

---

УДК 550.312; 528.27; 531.76; 656.7:658.012.011.56; 656.7:004; 681.5.015.44

## **О возможности построения бесплатформенного управляющего навигационно-гравиметрического комплекса беспилотного летательного аппарата**

**Афонин А. А.,\* Сулаков А. С.\*\*, Ямашев Г. Г., Михайлин Д. А., Мирзоян Л. А.\*\*\*,  
Курмаков Д. В.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*e-mail: Al\_aa@mail.ru*

*\*\*e-mail: kaf305-mai@mail.ru*

*\*\*\*e-mail: lola-mai@mail.ru*

### **Аннотация**

В статье представлен новый подход к построению интегрированного информационно-измерительного управляющего комплекса беспилотного летательного аппарата. Рассматривается вариант комплекса, в состав которого входят система планирования полета и система автоматического управления беспилотным летательным аппаратом, а также бесплатформенный гравиинерциальный навигационный комплекс – основной источник ориентационной, навигационной и гравиметрической информации, как для работы системы управления, так и для реализации целевой функции полета – проведения автоматизированной векторной аэрогравиметрической съемки. Представлены функциональные и структурные схемы, математические модели и алгоритмы работы основных узлов комплекса.

### **Ключевые слова:**

бесплатформенный гравиинерциальный навигационный комплекс, функциональный алгоритм, гироскоп, акселерометр, спутниковая навигационная система, магнитометрическая курсовая система, аномалия, векторная гравиметрия, система планирования полета, система автоматического управления, нейросетевая система, оптимальная оценка, закон управления, автомат тяги

## Введение

Сегодня по-прежнему важной и значимой остается проблема проведения высокоточных информативных оперативных детальнейших гравиметрических измерений в целях геофизического мониторинга природно-техногенной сферы, решения ряда важных задач геодезии и физики Земли, а также реализации возможностей высокоточной автономной навигации с использованием информации о геофизических аномалиях. Кроме того, все большую остроту приобретают вопросы гравиразведки залежей полезных ископаемых, включая природные энергоносители, в особенности углеводородные соединения. В настоящее время наиболее оперативным и производительным, универсальным и перспективным способом, позволяющим выполнять гравиметрические измерения в трехмерном пространстве практически над всеми территориями и акваториями земного шара, включая удаленные и труднодоступные, является аэрогравиметрическая съемка. Данная работа посвящена разработке новых подходов к построению автоматизированного комплекса технических средств, обеспечивающего качественные и количественные преимущества при ее проведении как в части собственно мобильных гравиметрических измерений, так и в части планирования, информационного обеспечения и управления движением ЛА над исследуемым регионом.

Современная технология аэрогравиметрии остается практически неизменной на протяжении уже нескольких десятков лет и заключается в исследовании территорий и акваторий, покрываемых ЛА сетью параллельных и секущих измерительных галсов [1]. Собственно измерения аномалий ускорения силы тяжести (УСТ) выполняются мобильными гравиметрическими комплексами, расположенными на борту ЛА (самолетов, вертолетов, дирижаблей и др.), включающих высокоточный гравиметрический датчик, установленный на виброизолированной прецизионной гиостабилизированной платформе и интегрированный с корректирующими подсистемами. Достоинствами современной мобильной гравиметрической съемки являются достаточно высокий уровень аппаратной, программной и технологической отработанности, а также точность ( $\sim 0,1 - 1$  мГал), удовлетворительная для большинства поставленных перед аэроморской гравиметрией задач, в том числе для поиска и разведки месторождений полезных ископаемых. Главным недостатком современной технологии аэрогравиметрии является необходимость установки массивного однокомпонентного гравиметрического датчика на гиостабилизированную платформу для его выставки по местной вертикали, что в большой степени увеличивает массогабаритные показатели комплекса (до более чем  $1 \text{ м}^3$  и 100 кг), энергопотребление (до сотен Вт), стоимость (до сотен тыс. долл. США), это в

подавляющем большинстве случаев предопределяет использование в качестве носителей гравиметрического оборудования самолетов и вертолетов среднего класса, небольшой маневренности, имеющих ограниченные возможности для оперативных и детальных гравиметрических исследований. При этом, как правило, стоимость эксплуатации воздушного судна оказывается чрезвычайно высокой, а детальность и оперативность измерений – все еще недостаточными в условиях всевозрастающих требований современной инновационной экономики. Кроме того, сохраняется потенциальная опасность проведения таких работ в воздухе.

Таким образом, становятся очевидными актуальность и перспективность разработки комплекса технических средств, способного обеспечить решение задачи аэрогравиметрии на качественно новом техническом и экономическом уровне с привлечением современных достижений в области бесплатформенных и спутниковых навигационных технологий, средств электроники, информатики и вычислительной техники на базе современных малоразмерных, маневренных, недорогих, автоматически управляемых беспилотных летательных аппаратов (БЛА).

### **Новая технология аэрогравиметрии**

Для разрешения круга обрисованных проблем современной аэрогравиметрии необходимо устранить ее главный недостаток – необходимость применения дорогого и массивного гиросtabilизатора в конструкции гравиметрического комплекса для стабилизации высокоточного, но громоздкого однокомпонентного гравиметрического датчика. Это, в свою очередь, позволит существенно снизить массу, габариты, энергопотребление и стоимость комплекса, позволит перейти к его применению на борту автоматизированных аэроморских маневренных малоразмерных носителей, включая БЛА. Кроме того, в особенности в рамках малоразмерного автоматически управляемого борта, актуальным является вопрос аппаратной и алгоритмической интеграции систем планирования полета (СПП) и автоматического управления (САУ) аппарата-носителя с перспективным измерителем параметров ориентации, навигации и гравиметрии – бесплатформенным гравиинерциальным навигационным комплексом (БГНК) [2,3]. Итак, работа направлена на исследование возможности создания интегрированного высокоточного малогабаритного управляющего навигационно-гравиметрического комплекса (УНК), отличающегося лучшими массогабаритными, стоимостными характеристиками, большей информативностью, меньшим энергопотреблением по сравнению с гиросtabilизированными комплексами при соизмеримой погрешности измерения, а также обладающим не уступающими или лучшими характеристиками

надежности и качества управления подвижным объектом-носителем по сравнению с существующими аналогами.

Возможность применения нового комплекса технических средств на борту перспективного класса носителей – малоразмерных БЛА – предопределяет возможность перехода к новой технологии бесплатформенной автоматизированной аэрогравиметрии. В ее основе лежат:

- бесплатформенный принцип построения БГНК, включающего следующие измерительные подсистемы: инерциальный измерительный блок (ИИБ) в составе прецизионных датчиков угловой скорости (гироскопов) и кажущегося ускорения (акселерометров); резервные микромеханический ИИБ и магнитометрическую курсовую систему, свойства и характеристики которых непрерывно уточняются с использованием алгоритмов оптимального оценивания с привлечением, например, нейросетевых методов в рамках совместной эксплуатации с основным ИИБ; навигационную аппаратуру потребителя (НАП) спутниковой навигационной системы (СНС), работающей в дифференциальном или фазовом режиме; систему воздушных сигналов (СВС); лазерный или радиовысотомер; доплеровский измеритель относительной скорости и др.;
- уникальная методика модернизации используемых в современной практике алгоритмов определения параметров ориентации, навигации и гравиметрии, основанная на рациональной модификации структуры оптимальной калмановской фильтрации с расширением вектора состояния системы;
- новая нейросетевая СПП, реализующая стратегический уровень оптимального планирования текущих целей полета и тактический уровень формирования оптимальной траектории полета БЛА с учетом особенностей зависимостей оцениваемости горизонтальных и вертикальной проекций аномалии УСТ от линейных и угловых параметров движения БЛА;
- специализированные алгоритмы управления движением аппаратов-носителей с высокоточной САУ, позволяющие реализовать оптимальную траекторию движения, повышающую общую точность работы комплекса;
- использование в САУ статистических алгоритмов оптимального оценивания неизмеряемых на борту параметров объекта, применение оригинальных законов управления на основании оценок неизмеряемых параметров;
- аппаратная реализация алгоритмов комплекса (ориентации, навигации, гравиметрии, оценивания параметров и коррекции), а также нейросетевой САУ, на

базе современных высокопроизводительных микроконтроллеров и программируемых логических интегральных схем (ПЛИС);

- итоговая минимизация массогабаритных, энергопотребляющих, стоимостных характеристик комплекса, повышенная надежность, адаптация для работы в составе малоразмерного автоматического объекта.

В свою очередь, недорогие малоразмерные динамичные БЛА, оснащенные УНК, будут отличаться большей мобильностью и маневренностью, значительно меньшими затратами на эксплуатацию по сравнению с традиционными носителями гравиметрического оборудования, что обеспечит возможность аэрогравиметрических измерений в труднодоступных регионах, удаленных от оборудованных аэродромов. Важной видится возможность повышения производительности съемки посредством вывода группы автоматизированных БЛА в исследуемый регион. Данная технология обеспечит также улучшение детальности и оперативности пространственных и площадных гравиметрических съемок, геофизического мониторинга территорий и акваторий, решения задач информационного обеспечения автономной навигации по геофизическим полям и др. Существенной является принципиальная возможность проведения векторных гравиметрических измерений на борту динамичного объекта (определение модуля силы тяжести и уклонений отвесной линии), тогда как традиционные технологии позволяют определять лишь модуль силы тяжести. Существенно увеличивает надежность работы комплекса применение резервных МКС и интегрированного в бортовой вычислительный модуль недорогого и компактного микромеханического ИИБ в совокупности с возможностью текущей идентификации их параметров и компенсации погрешностей, а также адаптацией алгоритмов комплекса на использование МКС и микромеханического ИИБ по мере необходимости. Вместе с тем отсутствие экипажа и обслуживающего персонала на борту в совокупности с автоматизацией работ кардинально снижает общие затраты на проведение гравиметрической съемки и исключает риски для жизни и здоровья людей.

В настоящее время законченные зарубежные и отечественные аналоги УНК отсутствуют. Проведенные исследования показывают, что разрабатываемый комплекс по ряду параметров должен превзойти отечественный и зарубежный достижения в области аэрогравиметрии. Ожидаемые характеристики УНК: погрешность измерения на подвижном основании – порядка десятых долей мГал, при частоте обновления выходного сигнала в единицы Гц; масса – до 15 кг; объем – до 20 л; энергопотребление – до 100 Вт; прогнозируемая стоимость – до 100 тыс. долл. США.

Таким образом, разработка УНК является перспективным направлением в рамках развития новой технологии аэрогравиметрии. Ввиду ожидаемых технологического и экономического эффектов от внедрения УНК в соответствующие отрасли в совокупности с огромными (по данным международной рейтинговой компании Standard & Poor's – на уровне сотен млн. долл. США в год) общемировыми вложениями в геофизические исследования и гравиметрическое оборудование, в успешной реализации проекта создания УНК могли бы быть заинтересованы компании геофизического, геодезического, геологоразведочного профиля, в том числе занимающиеся поиском и разведкой полезных ископаемых, в особенности углеводородных соединений, а также организации, занимающиеся вопросами высокоточной навигации и геофизического, экологического и природоохранного мониторинга. Потенциальных инвесторов должен привлечь и тот факт, что проект сопряжен с низкими техническими рисками, так как разработка в целом строится на базе уже существующего и стремительно развивающегося аппаратного обеспечения (прецизионные навигационные акселерометры и датчики угловой скорости, магнитометры, НАП СНС, ПЛИС, микроконтроллеры и др. измерительные и электронные модули) и преимущественно ориентирована на глубокую модернизацию современных существующих функциональных алгоритмов гравиинерциальных комплексов, способов управления работой и обработки данных измерительных подсистем, а также алгоритмов СПП и САУ БЛА с их аппаратной реализацией на базе микроконтроллеров и ПЛИС.

### **Вариант УНК ограниченного состава**

В зависимости от целей применения и условий эксплуатации УНК БЛА может существенно менять свой состав, однако общая структура и базовый набор основных узлов остаются неизменными. На рис. 1 в качестве примера представлена блок-схема рационального варианта УНК с ограниченным набором измерительных подсистем, к которым относятся: ИИБ, содержащий блок акселерометров (БА) и блок гироскопов (БГ), НАП СНС, МКС и СВС, включающий датчики воздушной скорости, углов атаки и скольжения. В рамках вычислительного модуля УНК реализуется программно-алгоритмическое обеспечение комплекса, в том числе алгоритмы БГНК и СПП, законы управления САУ БЛА. Результаты выполненных измерений и вычислений фиксируются внешним информационным накопителем.

В данном разделе основное внимание сосредоточено на демонстрации особенностей формирования алгоритмов определения параметров ориентации, навигации и гравиметрии, оптимального оценивания и коррекции. Основные принципы, положенные в основу построения СПП и САУ БЛА, изложены в следующем разделе.

Одной из важнейших является задача начальной выставки, решаемая комплексом. Выставка производится в два этапа. На первом относительно грубом этапе начальной выставки (см. рис. 1, пунктирные стрелки), выполняемой во время стоянки на неподвижном основании, можно полагать  $\mathbf{U}_0 = (0,0,0)^T$ .  $\mathbf{R}_0$  может быть определен как из внешнего источника данных о местоположении БЛА, так и посредством собственных измерений НАП СНС, предпочтительно длительно выполняемых с текущей или последующей статистической обработкой (осреднение, низкочастотная фильтрация, обработка статистическим алгоритмом, например, методом наименьших квадратов). Определение ориентации относительно плоскости горизонта (тангаж, крен) осуществляется посредством алгоритма акселерометрического построителя вертикали (АПВ) [4,5] с использованием аналогичной статистической обработки показаний БА. Начальная выставка в азимуте (курс) также проводится по статистически и алгоритмически обработанным показаниям МКС [4,5] или БГ, во время стоянки измеряющего только  $\mathbf{u}$ . На основе  $\mathbf{R}_0$  и  $\psi_0, \vartheta_0, \gamma_0$ , определяются  $\mathbf{A}_{O/E0}$  и  $\Lambda_0$ . Начальные условия остальных параметров функционального алгоритма можно принять нулевыми.

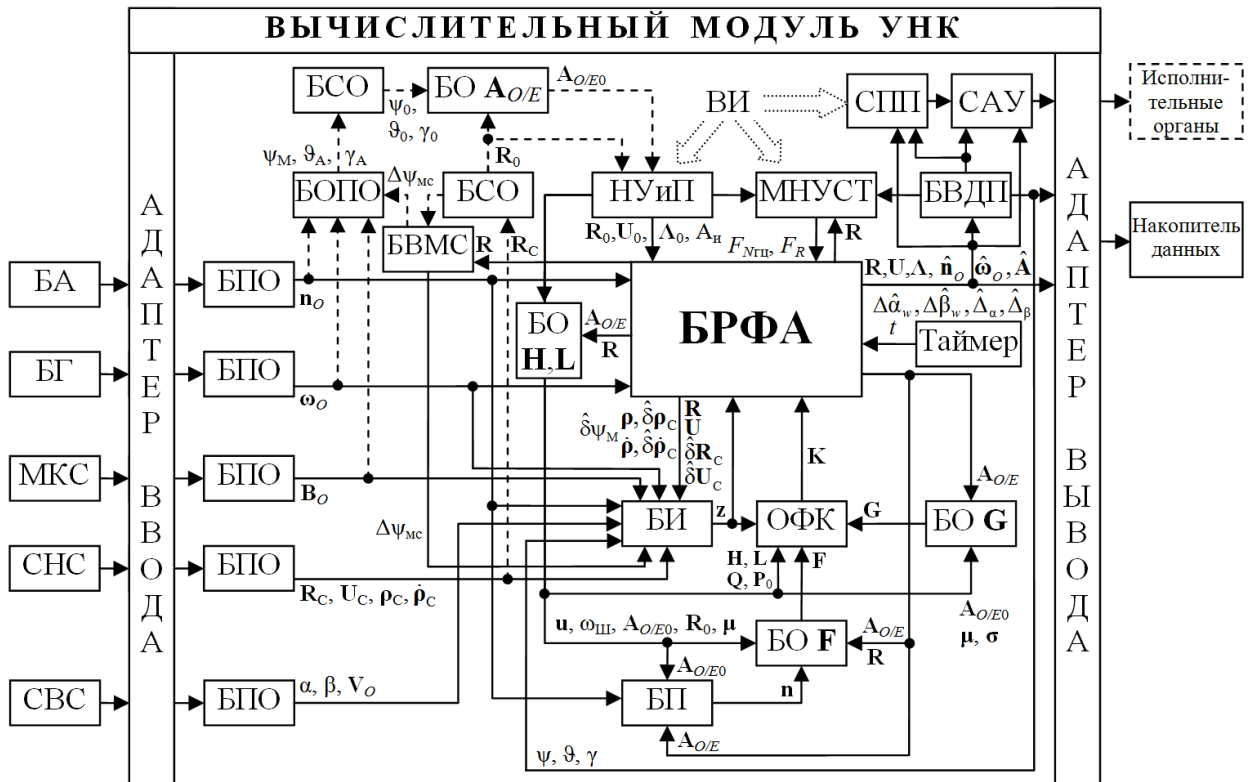


Рисунок 1 – Блок-схема УНК ограниченного состава

На рисунке: БПО – блок предварительной обработки; БОПО – блок определения параметров ориентации; БО – блок определения; БСО – блок статистической обработки; ВИ – внешняя информация; НУиП – блок вычисления начальных условий и параметров; МНУСТ – модель нормального УСТ; БРФА – блок реализации функциональных

алгоритмов БГНК; БИ – блок измерений; ОФК – блок реализации алгоритма оптимального фильтра Калмана; БВДП – блок вычисления дополнительных параметров; БВМС – блок вычисления поправки на магнитное склонение  $\Delta\psi_{mc}$ ;  $\mathbf{A}_{O/E}$  – матрица ориентации базовой правой Земной экваториальной системы координат (ЭСК) (начало в центре Земли, орты  $\xi$ ,  $\eta$  расположены в плоскости экватора, где  $\xi$  – на линии пересечения плоскости экватора с Гринвичским меридианом, а орт  $\zeta$  направлен по вектору  $\mathbf{u}$  угловой скорости вращения Земли) относительно связанной с объектом системы координат (ССК); индексом  $0$  обозначены начальные условия соответствующих параметров; БП – блок пересчета показаний акселерометров в ЭСК;  $\psi$ ,  $\vartheta$ ,  $\gamma$  – курс, тангаж, крен;  $\boldsymbol{\omega}$  – вектор абсолютной угловой скорости и  $\mathbf{n}$  – вектор кажущегося ускорения объекта, измеренные БГ и БА; индексом  $o$  обозначены векторы, представленные в проекциях на оси ССК (без данного индекса – на оси ЭСК);  $\mathbf{V}$  – вектор индукции геомагнитного поля;  $\mathbf{R}$  – геоцентрический радиус-вектор местоположения объекта;  $\mathbf{U}$  – вектор относительной скорости объекта; индексы  $c, m, a$  отвечают параметрам, вычисляемым СНС, МКС и АПВ; символ  $\delta$  обозначает погрешность соответствующей величины,  $\hat{\phantom{x}}$  – ее оценку;  $\omega_{ш}$  – частота М. Шулера;  $F_{N_{гц}}$ ,  $F_R$  – проекции напряженности нормального поля тяготения Земли на оси сопровождающей геоцентрической системы координат (СК);  $\mathbf{F}$  – матрица динамики;  $\mathbf{G}$  – матрица шумов системы;  $\mathbf{H}$  – матрица измерений;  $\mathbf{Q}$  – матрица дисперсий шумов системы;  $\mathbf{L}$  – матрица дисперсий шумов измерений;  $\mathbf{P}$  – апостериорная матрица ковариации;  $\mathbf{K}$  – матрица коэффициентов усиления ОФК;  $\mathbf{z}$  – вектор измерений;  $\boldsymbol{\Lambda}=(\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T$  – вектор параметров Родрига-Гамильтона, характеризующий поворот ССК относительно инерциальной СК;  $\mathbf{A}$  – вектор аномалии УСТ;  $\mathbf{A}_n - \mathbf{A}$ , заранее известный с ограниченной степенью точности (при отсутствии исходных данных  $\mathbf{A}_n=0$ );  $\boldsymbol{\mu}$  – вектор коэффициентов затухания корреляционных функций, выбранных для описания соответствующих проекций случайных составляющих аномалии УСТ,  $\boldsymbol{\sigma}$  – вектор СКО проекций случайных составляющих аномалии УСТ;  $t$  – время;  $\boldsymbol{\rho}=(\rho_0 \ \cdots \ \rho_m)^T$  – вектор псевдодальностей,  $\dot{\boldsymbol{\rho}}=(\dot{\rho}_0 \ \cdots \ \dot{\rho}_m)^T$  – вектор псевдоскоростей ( $m+1$ ) используемых навигационных спутников;  $\alpha$ ,  $\beta$  – углы атаки и скольжения;  $\mathbf{V}$  – вектор воздушной скорости;  $\Delta\alpha_w$ ,  $\Delta\beta_w$  и  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\beta$  – приращения углов и систематических составляющих скоростей вертикального и бокового ветра соответственно.

Второй высокоточный этап начальной выставки, также проводимый на стоянке, и основной этап работы комплекса как на стоянке, так и в полете отличаются способом формирования вектора измерения. В зависимости от используемой слабосвязанной



(сильносвязанной) схемы коррекции БИ формирует разности соответствующих координат (псевдодальностей) и проекций относительной скорости (псевдоскоростей), вычисленных БРФА и СНС, а также угла курса, вычисленного БВДП по показаниям БРФА и вычисленного БИ по показаниям МКС или БГ. Применение слабосвязанной схемы целесообразно на стоянке и при движении по маршруту, в случае маневренного полета и в сложных условиях эксплуатации БЛА предпочтительно применение сильносвязанной схемы. Помимо этого только на втором этапе начальной выставки формируются разности угла тангажа (аналогично для крена), вычисленного БВДП по показаниям БРФА и вычисленного БИ в соответствии с алгоритмом АПВ по показаниям БА.

Для решения функционального алгоритма на втором этапе начальной выставки необходим ввод начальных условий из НУиП и параметров модели нормального УСТ из МНУСТ. При переходе к основному рабочему этапу начальные условия непосредственно выбираются в БРФА из результатов второго этапа. Решение функционального алгоритма и алгоритма ОФК происходит совместно, параллельно: по текущим входным данным и показаниям БРФА формируется  $\mathbf{z}$ , на каждом шаге алгоритма обновляются используемые в ОФК матрицы  $\mathbf{H}$ ,  $\mathbf{L}$ ,  $\mathbf{Q}$ ,  $\mathbf{F}$ ,  $\mathbf{G}$  и вычисляется  $\mathbf{K}$ , используемая в произведении с  $\mathbf{z}$  для коррекции БГНК по замкнуто-разомкнутой (смешанной) схеме. Итоговая информация БРФА – вычисленные  $\mathbf{R}$ ,  $\mathbf{U}$ ,  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{A}_{O/E}$ ,  $\hat{\mathbf{A}}$ ,  $\hat{\boldsymbol{\omega}}_O$ ,  $\hat{\mathbf{n}}_O$ ,  $\Delta\hat{\alpha}_w$ ,  $\Delta\hat{\beta}_w$ ,  $\hat{\Delta}_\alpha$ ,  $\hat{\Delta}_\beta$ , а также оценки систематических погрешностей комплекса, использованные при их компенсации, применяются в БВДП для вычисления набора дополнительных параметров (высота, географическая широта, путевой угол, курс, тангаж, крен, проекции истинного УСТ и др.), а также в СПП и САУ для управления объектом. Данные измерений и вычислений сохраняются в памяти для последующего анализа результатов работы.

Собственно функциональный алгоритм БГНК, представленный в ЭСК, имеет вид:

$$\begin{aligned}
& \dot{\Lambda} = 0,5 \mathbf{M}_{\hat{\omega}_o} \Lambda; \quad \hat{\omega}_o = \omega_o - \hat{\delta}\omega_{on} - \begin{pmatrix} \hat{\delta}k_x^\omega & \hat{\Theta}_{xy}^\omega & \hat{\Theta}_{xz}^\omega \\ \hat{\Theta}_{yx}^\omega & \hat{\delta}k_y^\omega & \hat{\Theta}_{yz}^\omega \\ \hat{\Theta}_{zx}^\omega & \hat{\Theta}_{zy}^\omega & \hat{\delta}k_z^\omega \end{pmatrix} \omega_o + \mathbf{A}_{o/E}^T \mathbf{K}^{(0-2)} \mathbf{z}; \\
& \mathbf{A}_{o/E} = \begin{pmatrix} \cos(ut) & \sin(ut) & 0 \\ -\sin(ut) & \cos(ut) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \left[ (2\lambda_0^2 - 1) \mathbf{E} + 2 \left[ \lambda \lambda^T \right] - 2\lambda_0 \mathbf{L}_\lambda \right]; \\
& \dot{\mathbf{U}} = -2\mathbf{u} \times \mathbf{U} + \mathbf{A}_{o/E} \hat{\mathbf{n}}_o + \mathbf{g}_{\text{ГН}} + \hat{\mathbf{A}} - \mathbf{K}^{(3-5)} \mathbf{z}; \quad \dot{\mathbf{R}} = \mathbf{U} - \mathbf{K}^{(6-8)} \mathbf{z}; \\
& \hat{\mathbf{n}}_o = \mathbf{n}_o - \hat{\delta}\mathbf{n}_{on} - \begin{pmatrix} \hat{\delta}k_x^n & \hat{\Theta}_{xy}^n & 0 \\ 0 & \hat{\delta}k_y^n & 0 \\ \hat{\Theta}_{zx}^n & \hat{\Theta}_{zy}^n & \hat{\delta}k_z^n \end{pmatrix} \mathbf{n}_o; \quad \hat{\mathbf{A}} = \mathbf{A}_{\text{и}} - \hat{\delta}\mathbf{A}_{\text{п}} - \hat{\delta}\mathbf{A}_{\text{сл}} - \begin{pmatrix} \hat{k}_{\xi\xi}^{\delta A} & \hat{k}_{\xi\eta}^{\delta A} & \hat{k}_{\xi\zeta}^{\delta A} \\ \hat{k}_{\eta\xi}^{\delta A} & \hat{k}_{\eta\eta}^{\delta A} & \hat{k}_{\eta\zeta}^{\delta A} \\ \hat{k}_{\zeta\xi}^{\delta A} & \hat{k}_{\zeta\eta}^{\delta A} & \hat{k}_{\zeta\zeta}^{\delta A} \end{pmatrix} (\mathbf{R} - \mathbf{R}_0); \\
& \hat{\delta}\mathbf{n}_{on} = \mathbf{K}^{(9-11)} \mathbf{z}; \quad \hat{\delta}\omega_{on} = \mathbf{K}^{(12-14)} \mathbf{z}; \quad \hat{\delta}\mathbf{A}_{\text{п}} = \mathbf{K}^{(15-17)} \mathbf{z}; \quad \hat{\delta}\mathbf{A}_{\text{сл}} = -\mathbf{D}_\mu \hat{\delta}\mathbf{A}_{\text{сл}} + \mathbf{K}^{(18-20)} \mathbf{z}; \\
& \hat{\mathbf{k}}^{\delta A} = \mathbf{K}^{(21-29)} \mathbf{z}; \quad \hat{\delta}\mathbf{k}^\omega = \mathbf{K}^{(30-32)} \mathbf{z}; \quad \hat{\delta}\mathbf{k}^n = \mathbf{K}^{(33-35)} \mathbf{z}; \quad \hat{\Theta}^\omega = \mathbf{K}^{(36-41)} \mathbf{z}; \quad \hat{\Theta}^n = \mathbf{K}^{(42-44)} \mathbf{z}; \quad \hat{\delta}\Psi_M = \mathbf{K}^{(45)} \mathbf{z}; \\
& \text{слабосвязанная схема} \quad \text{сильносвязанная схема} \\
& \left. \begin{aligned} \hat{\delta}\mathbf{R}_{\text{Сп}} &= \mathbf{K}^{(46-48)} \mathbf{z}; \\ \hat{\delta}\mathbf{U}_{\text{Сп}} &= \mathbf{K}^{(49-51)} \mathbf{z}; \\ \mathbf{z} &= \begin{pmatrix} \mathbf{R} - \mathbf{R}_C + \hat{\delta}\mathbf{R}_{\text{Сп}} \\ \mathbf{U} - \mathbf{U}_C + \hat{\delta}\mathbf{U}_{\text{Сп}} \\ \Psi - \Psi_M + \hat{\delta}\Psi_{\text{Мп}} \end{pmatrix}; \end{aligned} \right\} \text{или} \left\{ \begin{aligned} \hat{\delta}\rho_{\text{Сп}} &= \mathbf{K}^{(46-(46+m))} \mathbf{z}; \\ \hat{\delta}\dot{\rho}_{\text{Сп}} &= \mathbf{K}^{((47+m)-(47+2 \times m))} \mathbf{z}; \\ \hat{\delta}\tau &= \mathbf{K}^{((48+2 \times m))} \mathbf{z}; \\ \mathbf{z} &= \begin{pmatrix} \rho - \rho_C + \hat{\delta}\rho_{\text{Сп}} \\ \dot{\rho} - \dot{\rho}_C + \hat{\delta}\dot{\rho}_{\text{Сп}} \\ \Psi - \Psi_M + \hat{\delta}\Psi_{\text{Мп}} \end{pmatrix}; \end{aligned} \right. \quad \begin{aligned} & \text{этап} \\ & \text{начальной} \\ & \text{выставки} \\ & \mathbf{z} = \begin{pmatrix} \dots \\ \vartheta - \vartheta_A \\ \gamma - \gamma_A \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (1)
\end{aligned}$$

где индексы  $\xi, \eta, \zeta$  и  $x, y, z$  соответствуют проекциям на оси ЭСК и ССК соответственно;

$$\lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T; \quad \mathbf{L}_a = \begin{pmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{M}_a = \begin{pmatrix} 0 & -a_1 & -a_2 & -a_3 \\ a_1 & 0 & a_3 & -a_2 \\ a_2 & -a_3 & 0 & a_1 \\ a_3 & a_2 & -a_1 & 0 \end{pmatrix} - \text{матрицы, составленные из}$$

элементов некоторого вектора  $\mathbf{a} = (a_1, a_2, a_3)^T$ ;  $k_i^{\omega, n}$  – масштабные коэффициенты гироскопов или акселерометров с измерительной осью  $i$ ,  $\mathbf{k}^{\omega, n}$  – составленные из них вектор-столбцы;  $\Theta_{ij}^{\omega, n}$  – малые углы отклонений измерительных осей гироскопов или акселерометров от идеальной оси  $i$  вдоль оси  $j$  ССК,  $\Theta^{\omega, n}$  – составленные из них вектор-столбцы; индекс  $\langle i-j \rangle$  показывает, что в матрице  $\mathbf{K}$  сохранены с  $i$ -й по  $j$ -ю строки;  $u$  – модуль  $\mathbf{u}$ ;  $\mathbf{E}$  – единичная матрица соответствующей размерности;  $\mathbf{g}_{\text{ГН}}$  – нормальный вектор УСТ;  $k_{ij}^{\delta A}$  – линейные коэффициенты модели погрешности аномалии в проекции на ось  $i$ , зависящие от координаты или параметра  $j$ ,  $\mathbf{k}^{\delta A}$  – составленный из них вектор-столбец;  $\mathbf{D}_\mu$  – диагональная матрица, составленная из элементов  $\mu$ ; индекс  $\text{сл}$  обозначает случайные составляющие величин, а индекс  $\text{п}$  отвечает их систематическим постоянным составляющим;  $\mathbf{S}^k$  – геоцентрический радиус-вектор местоположения  $k$ -го спутника и  $\mathbf{V}^k$  – его относительная скорость, вещаемые СНС;  $\rho_k = \sqrt{(S_\xi^k - R_\xi)^2 + (S_\eta^k - R_\eta)^2 + (S_\zeta^k - R_\zeta)^2}$  – псевдодальность  $k$ -ого спутника и

$$\dot{\rho}_k = \frac{(S_\xi^k - R_\xi) \cdot (V_\xi^k - U_\xi) + (S_\eta^k - R_\eta) \cdot (V_\eta^k - U_\eta) + (S_\zeta^k - R_\zeta) \cdot (V_\zeta^k - U_\zeta)}{\sqrt{(S_\xi^k - R_\xi)^2 + (S_\eta^k - R_\eta)^2 + (S_\zeta^k - R_\zeta)^2}} - \text{его псевдоскорость,}$$

вычисляемые БГНК;  $\delta t$  – погрешность часов НАП СНС.

Курс, вычисляемый по показаниям МКС, описывается соотношением

$$\Psi_M = -\arctg\left(\frac{B_y \sin \gamma + B_z \cos \gamma}{B_x \cos \vartheta - (B_y \cos \gamma - B_z \sin \gamma) \sin \vartheta}\right) + \Delta\Psi_{\text{мс}}.$$

При этом могут использоваться как итоговые значения тангажа и крена вычисляемые в БВДП, так и значения, полученные в соответствии с алгоритмом АПВ:

$$\vartheta_A = \arctg(n_x / \sqrt{n_y^2 + n_z^2});$$

$$\gamma_A = -\arctg(n_z / n_y),$$

где также могут использоваться проекции как  $\mathbf{n}_O$  из БА, так и  $\hat{\mathbf{n}}_O$  из БРФА.

В функциональном алгоритме БГНК  $\mathbf{g}_{\text{ГН}}$  описан соотношениями [6], являющимися наиболее рациональными для реализации алгоритма в ЭСК:

$$\mathbf{g}_{\text{ГН}} = F_{N_{\text{ГН}}} \mathbf{N}_{\text{ГН}} + F_R \mathbf{1}_R - \mathbf{u} \times (\mathbf{u} \times \mathbf{R}); \quad \mathbf{1}_R = \mathbf{R}(\mathbf{R} \cdot \mathbf{R})^{-0,5} = [l_\xi, l_\eta, l_\zeta]^T;$$

$$\mathbf{E}_{\text{ГН}} = (\zeta \times \mathbf{1}_R)(1 - l_\zeta^2)^{-0,5}; \quad \mathbf{N}_{\text{ГН}} = \mathbf{1}_R \times \mathbf{E}_{\text{ГН}}; \quad R = (\mathbf{R} \cdot \mathbf{R})^{0,5};$$

$$F_{N_{\text{ГН}}} = g_e (q - e^2) (a/R)^4 l_\zeta (1 - l_\zeta^2)^{0,5} \left[ 1 + e^2 (0,5e^2 - 30q/14)(q - e^2)^{-1} \right] \times$$

$$\times \left\{ 1 + \left[ 30q/14 - 1,5e^2 + l_\zeta^2 (3,5e^2 - 5q) \right] (q - e^2)^{-1} (ea/R)^2 \right\};$$

$$F_R = -g_e (a/R)^2 \left\{ 1 - 0,5e^2 - 0,125e^4 + q(1,5 - 15e^2/28) + \left[ 0,5e^2 - 0,25e^4 + \right. \right.$$

$$\left. + q(-0,5 + 15e^2/14) - l_\zeta^2 (1,5e^2 - 0,75e^4 + q(-1,5 + 45e^2/14)) \right] (a/R)^2 +$$

$$\left. + \left[ 0,375e^2 - 15q/28 + l_\zeta^2 (0,625e^2 - 25q/28) - \right. \right.$$

$$\left. - l_\zeta^2 (1 - l_\zeta^2) (4,375e^2 - 6,25q) \right] e^2 (a/R)^4 \left. \right\},$$

где  $\mathbf{E}_{\text{ГН}}$  (Восток),  $\mathbf{N}_{\text{ГН}}$  (Север),  $\mathbf{1}_R$  (геоцентрическая вертикаль) – орты сопровождающей геоцентрической СК;  $g_e$  – величина нормального УСТ на экваторе;  $q$  – отношение центробежной силы, возникающей вследствие вращения Земли, к силе тяжести на экваторе;  $e = (a^2 - b^2)^{0,5} a^{-1}$  и  $a, b$  – первый эксцентриситет и величины большой и малой полуосей референц-эллипсоида. При необходимости функциональный алгоритм позволяет использование других моделей нормального поля тяготения, предполагающих зависимость от экваториальных, геоцентрических или географических координат. При этом может потребоваться пересчет определяемых комплексом экваториальных координат в геоцентрические и далее в географические на каждом такте вычислений [7,8].

Параметры ориентации объекта ( $\psi, \vartheta, \gamma$ ) в БВДП вычисляются согласно унифицированному алгоритму [4]:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{Z}_1 &= (\mathbf{x} \times \mathbf{r}) | \mathbf{x} \times \mathbf{r} |^{-1}; \quad \psi = -\arctg(\mathbf{N}_{\text{гр}} \cdot \mathbf{Z}_1 (\mathbf{E}_{\text{гр}} \cdot \mathbf{Z}_1)^{-1}); \\ \vartheta &= \arctg(\mathbf{x} \cdot \mathbf{r} (1 - (\mathbf{x} \cdot \mathbf{r})^2)^{-0.5}); \quad \gamma = \arctg(\mathbf{y} \cdot \mathbf{Z}_1 (\mathbf{z} \cdot \mathbf{Z}_1)^{-1}), \end{aligned} \right\}$$

где  $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{y}$ ,  $\mathbf{z}$  – орты ССК (представляют собой 1-й, 2-й и соответственно 3-й столбцы  $\mathbf{A}_{O/E}$ );  $\mathbf{E}_{\text{гр}}$ ,  $\mathbf{N}_{\text{гр}}$ ,  $\mathbf{r}$  – орты восточного, северного и вертикального направлений географической СК. Эти орты вычисляются по формулам:

$$\mathbf{E}_{\text{гр}} = \mathbf{E}_{\text{гн}}; \quad \mathbf{N}_{\text{гр}} = \mathbf{r} \times \mathbf{E}_{\text{гр}}; \quad \mathbf{r} = \mathbf{1}_R + (1 + \Theta^2 / 4)^{-1} (\Theta \times (\mathbf{1}_R + \Theta \times \mathbf{1}_R / 2)),$$

где  $\Theta = 2\mathbf{E}_{\text{гр}} \text{tg}((\varphi_{\text{гн}} - \varphi) / 2)$  – соответствующий вектор конечного поворота;  $\varphi_{\text{гн}} = \arcsin(I_{\zeta})$  – геоцентрическая широта;  $\varphi$  – географическая широта, которая может быть определена в БВДП одним из известных способов – посредством аналитического [7] или численного [8] решения алгебраических уравнений, либо дополнительно решая в БРФА дифференциальное уравнение

$$\dot{\varphi} = \left( (R_{\zeta} \dot{R}_{\zeta} + R_{\eta} \dot{R}_{\eta}) \text{tg}\varphi - \dot{R}_{\zeta} \sqrt{R_{\zeta}^2 + R_{\eta}^2} \right) (1 - e^2 \sin^2 \varphi) \cos^2 \varphi / \left( a e^2 \cos^3 \varphi \sqrt{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)} \times \right. \\ \left. \times \sqrt{R_{\zeta}^2 + R_{\eta}^2} - (R_{\zeta}^2 + R_{\eta}^2) (1 - e^2 \sin^2 \varphi) + ((R_{\zeta}^2 + R_{\eta}^2) \text{tg}\varphi - R_{\zeta} \sqrt{R_{\zeta}^2 + R_{\eta}^2}) e^2 \sin \varphi \cos^3 \varphi \right).$$

В тоже время на ограниченных высотах можно пользоваться упрощенной формулой

$$\mathbf{r} = -\mathbf{g}_{\text{гн}} \mathbf{g}_{\text{гн}}^{-1},$$

имеющей небольшую методическую ошибку в северном направлении. Ошибка практически равна нулю вблизи полюсов, экватора и поверхности референц-эллипсоида, достигает максимума в средних широтах и практически линейно зависит от высоты. При этом, например, на высоте  $\pm 10$  км и широте  $45^\circ$  ошибка ориентации  $\mathbf{r}$  составит всего лишь  $\pm 1,7$  угл. с, что удовлетворяет требованиям векторной мобильной гравиметрии.

Таким образом, описана общая структура, состав и основные алгоритмы части УНК, обеспечивающей функции БГНК. Основные подходы к построению функциональных алгоритмов оценивания неизмеряемых на борту параметров, реализуемых также в БРФА и используемых в САУ БЛА, приведены в следующем разделе.

### Основные принципы построения СПП и САУ

Управление полетом БЛА (см рис. 2) можно представить как иерархический процесс, который условно можно разбить на три уровня:

- стратегический уровень (уровень планирования текущей цели);
- тактический уровень (уровень формирования траектории полета);
- исполнительный уровень.

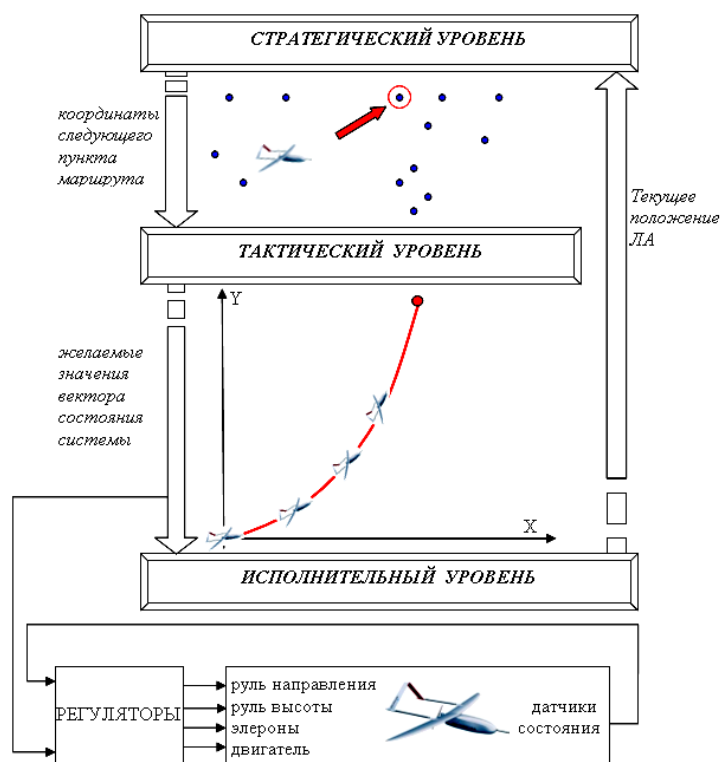


Рисунок 2 – Трехуровневая концепция управления полетом БЛА

Стратегический уровень, или уровень принятия решения о выборе поведения, состоит в оперативном планировании в реальном времени определения текущей цели. Задачей тактического уровня является формирование траектории полета по заданным координатам цели. Эти уровни управления реализуются СПП. Третий – исполнительный уровень, это уровень САУ БЛА, в задачи которого входит поддержание или отработка с помощью управляющих органов задающих воздействий по таким сигналам, как желаемое направление, скорость, высота полета к цели.

В работах [9,10] предложена нейросетевая система планирования траектории, которая реализует стратегический уровень управления полетом БЛА. Такая нейросетевая система состоит из иерархических нейросетевых структур на базе управляющего нейроэлемента и формируется эволюционным методом с использованием моделирующей среды. Реализация нейросетевых структур планирования в конвейерном режиме с помощью малогабаритных ПЛИС позволяет значительно снизить стоимостные и массогабаритные характеристики системы планирования траектории в целом.

Нейросетевая система планирования траектории взаимодействует с другими управляющими системами БЛА следующим образом. Получая информацию БГНК о текущем положении БЛА, а также информацию о появлении новых объектов для наблюдения, нейросетевая система формирует сигнал в виде координат текущей цели

полета, на основании которого в дальнейшем формируется задающий сигнал для регуляторов, обеспечивающий полет к выбранной цели.

На рис. 3 представлена структурная схема контура управления полетом БЛА, содержащая:

- нейросетевую систему планирования траектории на ПЛИС (стратегический уровень управления);
- преобразователь координат цели в задающие сигналы – текущие высоту и угол рыскания, которые обеспечат полет к выбранной нейросетевой системой цели (тактический уровень управления);
- регуляторы рыскания, крена, тангажа, высоты полета и скорости (исполнительный уровень управления).

Таким образом, встроенная нейросетевая система планирования траектории формирует сигналы, передающиеся через задающие воздействия ко всем регуляторам САУ БЛА, т.е. находится в основном контуре управления и замыкает его.

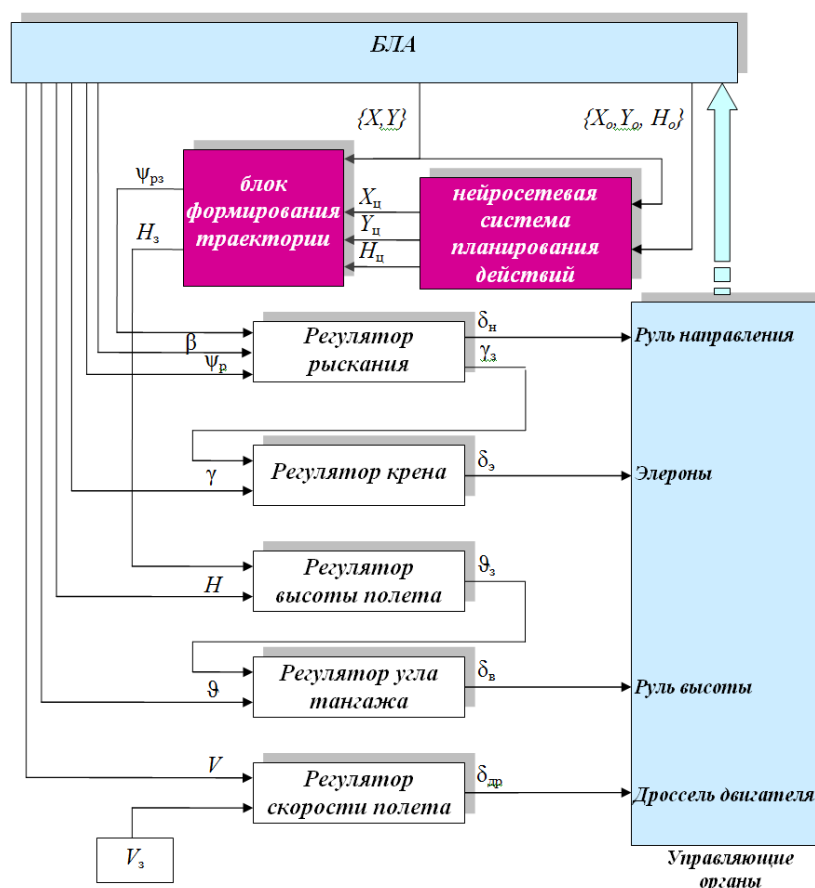


Рисунок 3 – Структурная схема контура управления полетом БЛА

На рисунке:  $X$ ,  $Y$ ,  $H$  и  $X_o$ ,  $Y_o$ ,  $H_o$  – соответственно текущие координаты (например, широта, долгота и высота) БЛА и попадающих в его поле видимости объектов – индекс  $o$ ; индексы  $з$  и  $ц$  отвечают задающим и целевым значениям или сигналам;  $\delta_n$ ,  $\delta_э$ ,  $\delta_в$ ,  $\delta_{др}$  – управляющие

сигналы по отклонению руля направления, элеронов, руля высоты, положению дроссельной заслонки двигателя соответственно;  $\psi_p$  – угол рыскания.

На исполнительном уровне, для обеспечения автоматического управления малоразмерным БЛА при любых погодных условиях и различных комплексных возмущающих воздействиях, а также при ограничениях скоростной и позиционной характеристик исполнительного привода, целесообразно применять новые алгоритмы управления движением БЛА. Алгоритмы используют оптимальные калмановские оценки неизмеряемых координат [11] – скоростей и углов вертикального и бокового ветра и обеспечивают устойчивость и требуемое качество управления движением. Так как в процессе полета меняются характеристики объекта, то необходимо гарантировать адаптивность алгоритмов управления к изменяющимся условиям полета. В частности, при управлении скоростью БЛА предлагается использовать алгоритм, содержащий нейронную сеть, которая на основании текущих полетных данных в режиме реального времени осуществляет аппроксимацию сложной зависимости потребной мощности двигателя от текущей высоты, угла атаки и заданного угла наклона траектории. Для простоты изложения принципов делаем допущение, что в САУ используются быстродействующие приводы рулей высоты, направления, элеронов и их динамикой можно пренебречь.

Движение БЛА в продольной плоскости описано следующей системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{H} &= \frac{\pi V_0}{180} (\Delta \vartheta - \Delta \alpha); \quad \Delta \dot{\alpha} = \Delta \omega_z - \bar{Y}_a^\alpha (\Delta \alpha + \Delta \alpha_w) - \bar{Y}_a^{\delta_b} \Delta \delta_b; \\ \Delta \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^\alpha (\Delta \alpha + \Delta \alpha_w) + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_b} \Delta \delta_b; \\ \Delta \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z; \quad \Delta \dot{\alpha}_w = -\frac{1}{T} \Delta \alpha_w + \frac{180}{\pi T V_0} \Delta \alpha + \frac{180}{\pi T V_0} \eta_\alpha; \quad \dot{\Delta \alpha} = 0; \end{aligned} \right\}$$

$$\mathbf{z} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta H \\ \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \vartheta \\ \Delta \alpha_w \\ \Delta \alpha \end{pmatrix} + \xi,$$

где  $\Delta H = H - H_0$ ;  $\Delta H_z = H_z - H_{z0}$ ;  $\Delta x$  – приращение некоторой величины  $x$ ; индекс  $0$  – здесь и ниже отвечает установившимся параметрам движения БЛА;  $\xi$  – вектор шумов измерений;  $\bar{Y}_a^\alpha$  – производная приведенной к произведению массы БЛА на скорость установившегося полета аэродинамической подъемной силы крыла по  $\alpha$ ;  $\bar{Y}_a^{\delta_b}$  – производная приведенной к произведению массы БЛА на скорость установившегося полета аэродинамической

подъемной силы по  $\delta_B$ ;  $\bar{M}_z^\alpha$  – производная приведенного к моменту инерции относительно связанной оси  $Oz$  момента  $\vartheta$  по  $\alpha$ ;  $\bar{M}_z^{\omega_z}$  – приведенный к моменту инерции относительно связанной оси  $Oz$  демпфирующий момент  $\vartheta$ ;  $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$  – производная приведенного к моменту инерции относительно связанной оси  $Oz$  момента  $\vartheta$  по  $\dot{\alpha}$ ;  $\bar{M}_z^{\delta_B}$  – производная приведенного к моменту инерции относительно связанной оси  $Oz$  момента  $\vartheta$  по  $\delta_B$ ;  $T$  – постоянная времени формирующего фильтра;  $\eta_\alpha$  – белый шум.

Закон управления БЛА в продольной плоскости выглядит следующим образом:

$$\delta_B = k_9 k_9^H (\Delta H - \Delta H_3) + k_9 k_{\dot{H}} \Delta \dot{H} + k_9 \Delta \vartheta + k_{\omega_z} \Delta \omega_z + k_9 k_{\alpha_w} \Delta \hat{\alpha}_w + k_9 k_{\Delta \alpha} \Delta \hat{\alpha},$$

где  $k_9$ ,  $k_9^H$ ,  $k_{\dot{H}}$ ,  $k_{\omega_z}$ ,  $k_{\alpha_w}$ ,  $k_{\Delta \alpha}$  – коэффициенты закона управления. В отличие от классического закона управления высотой  $\delta_B = k_H (\Delta H - \Delta H_3) + k_9 \Delta \vartheta + k_{\omega_z} \Delta \omega_z$  [12], где  $k_H$  – его коэффициент, в новом законе управления появляются составляющие от приращения вертикальной скорости, оценок приращений угла и скорости вертикального ветра.

Движение БЛА в поперечной плоскости описывается системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{Z} &= \frac{\pi V_0}{180} (\Delta \psi_p - \Delta \beta); \\ \Delta \dot{\beta} &= \bar{Z}^\beta (\Delta \beta + \Delta \beta_w) + \sin \alpha_0 \Delta \omega_x + \cos \alpha_0 \Delta \omega_y + \frac{g_{\text{TH}}}{V_0} \cos \vartheta_0 \Delta \gamma + \bar{Z}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\ \Delta \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^\beta (\Delta \beta + \Delta \beta_w) + \bar{M}_x^{\omega_x} \Delta \omega_x + \bar{M}_x^{\omega_y} \Delta \omega_y + \bar{M}_x^{\delta_\vartheta} \Delta \delta_\vartheta + \bar{M}_x^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\ \Delta \dot{\omega}_y &= \bar{M}_y^\beta (\Delta \beta + \Delta \beta_w) + \bar{M}_y^{\omega_x} \Delta \omega_x + \bar{M}_y^{\omega_y} \Delta \omega_y + \bar{M}_y^{\delta_\vartheta} \Delta \delta_\vartheta + \bar{M}_y^{\delta_H} \Delta \delta_H, \\ \Delta \dot{\gamma} &= \Delta \omega_x - \text{tg} \vartheta_0 \Delta \omega_y; \quad \Delta \dot{\psi}_p = \frac{1}{\cos \vartheta_0} \Delta \omega_y; \\ \Delta \dot{\beta}_w &= -\frac{1}{T} \Delta \beta_w + \frac{180}{\pi T V_0} \Delta \beta + \frac{180}{\pi T V_0} \eta_\beta; \quad \dot{\Delta \beta} = 0; \end{aligned} \right\}$$

$$\mathbf{z} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta Z \\ \Delta \beta \\ \Delta \omega_x \\ \Delta \omega_y \\ \Delta \gamma \\ \Delta \psi_p \\ \Delta \beta_w \\ \Delta \beta \end{pmatrix} + \xi,$$



где  $\Delta Z = Z - Z_0$ ;  $\Delta Z_3 = Z_3 - Z_0$ ;  $Z$  – горизонтальная координата, отсчитываемая перпендикулярно от линии заданного пути;  $\eta_\beta$  – белый шум;  $\bar{Z}^\beta$  – производная приведенной к произведению массы БЛА на скорость установившегося полета боковой аэродинамической силы по  $\beta$ ;  $\bar{Z}^{\delta_n}$  – производная приведенной к произведению массы БЛА на скорость установившегося полета боковой аэродинамической силы по  $\delta_n$ ;  $\bar{M}_x^\beta, \bar{M}_y^\beta$  – производные приведенных к соответствующему моменту инерции моментов  $\gamma$  и  $\psi_p$  по  $\beta$ ;  $\bar{M}_x^{\omega_x}, \bar{M}_y^{\omega_y}$  – приведенные к соответствующему моменту инерции демпфирующие моменты  $\gamma$  и  $\psi_p$ ;  $\bar{M}_x^{\omega_y}, \bar{M}_y^{\omega_x}$  – приведенные к соответствующему моменту инерции перекрестные моменты  $\gamma$  и  $\psi_p$ ;  $\bar{M}_x^{\delta_\beta}, \bar{M}_y^{\delta_\beta}, \bar{M}_x^{\delta_n}, \bar{M}_y^{\delta_n}$  – производные приведенных к соответствующему моменту инерции моментов  $\gamma$  и  $\psi_p$  по  $\delta_\beta$  и  $\delta_n$ .

Управление БЛА в поперечной плоскости осуществляется с помощью элеронов и руля направления, при этом канал элеронов используется для управления траекторией движения БЛА, а канал руля направления – для устранения скольжения. Законы управления БЛА в поперечной плоскости выглядят следующим образом:

$$\delta_\beta = k_\gamma k_\psi^Z (\Delta Z - \Delta Z_3) + k_\gamma k_\psi \Delta \psi + k_\gamma \Delta \gamma + k_{\omega_x} \Delta \omega_x + k_\gamma k_{\beta_w} \Delta \hat{\beta}_w + k_\gamma k_{\Delta \beta} \hat{\Delta}_\beta;$$

$$\delta_n = k_\psi^\gamma \Delta \gamma + k_{\omega_y} \Delta \omega_y,$$

где  $k_\gamma, k_\psi^Z, k_\psi, k_\psi^\gamma, k_{\omega_x}, k_{\omega_y}, k_{\beta_w}, k_{\Delta \beta}$  – коэффициенты законов управления. В отличие от классического закона управления элеронами  $\delta_\beta = k_\gamma k_z (\Delta Z - \Delta Z_3) + k_\gamma k_\psi \Delta \psi + k_\gamma \Delta \gamma + k_{\omega_x} \Delta \omega_x$  [13], где  $k_z$  – его коэффициент, в новом законе появляются составляющие оценок приращений угла и скорости бокового ветра.

Итак, ожидается и подтверждено проведенными оценками, что предложенные законы управления рулем высоты и элеронами по сравнению с классическими законами обеспечат лучшее качество управления БЛА при наличии возмущающих факторов.

Скорость БЛА управляется автоматом тяги (рис. 4), обеспечивающим формирование потребной тяги двигателя. На его выходе – сигнал  $P$ , определяющий положение дроссельной заслонки двигателя, а также величина оборотов двигателя  $n_{дв}$ . Входными сигналами являются  $V_3$  и  $V, H, \alpha$  и заданный угол наклона траектории  $\theta_3$ .

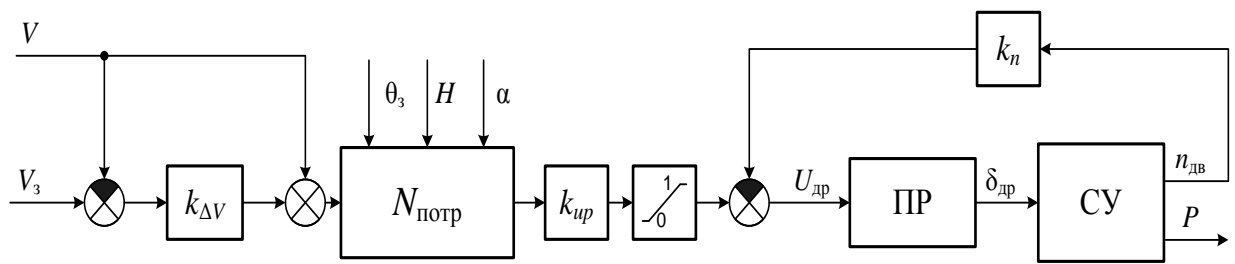


Рисунок 4 – Структурная схема автомата тяги

На рисунке: ПР – привод дроссельной заслонки; СУ – силовая установка;  $k_{\Delta V}$  – коэффициент влияния невязки по скорости;  $k_n$  – коэффициент обратной связи по оборотам двигателя;  $k_{up}$  – коэффициент масштабирования величины потребной мощности в величину отклонения дроссельной заслонки;  $N_{потр}$  – величина потребной мощности двигателя;  $U_{др}$  – сигнал управления дроссельной заслонкой.

Закон управления автомата тяги записывается следующим образом [13]:

$$U_{др} = k_{up} N_{потр} - k_n n_{дв},$$

где величина потребной мощности представлена как определенная зависимость  $N_{потр} = f(V + k_{\Delta V}(V_3 - V), H, \theta_3, \alpha)$ , полученная в результате заранее проведенного аэродинамического расчета и расчета характеристик силовой установки. Для аппроксимации зависимости используется искусственная нейронная сеть прямого распространения, содержащая два промежуточных слоя. Коэффициенты  $k_{up} = 1 / N_{max}$  и  $k_n = 1 / n_{дв max}$  определяются исходя из рабочих параметров силовой установки – максимальной мощности  $N_{max}$  и максимальной величины оборотов двигателя  $n_{дв max}$ . Коэффициент  $k_{\Delta V}$  определяется экспериментально.

За счет использования нейронной сети в автомате тяги, предполагается добиться адаптивности к различным типам БЛА, а также повысить скорость вычислений алгоритмов автомата тяги, по сравнению с классическими алгоритмами. Такие возможности подтверждены проведенными оценками.

Таким образом, изложены основные принципы построения СПП и САУ в рамках УНК. В дальнейшем предполагается их углубленная интеграция с алгоритмами БГНК в рамках комплекса, имитационное и полунатурное моделирование их совместной работы.

### Заключение

Итак, в работе изложен новый подход к построению интегрированного высокоточного малогабаритного управляющего навигационно-гравиметрического

комплекса БЛА. Обоснована актуальность и перспективность разработки. Изложены основные положения концепции новой технологии бесплатформенной аэрогравиметрии на базе малоразмерных БЛА. Рассмотрен вариант комплекса в составе системы планирования полета и системы автоматического управления БЛА, а также бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса. Представлены структуры, состав, математические модели и алгоритмы работы основных узлов комплекса. В итоге можно сделать вывод, что интегрированный комплекс позволит обеспечить решение задач управления, ориентации и навигации БЛА, а также векторных гравиметрических измерений в соответствии с новой технологией аэрогравиметрии.

*Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 14.В37.21.1904 от 04.10.2012г. и 14.В37.21.1545 от 20.09.2012г. ФЦП “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы”, а также РФФИ в форме гранта № 12-08-00028-а.*

### **Библиографический список**

1. Применение гравиинерциальных технологий в геофизике. Сборник статей и докладов. Под общей редакцией академика РАН В.Г. Пешехонова. -СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2002.
2. Афонин А.А., Сулаков А.С. Алгоритм оценивания параметров гравитационного поля, ориентации и навигации бесплатформенного гравиинерциального комплекса // Мехатроника, автоматизация, управление. –М.: 2011, № 9.
3. Афонин А.А., Сулаков А.С. О коррекции параметров ориентации, навигации и гравиметрии в замкнутой схеме включения фильтра Калмана навигационного комплекса // Авиакосмическое приборостроение. –М.: 2011, №8.
4. Тювин А.В., Афонин А.А., Черноморский А.И. Об одной концепции векторных гравиметрических измерений // Авиакосмическое приборостроение, 2005. –М.: №3.
5. Афонин А.А., Тювин А.В., Карачевцев М.В. Об оценке погрешностей в определении параметров ориентации в бесплатформенном гравиинерциальном навигационном комплексе // Авиакосмическое приборостроение. – М.: 2007, №3.
6. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. –М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1966.
7. Афонин А.А., Сулаков А.С., Тювин А.В., Сачков Г.П. Об одной модификации алгоритма бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса // Труды XXXVIII «Всероссийской конференции по управлению движением кораблей и специальных подводных аппаратов». –М.: ИПУ РАН, 2012.

8. ГОСТ Р 51794-2001. Аппаратура радионавигационная глобальной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразования координат определения точек. Госстандарт России. Москва.
9. Лебедев Г.Н., Мирзоян Л.А. Нейросетевое планирование действий по облету наземных объектов группой летательных аппаратов // Авиакосмическое приборостроение. –М.: 2005, №12.
10. Лебедев Г.Н., Мирзоян Л.А. Конвейерное нейросетевое управление полетом на базе обучающей моделирующей среды // Материалы Международной научной конференции «Современные проблемы прикладной математики и математического моделирования», –Воронеж: ВГТА, 2005.
11. Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Ефимов А.В. Оценка вектора состояния беспилотного летательного аппарата при наличии в объекте управления нелинейных элементов // Вестник Московского авиационного института, 2012, т. 19, №1.
12. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. –М: Машиностроение, 1971.
13. Горбачев Ю.В., Курмаков Д.В., Рыбников С.И. Интегрированная система автоматического управления продольным движением летательного аппарата в строю при регулировании тягой двигателя и рулем высоты // Электронный журнал «Труды МАИ», 2011, №49.