее решение востребовано на практике, особенно в условиях городской застройки.

В данной работе рассматривается бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) на базе кластерного блока чувствительных элементов из четырех микромеханических инерциальных блоков MPU6050, проводится анализ выходных погрешностей, рассматривается вариант интеграции БИНС со спутниковым навигационным приемником для поиска и исправления скачков фазовых измерений.

2 IMU Cluster

В настоящее время широкое распространение получили блоки инерциальных чувствительных элементов (БЧЭ) на базе MEMS-технологии. Их основными преимуществами являются: низкая стоимость, малые массогабаритные характеристики и низкое энергопотребление. Однако подобные приборы обладают низкой точностью: нестабильность нуля у гироскопов единицы-десятки градусов в час, а у акселерометров сотые-десятые доли милли-g.

Одним из путей повышения точности микромеханических БЧЭ является объединение их в массив (кластер). [ссылки на работы по кластеру]. Кластерные бчэ позволяют уменьшить шум в информационном сигнале в \sqrt{N} раз, где N - количество отдельных используемых бчэ. [ссылка]

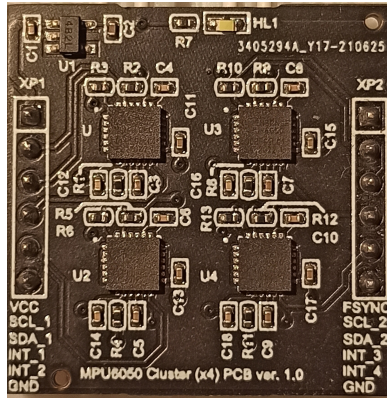


Рис. 1: Печатная плата с кластерным БЧЭ

Для проверки и исследования погрешностей кластерного БЧЭ разработана печатная плата (Рис. 10).

В состав разработанного кластерного БЧЭ входят шестиосные датчики фирмы InvenSense MPU6050 (трехосный акселерометр и трехосный датчик угловых скоростей). Данные БЧЭ были выбраны вследствие их наибольшей распространенности и доступности. Каждый из MPU6050 располагается на печатной плате в вершинах квадрата со стороной 10 мм. Кроме того, они установлены так, чтобы соответствующие оси чувствительности каждого датчика были параллельны между собой.

Для записи данных с чувствительных элементов в составе MPU6050 были использованы следующие характеристики: диапазон измеряемых угловых скоростей ± 500 °/s; диапазон измеряемых линейных ускорений $\pm 4g$. Съем информации с датчиков производился на частоте 100 Гц. Данные параметры были выбраны в предположении установки разрабатываемого устройства на маломаневренных, наземных объектах.

Для калибровки и оценки смещения нуля и его дрейфа от запуска к запуску были проведены записи данных в шести положениях (Pos. 1 - Z↑, Pos.2 - Z↓, Pos. 3 - X↑, Pos.4 - X↓, Pos. 5 - Y↑, Pos.6 - Y↓). Для каждого из положений производилось по три запуска, по итогам которых рассчитывались оцениваемые параметры. Результаты измерений для акселерометров по соответствующим осям одного из БЧЭ сведены в таблицу (1) (для остальных БЧЭ полученные величины отличались незначительно).

Таблица 1: Смещение нуля и дрейф от запуска к запуску акселерометров MPU6050

Position	Axis	Mean, g	RTR, mg
Pos.1	X	0.0686	0.068
	Y	-0.0250	0.06
	Z	1.0199	0.2413
Pos.2	X	0.0541	0.0943
	Y	-0.0086	0.0501
	Z	-1.0121	0.2652
Pos.3	X	1.0567	0.1836
	Y	-0.0246	0.0878
	Z	0.0028	0.1113
Pos.4	X	-0.9377	0.1664
	Y	-0.0045	0.0966
	Z	-0.00004	0.2716
Pos.5	X	0.0486	0.0729
	Y	-1.0271	0.0152
	Z	-0.0071	0.2099
Pos.6	X	0.0731	0.2276
	Y	0.9929	0.1313
	Z	0.0171	0.2973

Аналогичные результаты измерений представлены для гироскопов MPU6050 по соответствующим осям (Таблица (2)).

Исходя из полученных значений, можно сделать вывод, что дрейф от запуска к запуску для акселерометров ($\max \approx 0.3$ mg) и гироскопов ($\max \approx 70$ °/h) невелик. Это значит, что полученные оценки смещений

Таблица 2: Смещение нуля и дрейф от запуска к запуску гироскопов MPU6050

Position	Axis	Mean, °/s	RTR, °/h
Pos.1	X	-1.0739	44.8406
	Y	-1.0022	17.3611
	Z	1.2711	22.4487
Pos.2	X	-1.0246	59.2236
	Y	-0.9897	15.8603
	Z	1.2628	27.1911
Pos.3	X	-1.0122	66.8934
	Y	-0.9913	16.7310
	Z	1.2515	34.0154
Pos.4	X	-1.0254	17.4720
	Y	-0.9991	7.7416
	Z	1.2946	12.8763
Pos.5	X	-1.0106	13.5531
	Y	-0.9849	3.7527
	Z	1.2519	7.4237
Pos.6	X	-1.0095	1.7701
	Y	-0.9878	12.9651
	Z	1.2655	19.6326

нуля можно использовать для калибровки БЧЭ при дальнейшей работе.

Также была проведена оценка шумовых характеристик микромеханических чувствительных элементов в составе MPU6050 по методу вариации Аллана. [IEEE 1431-2004, IEEE 1293-2018] Для этого данные были записаны в течение одного часа в Pos. 1. На рисунке 2 продемонстрированы результаты расчета девиации Аллана акселерометров по оси чувствительности Y. График с точками в виде ромбов отражает расчет девиации Аллана для кластерного БЧЭ. Расположение данного графика ниже остальных подтверждает уменьшение шума в сигнале кластерного БЧЭ по сравнению с сигналом единичного БЧЭ.

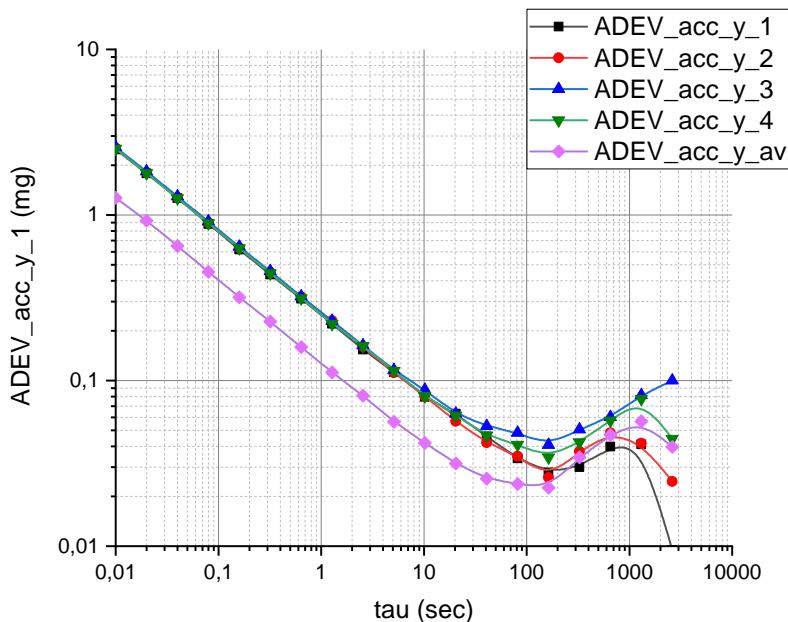


Рис. 2: Девиация Аллана акселерометров по оси Y

В таблицах 3 and 4 представлены численные значения оценок Bias instability and Velocity Random Walk for accelerometers.

Ось	IMU_1	IMU_2	IMU_3	IMU_4	Cluster
X	0.0467	0.0409	0.0417	0.0417	0.0264
Y	0.0278	0.0259	0.0409	0.0344	0.0225
Z	0.0764	0.0704	0.0714	0.0692	0.0472

Таблица 3: Нестабильность смещения нуля акселерометров MPU6050, mg

Ось	IMU_1	IMU_2	IMU_3	IMU_4	Cluster
X	0.24014	0.22564	0.24332	0.24124	0.11715
Y	0.22065	0.23029	0.22929	0.22040	0.11211
Z	0.35402	0.35872	0.36701	0.37358	0.18599

Таблица 4: Velocity random walk (VRW) of accelerometers MPU6050, mg/ \sqrt{Hz}

Полученные результаты подтверждают гипотезу, что шумовые характеристики сигнала для акселерометров кластерного БЧЭ в $\approx \sqrt{4} = 2$ раза меньше по сравнению с характеристиками каждого из акселерометров по отдельности.

Аналогичные оценки шума были проведены и для гироскопов в составе кластерного БЧЭ. На рисунке 3 представлены девиации Аллана гироскопов по оси чувствительности Y. График девиации Аллана для сигнала, полученного путем усреднения данных по четырем сигналам гироскопов (diamond) также располагается ниже графиков для каждого из гироскопов по отдельности.

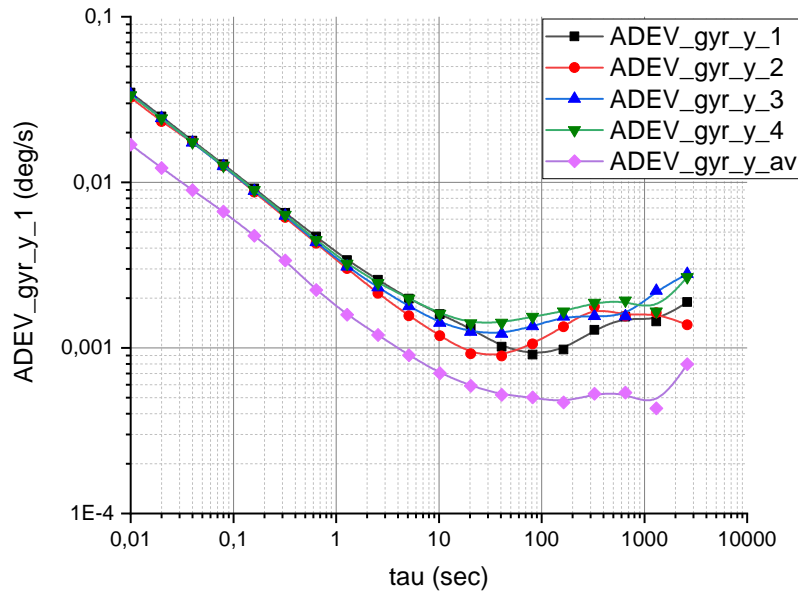


Рис. 3: Девиация Аллана гироскопов по оси Y

В таблицах 5 and 6 собраны численные значения оценок Bias instability and Angular Random Walk for gyroscopes.

Полученные характеристики для кластерного сигнала гироскопов также в ≈ 2 раза меньше величин для каждого из гироскопов по отдельности.

Таким образом, изготовленный макет подтвердил свойства кластерных БЧЭ, позволяя улучшить параметры, используемых MPU6050 в ≈ 2 раза.

Таблица 5: Нестабильность смещения нуля гироскопов MPU6050, °/h

Ось	IMU_1	IMU_2	IMU_3	IMU_4	Cluster
X	4.644	3.553	3.780	4.327	2.416
Y	3.272	3.215	4.370	5.087	1.685
Z	3.740	2.696	3.503	2.693	1.580

Таблица 6: Angular random walk (ARW) of gyroscopes MPU6050, °/√hr

Ось	IMU_1	IMU_2	IMU_3	IMU_4	Cluster
X	0.2022	0.1872	0.2382	0.2010	0.1044
Y	0.2028	0.1812	0.1854	0.1938	0.0954
Z	0.1638	0.2106	0.1884	0.1944	0.0972

3 Оценка выходных погрешностей

Для оценки точности автономной работы БИНС на базе кластерного блока чувствительных элементов были использованы уравнения ошибок автономной работы ИНС. Данные уравнения учитывают медленно изменяющуюся составляющую ошибки, не зависящую от горизонтального ускорения объекта. Нестационарные погрешности, зависящие от ускорения и обусловленные погрешностью масштабных коэффициентов акселерометров, представляют собой высокочастотную ошибку, модулирующую медленно изменяющуюся шулеровскую, не учитываются в данной модели.

Для связи выходных параметров ИНС (крен, тангаж, курс, широта, долгота) использованы следующие зависимости:

$$\begin{aligned} \Phi_x(t) = \Phi_x(0) \cos \nu t - U \cos \phi \frac{\sin \nu t}{\nu} \Phi_z(0) - \frac{\sin \nu t}{\nu R} \delta V_y(0) + \frac{\sin \nu t}{\nu} \xi_x - \\ U \cos \phi \frac{1 - \cos \nu t}{\nu^2} \xi_z - \frac{1 - \cos \nu t}{\nu^2 R} B_y(0) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \Phi_y(t) = \Phi_y(0) \cos \nu t + \frac{\sin \nu t}{\nu R} \delta V_x(0) + \frac{\sin \nu t}{\nu} \xi_y + \\ \frac{1 - \cos \nu t}{\nu^2 R} B_y(0) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \Phi_z(t) = \Phi_x(0) U \cos \phi t + \Phi_y(0) \operatorname{tg} \phi + \frac{\operatorname{tg} \phi \sin \nu t}{\nu R} \delta V_x(0) - \\ (t - \frac{\sin \nu t}{\nu}) \operatorname{tg} \phi \xi_y + \operatorname{tg} \phi \frac{1 - \cos \nu t}{\nu^2 R} B_x(0) + \\ \Phi_z(0) + \xi_z t \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \delta V_e(t) = -\Phi_y(0) R \sin \nu t + \delta V_x(0) \cos \nu t - \xi_y R (1 - \cos \nu t) + \\ \frac{\sin \nu t}{\nu} B_x(0) \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \delta V_n(t) = -\Phi_x(0) R \sin \nu t + \delta V_y(0) \cos \nu t + \xi_x R (1 - \cos \nu t) + \\ \frac{\sin \nu t}{\nu} B_y(0) \end{aligned} \quad (5)$$

$$\lambda(t) = \int \frac{\delta V_e(t)}{R \cos \phi} dt \quad (6)$$

$$\phi(t) = \int \frac{\delta V_n(t)}{R \cos \phi} dt \quad (7)$$

где $\nu = \sqrt{\frac{g}{R}}$ - шулеровская частота колебания;
 $B_x(0), B_y(0)$ - смещения нулей акселерометра;

ξ_x, ξ_y, ξ_z - дрейф гироскопа;

Для оценки остаточной случайной составляющей погрешности акселерометра и гироскопа, с целью использования данных значений в уравнениях (1) – (7) проведена запись показаний чувствительных элементов на протяжении 2-ух часов. По результатам измерений построены графики девиации Аллана.

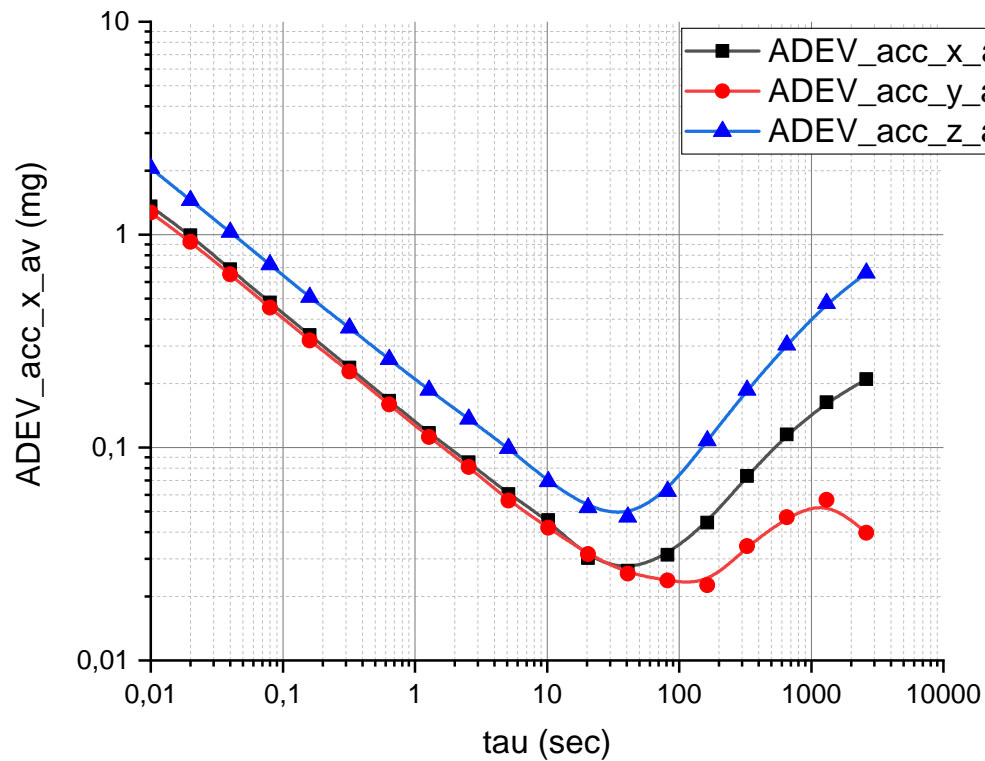


Рис. 4: График девиации Аллана

Полученный график Рис.4 девиации Аллана позволяет оценить остаточную случайную погрешность, которая будет присутствовать в выходных данных показаний акселерометров в составе кластерного инерциального измерительного блока. Исходя из уравнений (1) – (7) остаточная погрешность акселерометра не вносит существенный вклад в ошибку определения выходных координат. Данная ошибка будет влиять исключительно на расчет пространственной ориентации.

Ниже представлены графики изменения ошибки определения угла тангажа и крена в течение 5 секунд автономной работы кластерной инерциальной навигационной системы.

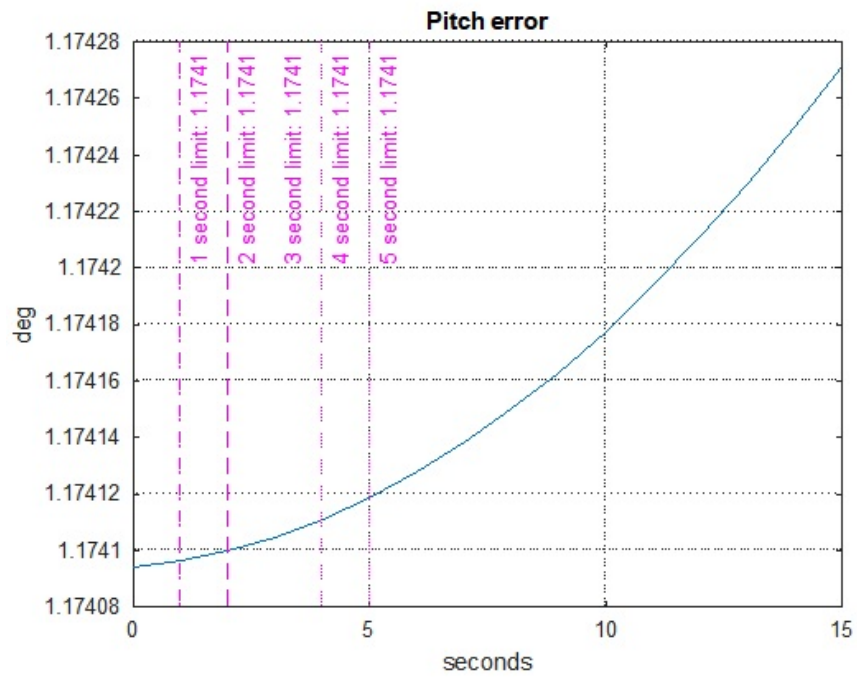


Рис. 5: Изменение ошибки в определении тангажа

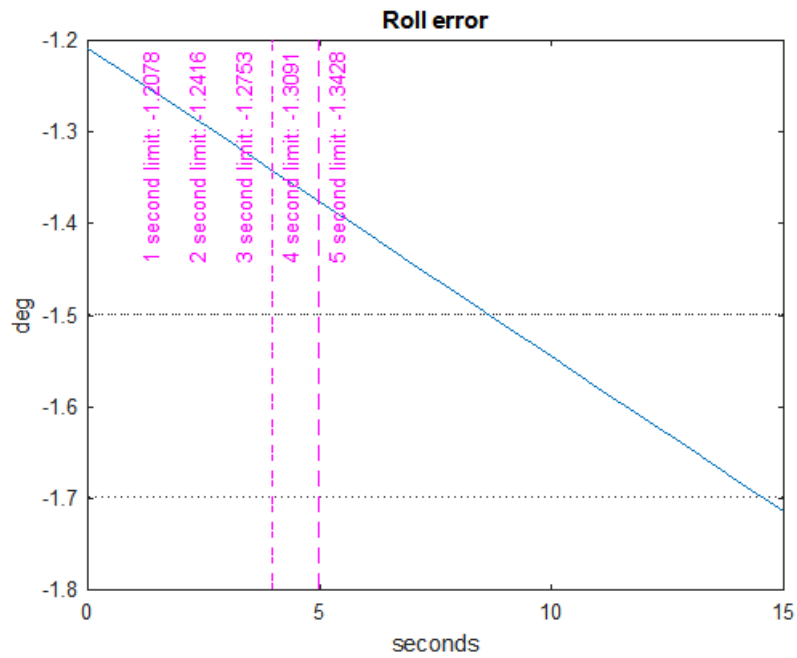


Рис. 6: Изменение ошибки в определении крена

Дрейф гироскопов является основной составляющей ошибки определения координат в процессе автономной работы ИНС. Поэтому основной задачей исследования точности чувствительных элементов был анализ остаточных погрешностей гироскопов. Из графика (Рис.7) видно, что значение дрейфа на интервале осреднения 0.01 с. не превышает 0.03375 °/с

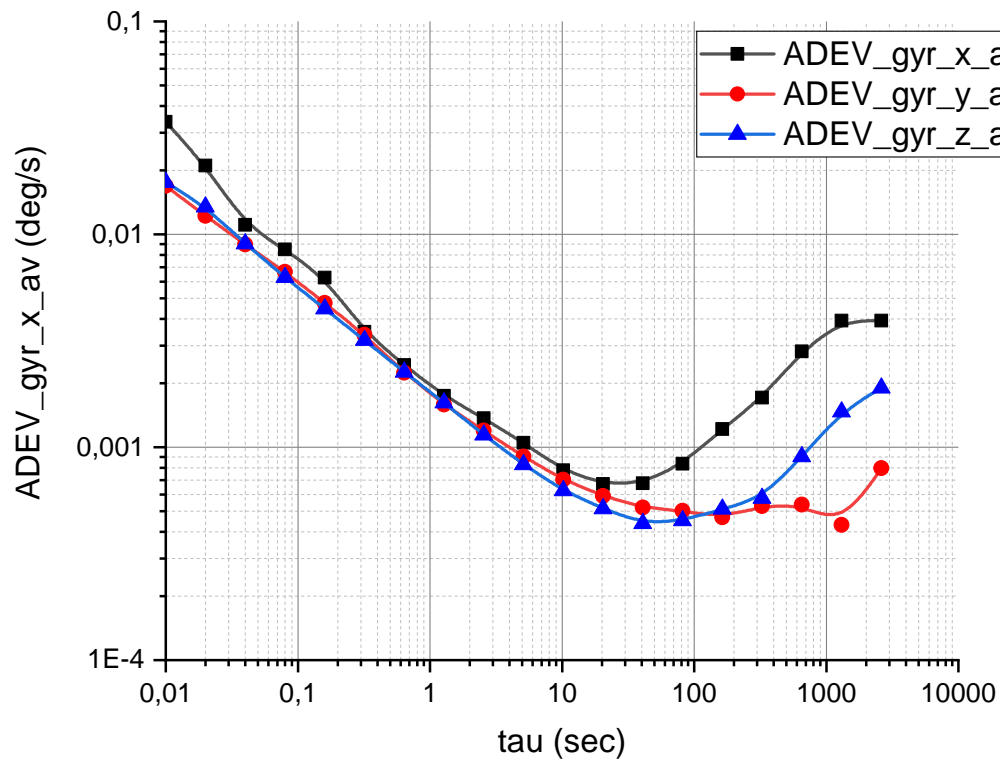


Рис. 7: График девиации Аллана

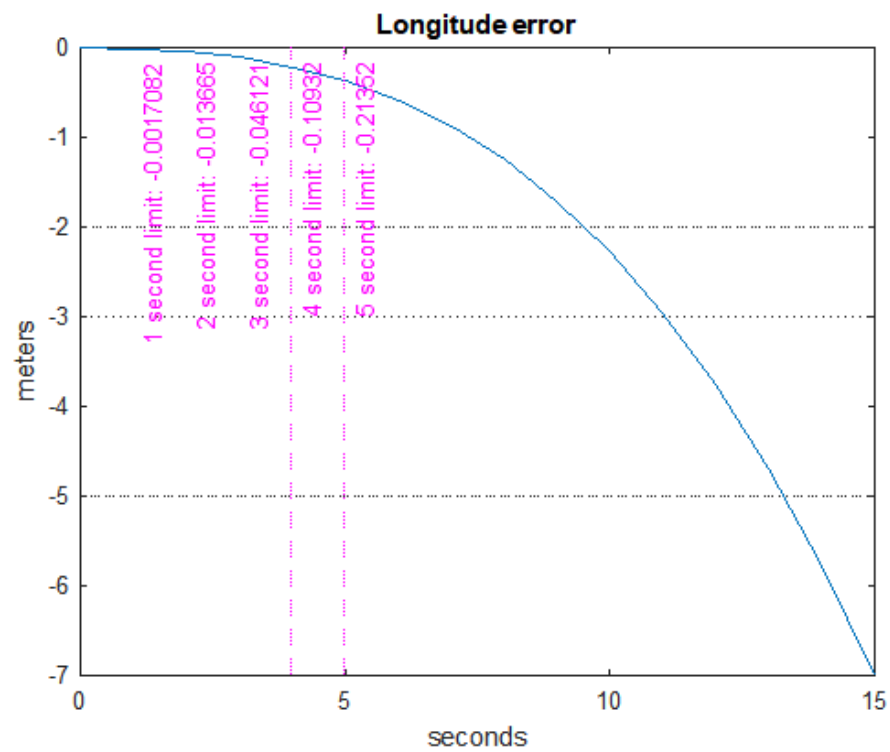


Рис. 8: График изменения ошибки в определении долготы места

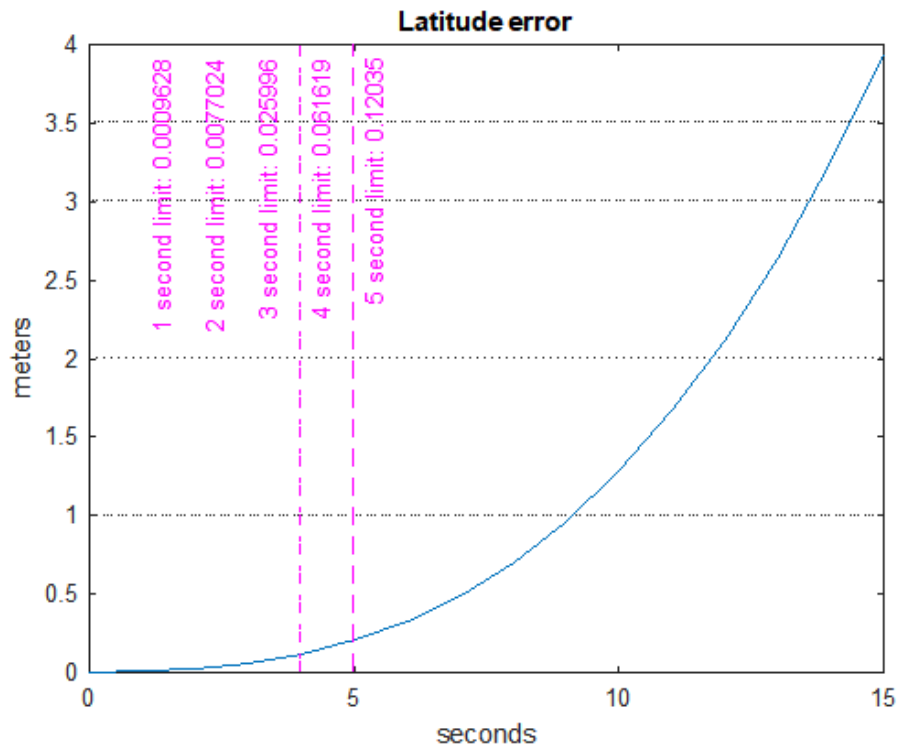


Рис. 9: График изменения ошибки в определении широты места

4 Интеграция ИНС/ГНСС

Основной целью интеграции кластерного инерциального блока с навигационным приемником является повышение надежности и точности решения. Для обеспечения максимальной надёжности интегрированного алгоритма позиционирования необходимо воспользоваться соответствующей схемой интеграции двух систем. В данной работе используется OEM плата спутникового навигационного приемника компании NTLab. Данная плата позволяет пользователю получить доступ к срезу кодовых и фазовых измерений на текущую эпоху. Таким образом, тесная схема интеграции ИНС и СНС, которая предполагает использование псевдодальностей СНС и псевдодальности ИНС, видится наиболее оптимальным вариантом.

На рисунке (Рис. 10) представлена схема тесной интеграции БИНС на базе кластерного чувствительного элемента и спутникового навигационного приемника.

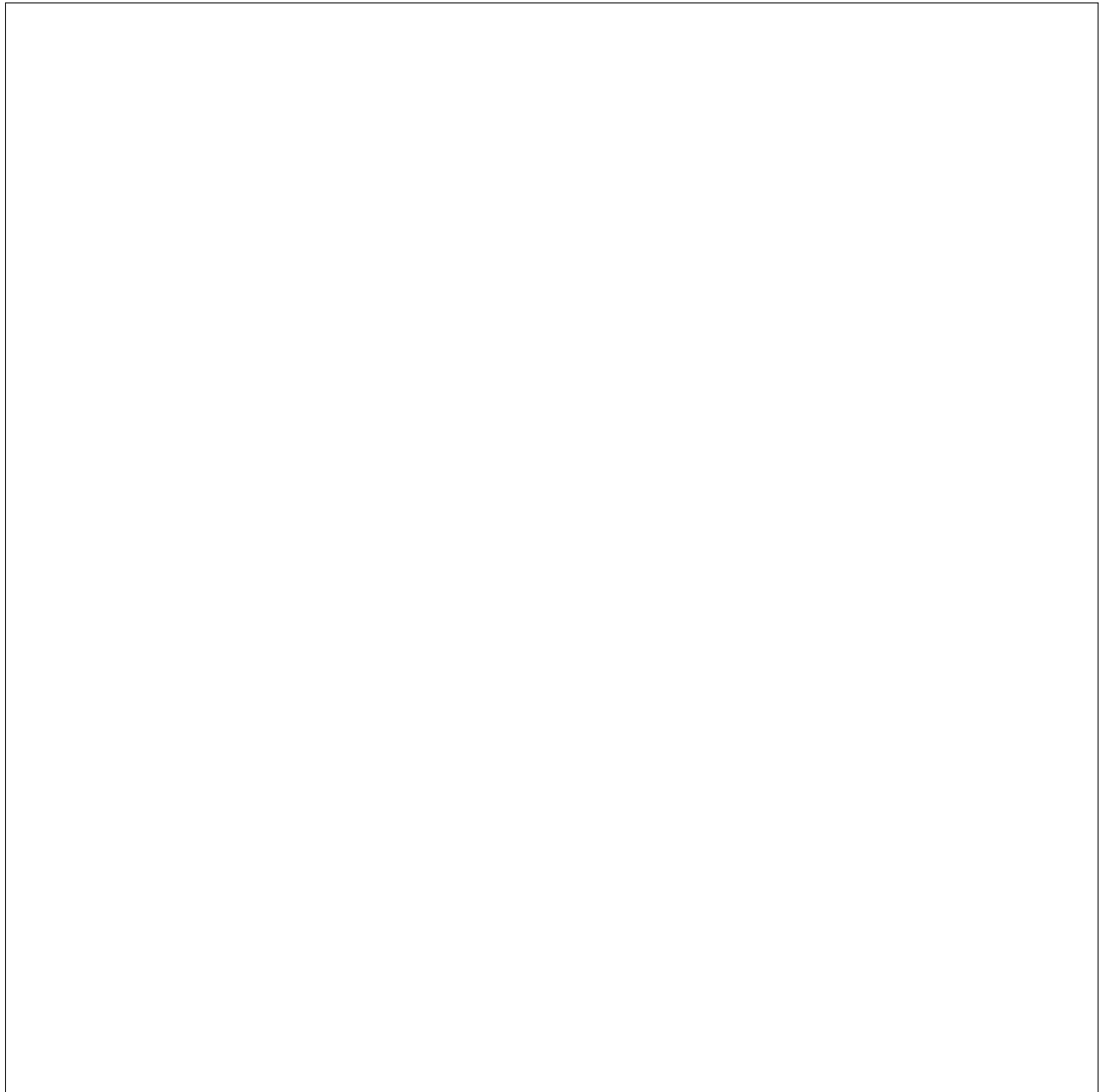


Рис. 10: Схема интеграции ИНС/ГНСС

Алгоритм БИНС представлен системой уравнений:

$$\begin{aligned}
C_b^e(+) &= C_b^e(-)C_{b+}^{b-} - \Omega_e C_b^e(-)\tau_{ins} \\
C_{b+}^{b-} &= I_3 + \sin \alpha (\alpha \times) / \alpha + (1 - \cos \alpha) (\alpha \times)^2 / \alpha^2 \\
\alpha &= \omega \tau_{ins}, \alpha = \|\alpha\|
\end{aligned} \tag{8}$$

$$\begin{aligned}
v_{ins}(+) &= v_{ins}(-) + (f_e + g(r_{ins}(-) - 2\Omega_e v_{ins}(-)))\tau_{ins} \\
f_{ins} &= (C_b^e(-)C_b^e(+))f/2
\end{aligned} \tag{9}$$

$$r_{ins}(+) = r_{ins}(-) + (v_{ins}(-) + v_{ins}(+))\tau_{ins}/2 \tag{10}$$

Вектор состояния, подлежащий оцениванию:

$$x = (\delta\psi_{ins}^T, \delta r_{ins}^T, \delta v_{ins}^T, b_a^T, b_g^T)^T \tag{11}$$

где:

$\delta\psi_{ins}$ - ошибка определения ориентации;
 δr_{ins} - ошибка определения координат;
 δv_{ins} - ошибка определения скорости;
 δv_{ins} - смещение нуля акселерометров;
 b_g - дрейф гироскопов;

Для схемы тесной интеграции модель измерений представлена следующим образом:

$$h(\hat{x}) = (h_p(\hat{x})^T, h_{\dot{p}}(\hat{x})^T)^T \tag{12}$$

$$\begin{aligned}
h_p(\hat{x}) &= \begin{pmatrix} \rho_r^{12} - cdT^{12} \\ \rho_r^{13} - cdT^{13} \\ \vdots \\ \rho_r^{1m} - cdT^{1m} \end{pmatrix}, h_{\dot{p}}(\hat{x}) = \begin{pmatrix} \dot{\rho}_r^{12} - cd\dot{T}^{12} \\ \dot{\rho}_r^{13} - cd\dot{T}^{13} \\ \vdots \\ \dot{\rho}_r^{1m} - cd\dot{T}^{1m} \end{pmatrix} \\
H(\hat{x}) &= \frac{\partial h(x)}{\partial x} \Big|_{x=\hat{x}} = \begin{pmatrix} 0 & -DE & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -DE & 0 & 0 \end{pmatrix}
\end{aligned} \tag{13}$$

Матрица обновления состояния системы:

$$F_k^{k+1} = \begin{pmatrix} I_3 - \Omega_e \tau_r & 0 & 0 & 0 & \hat{C}_b^e \tau_r \\ 0 & I_3 & I_3 \tau_r & 0 & 0 \\ -(\hat{C}_b^e f \times) \tau_r & 0 & I_3 - \Omega_e \tau_r & \hat{C}_b^e \tau_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_3 \end{pmatrix} \tag{14}$$

Разрешая данные уравнения на каждом такте работы фильтра Калмана, мы получим оценку вектора состояния из уравнения 11. Оценка данного вектора затем будет использована в качестве модели динамики объекта, чьи координаты подлежат оцениванию в фильтре RTK.

Рассмотрим этап прогноза фильтра Калмана для оценки приращений позиции в режиме RTK:

$$\begin{aligned}
\hat{r}_{r,k+1}(-) &= \hat{r}_{r,k}(+) + (\hat{v}_{ins/gps,k+1} + \hat{v}_{ins/gps,k})\tau_r/2 \\
\hat{v}_{r,k+1}(-) &= \hat{v}_{ins/gps,k+1} \\
P_{k+1} &= F_k^{k+1} P_k(+) F_k^{k+1T} + Q_k^{k+1}
\end{aligned} \tag{15}$$

$$F_k^{k+1} = \begin{pmatrix} I_3 & & & \\ & 0 & & \\ & & I_{m-1} & \\ & & & I_{m-1} \end{pmatrix}$$

$$Q_k^{k+1} = \begin{pmatrix} P_{\nu-ins/gps,k+1} \tau_r & & & \\ & P_{\nu-ins/gps,k+1} & & \\ & & 0 & \\ & & & 0 \end{pmatrix}$$

Как видно из уравнения 15 для априорной оценки приращения координат используются оценки скорости, полученные из алгоритма тесной интеграции СНС и БИНС. Это позволяет создать более детерминированную модель движения объекта и, как следствие, повысить точность оценивания фильтра.

Таким образом, анализируя невязки, рассчитанные с учётом реальной динамики объекта, оцененной при помощи БИНС:

$$\nu = y_k - h(\hat{x}_k(-)) \quad (16)$$

и воспользовавшись критерием:

$$\nu_i^2 > nq_{i,\nu} \quad (17)$$

мы ожидаем повысить процент детектирования скачков в фазовых измерениях.

5 Сравнение кластера и аналогичного по характеристикам IMU

Я считаю, что было бы круто сравнить данный кластер со схожим по характеристикам IMU, так как я в abstract писал, что у нас COST-EFFECTIVE решение.

Список литературы

[1] Author1 Article1