

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ

ФН-12. Магистры - 3 семестр

Семинар 16. ПРИМЕНЕНИЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Использование фильтра Калмана в системах навигации

Навигация (лат. *navigo* плыву на судне) — система, предназначенная для определения местоположения (географических координат) и параметров движения различных подвижных объектов (например, транспортных средств) относительно выбранной неподвижной системы координат.

Навигационная система (НС) — совокупность приборов, алгоритмов и программного обеспечения, позволяющих произвести ориентирование объекта в пространстве.

В навигационный комплекс могут входить сложные спутниковые НС (GPS и ГЛОНАСС), и датчики (например, IMUs), для определения географических координат объекта или его местоположение относительно иных объектов.

НС включают инерциальную НС (ИНС, INS). Оси x и y находятся в экваториальной плоскости (ИНС система не участвует во вращении Земли).

Inertial measurement units (IMUs) — инерциальный измерительный блок (ИИБ). Блок содержит микромеханические вибрационные гироскопы-акселерометры с электродами возбуждения колебаний и съема информации с чувствительных элементов и датчик температуры.

Инерциальные навигационные системы : это точные автоматические устройства, основанные на применении измерителей ускорений (акселерометров), стабилизаторов для удержания акселерометров в определенном положении относительно инерционной системы координат (ИСК), счетно-решающих устройств для вычисления местоположения подвижных объектов и указывающих приборов.

ИНС по способу определения координат местонахождения относятся к системам счисления пути. Они используются для решения следующих навигационных задач:

непрерывного измерения с помощью акселерометров ускорений центра масс под действием активных (негравитационных) сил;

моделирования навигационных систем координат (НСК);

вычисления составляющих скорости путем однократного интегрирования и координат местонахождения центра масс путем двухкратного интегрирования измеренных ускорений.

ИНС — точные автоматические устройства, основанные на акселерометров, стабилизаторов для удержания акселерометров в определенном положении относительно инерционной системы координат (ИСК), счетно-решающих устройств для вычисления местоположения подвижных объектов и указывающих приборов.

ИНС используются для решения следующих задач:

- 1) непрерывного измерения с помощью акселерометров ускорений центра масс под действием активных (негравитационных) сил;
- 2) моделирования навигационных систем координат (НСК);
- 3) вычисления составляющих скорости путем однократного интегрирования и координат местонахождения центра масс путем двухкратного интегрирования измеренных ускорений.

Погрешности ИНС (ошибки измерения): систематические и случайные. Систематические ошибки являются известными функциями и могут быть компенсированы.

Случайные ошибки:

- 1) ошибки определения местоположения;
- 2) ошибки определения составляющих скорости;
- 3) угловые ошибки, пересчитанные из системы координат ИНС в инерциальную СК, формируемую в вычислительном устройстве;

Выходные данные ИИБ (IMU): положение, скорость, и позиция (или ориентация) объекта полученных в результате интегрирование измеренных ускорений и угловых скоростей.

Если ИИБ (IMU) оборудован абсолютным датчиком ориентации (магнитометр или датчик наклона), информацией об ориентации тела относительно других систем координат не располагает.

Для преобразование измерений в другие системы координат в блоке вводится набор начальных условий и средства интегрирование.

Результат. Отсутствие абсолютной информации об ориентации, скорости или положении объекта, интеграция угловых скоростей приведет к дрейфующей ориентации, двойная интеграция ускорений дрейф в положении и скорости.

ориентация используется при вычислении положения с помощью преобразований координат, так что любая ошибка в ориентации также распространяется на компоненты скорости и положения в новой системе координат.

Системы координат:

– Связанная с объектом система координат $\{B\}$, начало находится в центре масс объекта, используется для анализа движения объектов, состоит из продольной OX , поперечной OZ и вертикальной осей OY , которые проходят через центр масс движущегося объекта.

– Нормальная земная система координат $\{EC EF\}$ (правая ортогональная система координат $O_0X_gY_gZ_g$, которая жестко связана с Землей, начало находится $(0, 0, 0)$ определяется как центр масс Земли, Ось X пересекает сферу Земли на широте 0° (экватор) и долготе 0° (меридиан в Гринвиче), ось z проходит через истинный север. Углы ориентации нормальной земной системе координат:

угол рыскания (ψ) — угол между осью OX_g и проекцией оси OX на горизонтальную плоскость X_gOZ_g ;

угол тангажа (θ) — угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью X_gOZ_g ;

угол крена (γ) — угол между поперечной осью OZ и горизонтальной плоскостью X_gOZ_g .

– Навигационная система координат $\{N\}$, аналогична $\{ECEF\}$, локальная, движется вместе с объектом по поверхности Земли, ортогональная ось направлена вниз к центру Земли. СК $\{N\}$ учитывает силы Кориолиса и центростремительное ускорение. Оси координат: N – север, E – восток, D – вниз (north, east, down – NED). Точка начала системы координат для каждой локальной зоны определяется как пересечением экватора и центрального меридиана зоны. Координата E – расстояние на карте от центрального меридиана. Координата N – расстояние на карте от экватора.

– Инерциальная система координат $\{I\}$, правая прямоугольная декартова система координат, зафиксирована в пространстве, выровнена с центром земли, начало которой помещено в некоторой точке пространства, либо перемещается с постоянной скоростью, а направление осей относительно звезд неизменно.

Они используются для решения следующих навигационных задач: непрерывного измерения с помощью акселерометров ускорений центра масс под действием активных (негравитационных) сил; моделирования навигационных систем координат (НСК); вычисления составляющих скорости путем однократного интегрирования и координат местонахождения центра масс путем двукратного интегрирования измеренных ускорений. в $\{I\}$ преобразуется скорость движения объекта.

– Географическая (геодезическая) система $\{G\}$ (мировая геодезическая система (WGS-84)), система координат, в которой положение объекта в трехмерном пространстве описывается геодезическими широтой, долготой и высотой.

В ГСК положение точки определяется как положение точки на поверхности эллипсоида вращения (геодезическими широтой и долготой) и высотой.

Широта — угол заключенный между плоскостью экватора и направлением из центра сферы в данную точку.

Долгота — двугранный угол между плоскостью меридиана ($0^\circ - 180^\circ$), проходящего через данную точку, и плоскостью начального нулевого меридиана.

Высота — величина нормали, проведенной к поверхности эллипсоида вращения Земли от данной точки.

Меридиан(meridian) большой круг, плоскость которого проходит через ось вращения Земли, начальный меридиан — Гринвичский меридиан (Greenwich meridian).

Параллель(parallel) малый круг, плоскость которого перпендикулярна оси вращения (параллельна экватору).

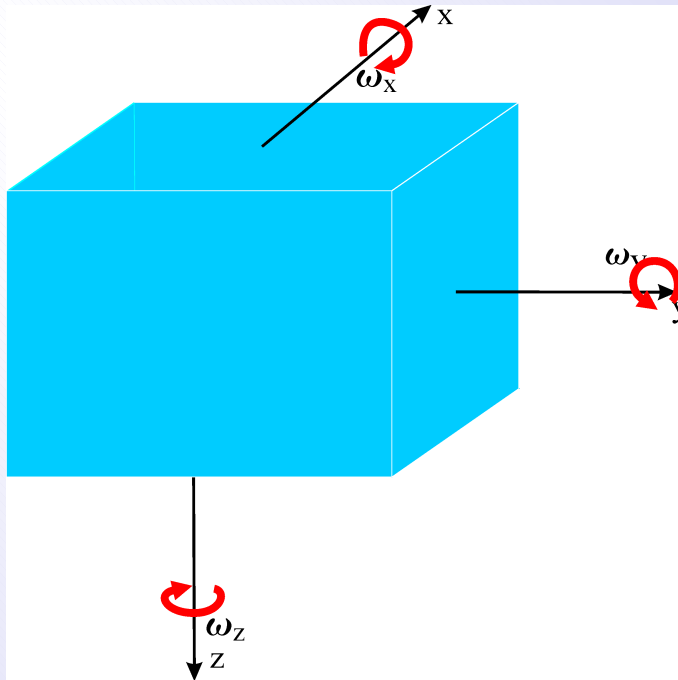


Рис. 1. Направление осей для связанной с объектом СК совмещенной с ИИБ.

Географическая система координат

Географические координаты определяют положение точки на земной поверхности (в географической оболочке).

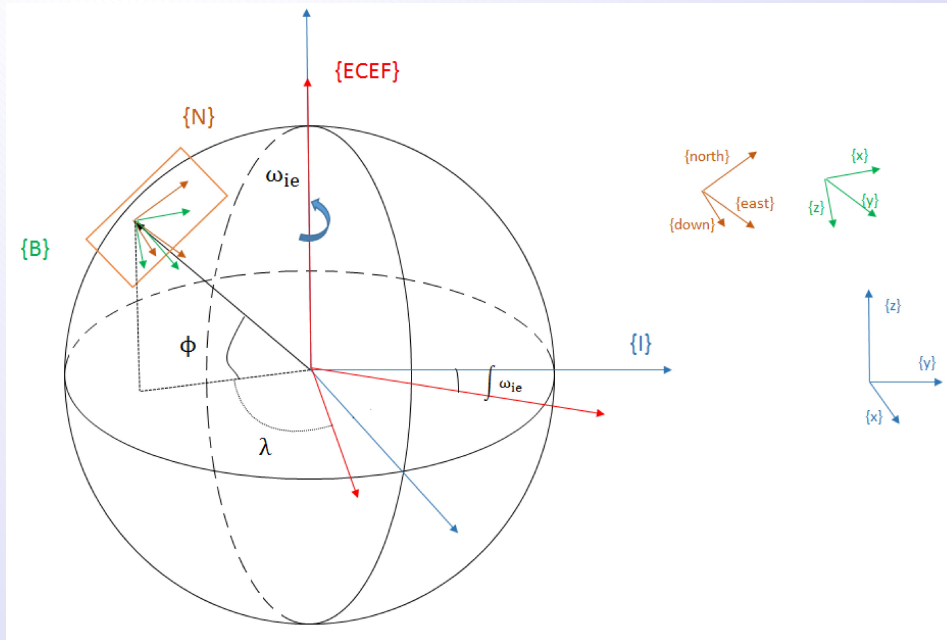


Рис. 2. Модель. Координаты

ИСК зафиксирована в космосе, СК $\{ECEF\}$ имеет общую вертикальную ось, и вращается вокруг нее.

Правосторонний вариант: север, восток, вниз (north, east, down – NED).

Выражения для нахождения координат $\{ECEF\}$ являются функциями эксцентриситета, N и геодезической долготы λ , широты φ и высоты h .

$$x_{ECEF} = (N + h) \cos(\varphi) \cos(\lambda), \quad (16.1)$$

$$y_{ECEF} = (N + h) \cos(\varphi) \sin(\lambda), \quad (16.2)$$

$$z_{ECEF} = \left(\frac{b^2}{a^2} N + h \right) \sin(\varphi), \quad (16.3)$$

где $a = 6378.137$ км — большая полуось Земли, $b = 6356.75231425$ км — малая полуось Земли (в системе GRS-80),

N — радиус кривизны эллипсоида.

$$N = \frac{a^2}{\sqrt{a^2 \cos^2(\varphi) + b^2 \sin^2(\varphi)}} \quad (16.4)$$

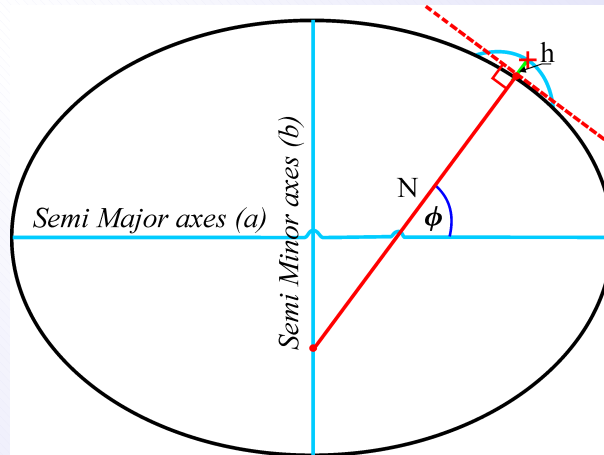


Рис. 3. Геодезические Координаты

Для преобразования координат $\{ECEF\}$ в N , используется представление матриц поворота через углы Эйлера. метод поворота угла Эйлера.

Матрица вращения

$$\begin{aligned} {}^N_E R &= \begin{bmatrix} \cos(\lambda) & \sin(\lambda) & 0 \\ \sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & 0 & -\sin(\varphi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\varphi) & 0 & \cos(\varphi) \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} -\cos(\varphi)\sin(\lambda) & -\sin(\lambda)\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \\ -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ -\cos(\lambda)\cos(\varphi) & \sin(\lambda)\cos(\varphi) & \sin(\varphi) \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (16.5)$$

Матрица вращения ${}^N_E R \in SO(3)$:

$$R^{-1} = R^T = R \quad (16.6)$$

$SO(3)$ – ортогональная группа поворотов вокруг неподвижной точки, образованная матрицами вращения (поворота), $\det R = 1$, $R^T \cdot R = 1$. Координаты в $\{N\}$ могут быть заданы (16.8) используя матрицы преобразования вращения (16.5).

$$\{N = {}^N_E R[X_k X_0]\} \quad (16.7)$$

где X_k — декартовы вектора $[x_{ECEF} \ y_{ECEF} \ z_{ECEF}]^T$ в момент времени k и X_0 - начало координат в $\{ECEF\}$. N - Декартовый вектор, представляющий положение объекта в $\{N\}$.

Связанная (с объектом) система координат $\{B\}$

Необходимо преобразовать связанную систему координат $\{B\}$ в систему координат $\{N\}$ так, что ускорения и угловые скорости могли быть совместимы с измерениями GPS.

Предполагается, что объект имеют 6 степеней свободы (СС):

- $[x_B \ y_B \ z_B]^T$ — ортогональные линейные компоненты в $\{B\}$,
- $[\theta \ \beta \ \gamma]^T$ — ортогональные компоненты вращения: углы крена, тангажа и рыскания.

Предполагается, что объект подвергается трем поворотам относительно навигационной СК $\{N\}$ и линейные компоненты ускорения, скорости и положение по ИИБ могут быть обновлены в НСК. Порядок поворотов: крен θ , тангаж β и рыскания γ .

Матрица вращения

$$\begin{aligned} {}^N_B R &= \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(-\gamma) & 0 \\ \sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & \sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & \cos(\theta) & \sin(\theta) \\ 0 & \sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix}. \end{aligned} \tag{16.8}$$

где

$$A_{11} = \cos(\beta) \cos(\gamma),$$

$$A_{12} = -\cos(\theta) \sin(\gamma) + \sin(\theta) \sin(\beta) \cos(\gamma),$$

$$A_{13} = \sin(\theta) \sin(\gamma) + \cos(\theta) \sin(\beta) \cos(\gamma),$$

$$A_{21} = \cos(\beta) \sin(\gamma),$$

$$A_{22} = \cos(\theta) \cos(\gamma) + \sin(\theta) \sin(\beta) \sin(\gamma),$$

$$A_{23} = \sin(-\theta) \cos(\gamma) + \cos(\theta) \sin(\beta) \sin(\gamma),$$

$$A_{31} = \sin(-\beta), \quad A_{32} = \sin(\theta) \cos(\beta), \quad A_{33} = \cos(\theta) \cos(\beta),$$

${}^N_E R$ — отображает ССК $\{B\}$ в НСК $\{N\}$.

Инерциальная навигационная система $\{I\}$

Инерциальная навигационная система (ИНС) обеспечивает непрерывную выработку информации о курсе, координатах, скорости движения и параметрах угловой ориентации платформы, на которой установлена ИНС.

Инерциальная навигация – метод навигации и управления движением объектов, основанный на свойствах инерции тел. ИН — автономный метод, не требует наличия внешних источников информации (курс, скорость).

Исходная информация для ИНС — ускорение объекта, на котором она установлена.

Скорость и координаты вычисляются путем двойного интегрирования вектора ускорения.

Ориентирование измерительных осей акселерометров по заданным направлениям производится свободными или управляемыми (по сигналам от акселерометров) гироскопическими устройствами.

Конфигурация инерциальных навигационных систем:
платформенные инерциальные навигационные системы,
бесплатформенные инерциальные навигационные системы.

Платформенная инерциальная навигационная система

Акселерометры и гироскопические датчики установлены на гироскопически стабилизированной платформе.

Гироскоп — устройство, способное реагировать на изменение углов ориентации тела, на котором оно установлено, относительно инерциальной системы отсчета.

Гиростабилизированная платформа — гироскопическое устройство для пространственной стабилизации каких-либо объектов или приборов.

ИНС основана на использовании трехосной гиростабилизированной платформы.

Бесплатформенная инерциальная навигационная система

Отсутствует гиropлатформа. Акселерометры жестко закреплены на объекте. Построенна на базе трех волоконно-оптических гироскопов, трех акселерометров и спутникового приемника.

Тройка акселерометров измеряет удельную (нормированную по массе) силу заданной точки в неподвижной неподвижной инерциальной системе отсчета.

Уравнение навигации, записанное в навигационной системе координат $\{N\}$

$$\dot{v}_e^n = {}^n R f_b - (2\omega_{ie}^e - \omega_{en}^n) \times v_e^n + g_1^n \quad (16.9)$$

где ${}^n R f_b$ — матрица вращения, используется для пересчета из $\{B\}$ в $\{N\}$.

$v_e^n = [\dot{N}, [\ddot{E}, [\ddot{D}]^T = [\frac{d^2 N}{dt^2}, \frac{d^2 E}{dt^2}, \frac{d^2 D}{dt^2}]^T$ — ускорение в навигационной СК по осям N, E, D . ${}^n R f_b$ — ускорение тела пересчитанное в в навигационную СК;

$(2\omega_{ie}^e - \omega_{en}^n) \times v_e^n$ — ускорение Кориолиса действующее на объект, движущийся по поверхности земли в НСК $\{N\}$, учитывающее скорость вращения Земли вокруг своей оси, функция широты φ ;

v_e^n — скорость транспортного средства;

$(2\omega_{ie}^e - \omega_{en}^n)$ — угловая скорость неинерциальной СО относительно инерциальной;

$(\omega_{ie}^e$ — скорость вращения Земли в $\{N\}$ в зависимости от широты φ . Ω_{en}^n — скорость, вызывается движением $\{N\}$ относительно $\{ECEF\}$;

g_1^n — ускорение свободного падения, зависит от широты φ .

(16.9) – определяет модель ФК. Матрица вращения ${}^N R_B$ должна рассчитываться в реальном времени

$$\omega_{ie}^e = [\Omega_e \cos(\varphi) \ 0 \ \Omega_e \sin(\varphi)]^T, \quad (16.10)$$

Ω_e — угловая скорость вращения Земли $\Omega_e = \frac{2\pi}{T} = 7,229211510^{-5}$ рад/с, где $T = 86164,090530833$ с — период вращения Земли вокруг собственной оси в ИСО (звёздные сутки: 23 ч 56 мин 4,090530833 с).

$$\omega_{en}^n = \left[\frac{\dot{E}}{R_E + h} \quad \frac{\dot{N}}{R_E + h} \quad \frac{\dot{E}t \operatorname{tg}(\varphi)}{R_E + h} \right]^T, \quad (16.11)$$

где $R_E = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}}$ — поперечный радиус,

$R_N = \frac{a}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}}$ — средний радиус, $a = 6378.137$ км — большая полуось земли, $e = \sqrt{1 - (b^2/a^2)}$ — эксцентриситет эллипсоида земли.

$$\vec{g}_1^n = \vec{g} - \omega_{ie}^e \times [\omega_{en}^n \times r] = \vec{g} - \frac{\Omega_e(R + h)}{2} [\sin(2\varphi) \ 0 \ 1 + \cos(3\varphi)]^T, \quad (16.12)$$

$\vec{g} = [0 \ 0 \ -9.789(\text{м/с}^2)]$, $g = 9.789(\text{м/с}^2)$ — ускорение свободного падения на широте $\sim 21^\circ$. Среднее значение $g = 9,81(\text{м/с}^2)$ (на земной поверхности), на полюсе — $g_{max} = 9,83216(\text{м/с}^2)$, на экваторе — $g_{min} = 9,7803(\text{м/с}^2)$.

Геодезические координаты выраженные через координаты в $\{N\}$ $[N, E, D]$ (север, восток и вниз).

$$\begin{aligned}\dot{\Phi} &= \frac{\dot{N}}{R_N+h} \\ \dot{\lambda} &= \frac{\dot{E} \sec(\varphi)}{R_E+h} \\ \dot{h} &= -\dot{D}\end{aligned}\tag{16.13}$$

скорость автомобиля (N, E, D) (m/c)	Общее ускорение Кориолиса (m/c^2)	Общее ускорение свободного падения (m/c^2)
$[0, 0, 0]$	0	$g - 3.121 \cdot 10^{-5}$
$[1, 2, 0]$	0.000292	~
$[2, 2, 0]$	0.000482	~
$[4, 4, 0]$	0.000965	~

Ускорение Кориолиса и центростремительное при различных скоростях движения транспортного средства (21 градус широты).

Ускорение свободного падения является постоянным на заданной широте независимо от скорости объекта.

Векторные уравнения скорости

Матрица вращения ${}^N_B R$ должна рассчитываться в реальном времени для преобразования ускорения тела в скорость в НСК $\{N\}$.

Уравнения угловые скорости в $\{N\}$ (θ – угол крена, β – угол тангажа, γ – угол рыскания)

$$\begin{aligned}\dot{\Theta} &= \omega_x + (\omega_y \sin(\theta) + \omega_z \cos(\theta)) \operatorname{tg}(\beta) \\ \dot{\beta} &= \omega_y \cos(\theta) - \omega_z \sin(\theta) \\ \dot{\gamma} &= \frac{(\omega_y \sin(\theta) + \omega_z \cos(\theta))}{\cos(\beta)}\end{aligned}\quad (16.14)$$

$\dot{\Theta}) = [\dot{\theta}, \dot{\beta}, \dot{\gamma}]^T$ — скорость изменения крена, тангажа и рыскания в НС $\{N\}$.

Запишем (16.14) в виде:

$$\dot{R}^* = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\theta) \operatorname{tg}(\beta) & \cos(\theta) \operatorname{tg}(\beta) \\ 0 & \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ 0 & \frac{\sin(\theta)}{\cos(\beta)} & \frac{\cos(\theta)}{\cos(\beta)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (16.15)$$

Датчики используемые для измерения угловых скоростей в ССК $\{B\}$ $\omega_b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ также измеряют скорость вращения Земли.

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - {}^b_n R[\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n], \quad (16.16)$$

$(\omega_{ie}^e = 7.2921 \cdot 10^{-5} \frac{рад}{с})$ — скорость вращения Земли в $\{N\}$ в зависимости от широты φ . Ω_{en}^n — скорость, вызывается движением $\{N\}$ относительно $\{EC EF\}$; Скорость тела относительно навигационной системы равна полной угловой скорости, измеренной гироскопами, минус скорости вращения Земли в навигационной системе и вращения НС $\{N\}$ относительно Земли, преобразованные в ССК $\{B\}$.

Угловые скорости скорости приведены в таблице:

скорость автомобиля (N, E, D) ($м/с$)	Величина скорости транспорта индуцированная угловой скоростью ($рад/с$)
[0, 0, 0]	0
[1, 2, 0]	$3.5571 \cdot 10^{?7}$
[2, 2, 0]	$4.5950 \cdot 10^{?7}$
[4, 4, 0]	$9.1901 \cdot 10^{?7}$

Описание модели

Вектор состояния:

$$x = [N E D \dot{N} \dot{E} \dot{D} \theta \beta \gamma] \quad (16.17)$$

N северное, E восточное, D нижнее положение, скорости их изменения, углы θ крена, β тангажа и γ рыскания в навигационной системе.

Запишем в (16.17) виде

$$P = [N \ E \ D]^T, \quad (16.18)$$

$$V = [\dot{N} \ \dot{E} \ \dot{D}]^T, \quad (16.19)$$

$$\Theta = [\vartheta \ \beta \ \gamma]^T. \quad (16.20)$$

Модель динамики системы:

$$f_b = [f_x \ f_y \ f_z]^T, \quad (16.21)$$

$$\omega_b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T, \quad (16.22)$$

где f_i — это ускорение и ω_i — скорости вращения в ССК $\{B\}$ для $i = x, y, z$.

Итоговая динамическая модель : непрерывная нелинейная система дифференциальных уравнений (16.21, 16.22) дополненная уравнениями (16.9) и (16.14),

$$\dot{x} = f(t, x) = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{V} \\ \dot{\Theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \\ {}^N_B R(\Theta) \cdot f_b - (2\omega_{ie}) \times V + g \\ R^*(\Theta)\omega_b \end{bmatrix} + \omega. \quad (16.23)$$

$(2\omega_{ie}) \times V$ — сила Кориолиса испытываемая из-за вращения Земли и вращения автомобиля со скоростью V и некоторого предполагаемого шумового процесса ω .

Дискретные уравнения для нахождения априорной состояния.

Априорная оценка \dot{x} (16.23) и априорная оценка состояния x , основанная на интеграции показаний акселерометров и гироскопов.

$$\hat{x}_k^- = f(\hat{x}_{k-1}^+) = \begin{bmatrix} \hat{V}_{k-1} \\ {}^N_B R(\hat{\Theta}_{k-1}) \cdot f_{b,k} - (2\omega_{ie}) \times \hat{V}_{k-1}^+ + g \\ R^*(\hat{\Theta}_{k-1})\omega_{b,k} \end{bmatrix}, \quad (16.24)$$

$$\hat{x}_k^- = \hat{x}_{k-1}^+ + \dot{x}_k^+ \times \delta t. \quad (16.25)$$

Матрица перехода состояния находится через нахождение Якобиана f ,

$$F = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{\hat{x}_k}. \quad (16.26)$$

Измерения

Модель измерения, объединяющая информацию полученную датчиков скорости колес и GPS (координаты положения, скорости и направления).

Вектор измерения GPS:

$$y_{GPS} = \begin{bmatrix} P \\ V \\ \vartheta \\ \gamma \end{bmatrix} + \nu_{GPS}. \quad (16.27)$$

Соответственно, оцененные измерения GPS,

$$\hat{y}_{GPS} = \begin{bmatrix} \hat{P}^{(-)}_k \\ \hat{V}^{(-)}_k \\ \hat{\vartheta}^{(-)}_k \\ \hat{\gamma}^{(-)}_k \end{bmatrix}. \quad (16.28)$$

Аналогичным образом, данные от датчиков скорости вращения колеса (WSS-wheel speed sensors) также могут быть преобразованы в пространство состояний:

$$y_{WSS} = \begin{bmatrix} V_{WSS} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \nu_k. \quad (16.29)$$

что предусматривает оценку измерения:

$$\hat{y}_{WSS} = {}^b_n R(\Theta) \cdot \hat{V}_k^- \quad (16.30)$$

Возможные сценарии, описывающие векторы измерений, соответствуют доступности датчиков. Например, вектор измерения изменит размер и структуру, если сигнал GPS потерян или если одна антенна недоступна.

Модель фильтра Калмана позволяет переключаться с одной модели измерения на другую для каждого временного шага, который имеет различные доступные данные.

Полный вектор измерения

В случае наличия данных GPS и WSS прогнозируемый вектор измерения примет вид:

$$\hat{y}_k = c(\hat{x}_k^-) \begin{bmatrix} V_{WSS} \\ \hat{x}_{1,k}^- \\ \hat{x}_{2,k}^- \\ \hat{x}_{3,k}^- \\ \hat{x}_{4,k}^- \\ \hat{x}_{5,k}^- \\ \hat{x}_{6,k}^- \\ {}^b_n R(\hat{x}_{7,8,9,k}^-) \times [\hat{x}_{4,k}^- \hat{x}_{5,k}^- \hat{x}_{6,k}^-]^T \\ \hat{x}_{8,k}^- \\ \hat{x}_{9,k}^- \end{bmatrix}. \quad (16.31)$$

Где $x_{i,k}^-$ априорная переменная состояния для $i = 1, 2, \dots, 9$ в момент k .

Где GPS предусматривает измерения координаты положения N , E , D и скорости, двойной GPS дает значения углов рысканья γ и крена ϑ .

Резервные измерения для ${}^b_n R \times [\hat{x}_{4,k}^- \hat{x}_{5,k}^- \hat{x}_{6,k}^-]^T = [\hat{N}, \hat{D}, \hat{E}]$ приходят от датчика скорости вращения колеса сигнал преобразуется в навигации уравнение.

Вектор измерения при отключении GPS

В случае отключения GPS теряется информация о положении и угловой ориентации.

Фильтр переключается к режиму интегрирования данных IMU и измерений абсолютной скорости, полученных с использованием датчика угловой скорости вращения колеса.

Для получения информации о положении, скорости и угловой ориентации необходимо проинтегрировать (16.24).

$$\hat{y}_k = c(\hat{x}_k^-) = {}^b_n R \times [\hat{x}_{4,k}^- \ \hat{x}_{5,k}^- \ \hat{x}_{6,k}^-]^T \quad (16.32)$$

Где предыдущая оценка измерения получено из (16.32).

Здесь 6 из 9 переменных состояния не измеряются и не наблюдаются.

Интегрирование случайных сигналов приводит к случайному дрейфу параметров. Неопределенность оценки параметров увеличится.

Шумы измерений при навигации

Для навигации и управления движущимися объектами существует точный инструмент — глобальная навигационная спутниковая система (GNSS).

К основным источникам погрешностей можно отнести ионосферную и тропосферную задержки (замедление сигнала по мере прохождения атмосферы), погрешности бортовых часов, погрешности знания положений и скоростей движения навигационных спутников (эфмеридные ошибки), собственные шумы приемника и многолучевой прием, погрешности определения взаимного расположения спутников в каждый момент времени.

Основа GNSS — спутниковые радионавигационные системы GPS (США), ГЛОНАСС (Россия), космические и наземные функциональные дополнения и аппаратура потребителя.

Основные части системы GPS и ГЛОНАСС:

- орбитальная спутниковая группировка;
- система мониторинга и контроля;
- подразделение пользовательского оборудования.
- всепогодность;
- работа в режиме реального времени;
- устойчивость к факторам окружающей среды;

В системе позиционирования GPS предусмотрено сверхточное трехмерное определение координат, измерение скорости и определение точного времени;

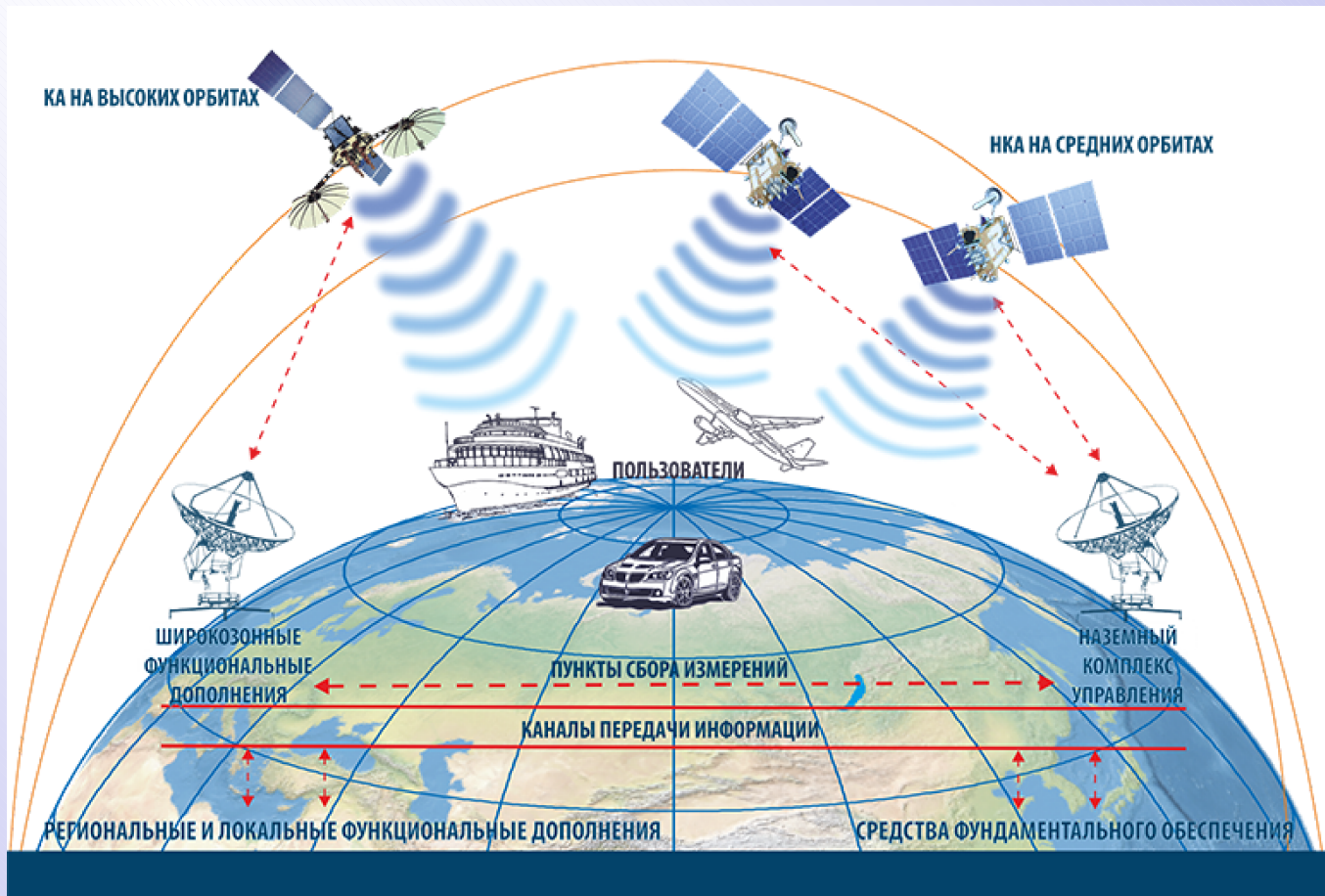


Рис. 4. Структура ГЛОНАСС.

Выбор процесса и измерение условий шума может быть использован для настройки фильтра.

Шум измерения можно найти экспериментально, например, путем снятия показаний датчика при отсутствии входных сигналов. Также шум измерения можно найти путем обработки данных на датчиках.

Для реализации фильтра Калмана требуется дискретный по времени гауссовский шум процесса.

Модель процесса является функцией выходов ИИБ, любой шум, связанный с этими выходами, также будет вносить свой вклад в шум внешнего возмущения.

Шум процесса **считается** непрерывной случайной величиной, вызванной и определяемой физическими процессами или средой динамической системы. Шум измерения полученный в режиме реального времени является показателем точности GPS датчика.

Шум измерений может быть найден опытным путем.

Точность GPS обычно задается как уровень уверенности, что она находится в пределах $\langle xx \rangle \pm \langle yy \rangle$ % метров, Полученные измерения не всегда центрированы относительно истинного положения объекта.

Точность измерения скорости датчиком GPS используется в ковариационной матрице измерения.

Замечание. Предположение о гауссовском шуме не всегда верно.

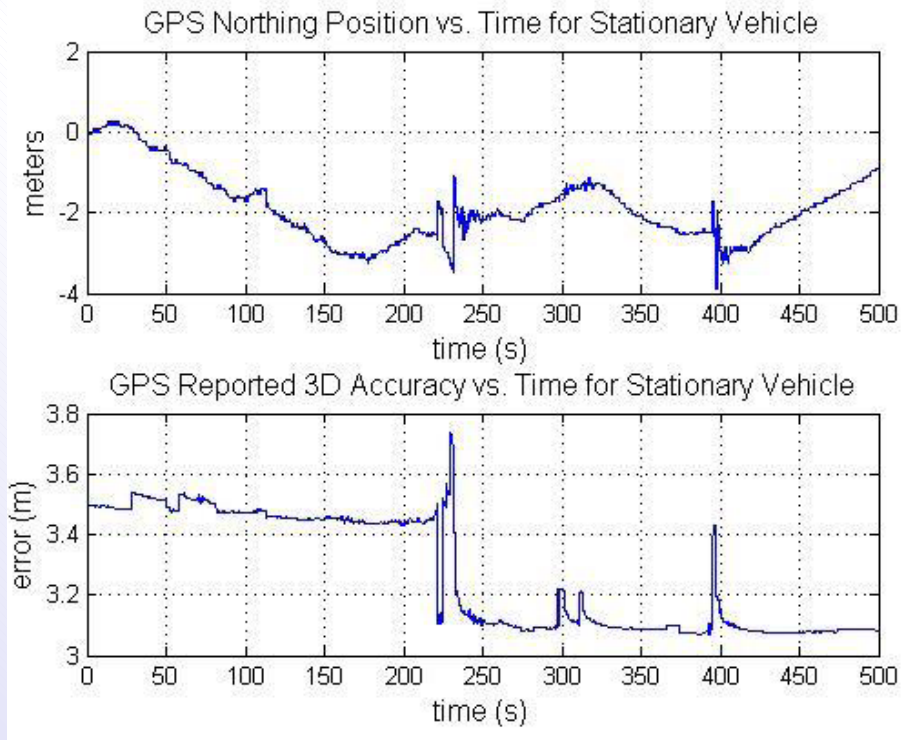


Рис. 5. неподвижный объект. Координаты и точность GPS-приемника.

Положение неподвижного объекта измеряется в течении некоторого времени. Объект неподвижен, данные о его положении меняются (~ 4 м от начального положения).

Компонента WSS матрицы шума измерений, вносимая датчиками скорости вращения колес (WSS) задается дисперсией WSS.

Считается, что датчики WSS имеют почти нулевую дисперсию.

Неточное измерение скорости объекта дает эффект проскальзывания колес, датчики угла поворота (энкодеры) не определяют его.

Если считать дисперсию измерения близкой к нулевому значению, фильтр будет доверять только показаниям датчиков WSS (как идеальным измерениям).

Считаем величину шума датчика WSS равную $\sigma_{WSS} = 0, 1$ м/с.

WSS находится на объекте, все результаты измерений преобразуются в навигационную СК. Ковариационную матрицу необходимо преобразовать в навигационную СК.

$$R_{WSS} = \begin{bmatrix} \sigma_{WSS}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{slip}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{vert}^2 \end{bmatrix} \quad (16.33)$$

где σ_{slip}^2 — дисперсия шума измерений, учитывающая бортовое проскальзывание,

σ_{vert}^2 — дисперсия шума измерений, учитывающая вертикальное перемещение.

С точки зрения приложения, шум процесса также является способом ограничения неопределенности модели и характеризует, насколько доверяет инженер математической модели.

Процесс шумовой ковариационной матрицы определяется с выходов ИИБ, $f_x, f_y, f_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$, в момент времени когда объект находился в состоянии покоя.

Процесс шумовой ковариационной матрицы можно записать, учитывая только первый член (16.23)

$${}^b_n R(\Theta)(f_b + \omega_{IMU}) = {}^b_n R(\Theta)f_b + {}^b_n R(\Theta)\omega_{IMU} \quad (16.34)$$

Где ω_{IMU} — вектор, содержащий шумовые члены на каждой оси.

$\sum_i \omega_{IMU}$ — оценка максимального значения дисперсии в любой момент времени, т.к. матрица вращения ортонормирована.

$$\sigma_{\dot{N}}^2 = \sigma_{\dot{E}}^2 = \sigma_{\dot{D}}^2 = \sigma_{f_x}^2 + \sigma_{f_y}^2 + \sigma_{f_z}^2 \quad (16.35)$$

Дисперсия процесса для уравнений угловой скорости также может быть получена из выхода гироскопа ИИБ (IMU) Аналогичным образом.

$$\begin{aligned}\sigma_{\dot{\vartheta}}^2 &= \sigma_{\omega_x}^2 + \sigma_{\omega_y}^2 + \sigma_{\omega_z}^2 \\ \sigma_{\dot{\beta}}^2 &= \sigma_{\dot{\gamma}}^2 = \sigma_{\omega_y}^2 + \sigma_{\omega_z}^2\end{aligned}\quad (16.36)$$

Общая матрица процесса шумов,

$$Q = \text{diag}([0 \ 0 \ 0 \ \sigma_N^2 \ \sigma_E^2 \ \sigma_D^2 \ \sigma_{\dot{\vartheta}}^2 \ \sigma_{\dot{\beta}}^2 \ \sigma_{\dot{\gamma}}^2]) \quad (16.37)$$

$$Q_k = \int_0^{\delta t} \Phi(\tau) Q^T \Phi^T(\tau) d\tau \text{ в дискретном времени.}$$

Модель фильтра Калмана основана на расширенном фильтре Калмана с переключением режимов наблюдаемости, от полных наблюдаемых с помощью GPS и WSS измерений, до зависимости интеграции только выходов IMU.

Условия шума модели процесса зависят от шума, связанного с выходом IMU
Условия шума измерения связаны с точностью GPS данных, и с точностью данных WSS, предложеной изготовителем.