

УДК 681.518.2/.3

ПЕРСПЕКТИВНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНО-АЭРОМЕТРИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩАЯ СИСТЕМА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Игорь Сергеевич КИКИН, к. т. н.

ФГУП «Государственный научно исследовательский институт авиационных систем»
ГНЦ РФ

E-mail: kikin@gosniias.ru

Цель работы — создание информационной технологии алгоритмического синтеза инерциально-аэрометрической информационно-управляющей системы с автономной коррекцией (самокоррекцией) ошибок измерений, спектральный диапазон которых соответствует спектральному диапазону полезного сигнала. Практическая значимость: обеспечение высокоточного навигационного решения с применением инерциальных измерительных блоков средней и низкой точности; сохранение функциональных и точностных характеристик пилотажно-навигационного комплекса летательного аппарата при потере функциональности его подсистем, реализующих позиционные и обзорно-сравнительные методы навигации.

Ключевые слова: информационно-управляющая система, инерциально-аэрометрическая информационно-управляющая система, ретроспективная идентификация, счисление координат, имитационный метод оценивания, мгновенное апостериорное оценивание, накопление погрешностей измерений, автономная коррекция.

ADVANCED INERTIAL-AEROMETRIC INFORMATION AND CONTROL SYSTEM

Igor S. KIKIN, PhD in Engineering

‘FSUE “State Research Institute of Aviation Systems” State Scientific Center of Russian Federation

E-mail: kikin@gosniias.ru

The task of the article is to create the information technology of algorithmic synthesis for the inertial-aerometric information and control system with autonomous correction (self-correction) of measurement errors the spectral range of which corresponds to the desired signal spectral range. Practical significance: providing high-precision navigation solution with the use of medium and low precision inertial measurement units; Maintaining performance and accuracy of integrated navigation system in case of failure of its subsystems that implement positioning and area correlation navigation methods.

Keywords: information and control system, inertial-aerometric information and control system, retrospective identification, dead reckoning, simulation evaluation method, instantaneous posterior estimation, measurement error accumulation, self-contained correction.

Основные сокращения

БИНС — бесплатформенная инерциальная навигационная система;
ВСДХ — комплекс высотно-скоростных и дроссельных характеристик силовой установки ЛА;
ДЛУ — датчик линейного ускорения (акселерометр);
ДУС — гироскопический датчик абсолютной угловой скорости;
ДУУ — датчик угловых ускорений;
ИАИУС — инерциально-аэрометрическая информационно-управляющая система;
ИИБ — инерциальный измерительный блок;
ИМО — имитационный метод оценивания состояния ОУ;
КПМ — конечный пункт маршрута;

ЛА — летательный аппарат;
ЛЗП — линия заданного пути;
ММ — математическая модель;
МАО — мгновенное апостериорное оценивание состояния ОУ;
НСК — навигационной системе координат ОУ — объект управления;
ПВГП — пространственно-временной график полета;
ПНК — пилотажно-навигационный комплекс;
ППМ — промежуточный (поворотный) пункт маршрута;
ПУ — процесс управления;
САУ — система автоматического управления;
СВС — система воздушных сигналов;
СИ — система идентификации;
СкИАИУС — самокорректирующаяся ИАИУС;
СРНС — спутниковая радионавигационная система;
ССК — связанная с корпусом ЛА система координат;

ТТХ — тактико-технические характеристики;
ФК — фильтр Калмана;
ЦМ — центр масс.

1. Введение

Инерциально-аэрометрические системы навигационного обеспечения и управления летательными аппаратами применяются в качестве базовых информационно-управляющих систем бортовых комплексов управления объектов авиационной и ракетной техники. Основное достоинство этих систем — максимальный уровень автономности и скрытности применения.

Главный недостаток инерциальных навигационных систем, обусловленный принципом функционирования, — накопление ошибок измерений датчиков первичной информации (акселерометров), которые зависят не только от погрешностей самих датчиков, но и от погрешностей их ориентации в пространстве. В бесплатформенных и безгироскопных системах инерциальной навигации эффект накопления ошибок относится также к датчикам, измеряющим параметры вращательного движения летательного аппарата и обеспечивающим счисление параметров его угловой ориентации. Из-за эффекта накопления ошибок инерциальных датчиков длительность автономного функционирования инерциальных систем навигации летательных аппаратов существенно ограничена. Это приводит к необходимости коррекции погрешностей инерциальных измерений от внешних источников информации. Любые источники корректирующей информации для инерциальных систем, кроме системы воздушных сигналов, осуществляющей аэрометрические измерения, не только увеличивают объем информационных ресурсов управления, но и нарушают инвариантность к внешним помехам и/или скрытность полета. В настоящее время повышение длительности автономного автоматически управляемого полета летательного аппарата с использованием инерциально-аэрометрической системы управления достигается за счет повышения точности датчиков первичной информации. Научно-методические основы автономной коррекции ошибок измерений в информационно-управляющих системах находятся на начальной стадии развития.

Работа посвящена развитию информационных технологий, основанных на мгновенной апостериорной обработке информационного массива, формируемого в режиме пассивного накопления информации о процессе управления на заданном интервале времени нормального функционирования САУЛА. Такие технологии позволяют качественно улучшить характеристики информационных систем, реализующих счисление координат местоположения и параметров ориентации ЛА. Главный результат применения указанных технологий — автономная коррекция (самокоррекция) накапливающихся ошибок счисления пилотажных и навигационных элементов полета — скалярных компонент векторов состояния и выхода ОУ.

ИАИУС — полнофункциональная система автономного навигационного наведения ЛА. Под полной функциональностью системы будем понимать не только полноту состава формируемых ей информационных параметров полета ЛА, но и возможность обеспечения точности навигационного наведения ЛА, гарантирующей реализацию непосредственного информационного контакта с целевыми объектами ЛА в КПМ без применения внешних по отношению к системе источников информации.

Внешние источники информации необходимо использовать для определения начальных значений интегрируемых параметров полета.

Будем рассматривать ИАИУС, с базовым составом, в который в качестве информационных подсистем входят:

- БИНС с ИИБ, включающим в себя 3 ДУС и 3 ДЛУ, измерительные оси которых с точностью до технологических погрешностей соответствуют осям прямоугольного приборного трехгранника, совпадающего (с точностью до технологических погрешностей) с ССК.
- СВС с полным комплексом аэрометрических измерителей (высотно-скоростных параметров полета, параметров атмосферы и аэродинамических углов атаки и скольжения) [1].

Процесс автономного навигационного наведения включает в себя реализацию с заданной точностью:

- маршрута полета (наведение по линии пути),
- траектории движения в заданную точку пространства с произвольным или заданным направлением подлета к этой точке (терминальное наведение),
- вертикального профиля полета (вертикальное наведение),
- заданного времени прибытия в КППМ с возможным ограничением на интервал времени пролета ППМ (управление путевой скоростью полета).

Иными словами, ИАИУС функционально обеспечивает решение всего комплекса задач четырехмерной навигации — выдерживания заданного ПВГП.

ИАИУС — система максимальной автономности, поскольку в ее составе нет передатчиков и приемников электромагнитных волн. Возможности коррекции инерциальных навигационных систем в режиме наблюдения звездного неба, поверхности Земли и наземных навигационных ориентиров зависят от погодных условий. Кроме того, системы навигации по поверхностным земным навигационным полям критичны к имитирующим и маскирующим помехам. В дополнение к недостаткам пассивных систем наблюдения звездного неба и поверхностных навигационных полей Земли излучатели зондирующих сигналов, применяемые в активных автономных навигационных системах, нарушают режимы скрытности полета. Кроме отмеченных недостатков, любые программно-технические средства коррекции ИАИУС увеличивают стоимость ИУС.

Обеспечение точности ИАИУС, при которой автономное навигационное наведение ЛА реализуемо без внешних систем позиционирования и измерителей скорости, соответствует созданию ИУС, идеальной по показателям помехоустойчивости и скрытности.

При этом следует акцентировать внимание на том, что для формирования необходимых для этой системы начальных условий по позиционным координатам ЛА и скоростям их изменения, а также по начальным значениям параметров угловой ориентации ЛА и их производных, необходимо применять все располагаемые информационные ресурсы. Другими словами, целевое назначение информационных технологий, основанных на МАО, — обеспечение точности счисления параметров ориентации и навигации ЛА, при которой инерциальные и аэрометрические измерения определяют состав функционально необходимых измерений для информационного обеспечения управляемого полета ЛА до момента начала финального этапа полета, на котором необходим непосредственный информационный контакт с целевым объектом. При этом все навигационные системы, содержащие передатчики и/или приемники электромагнитного излучения, будут отнесены к резервным системам навигационного обеспечения полета.

Режим самокоррекции ИУС начинается с этапа пассивного накопления информации о штатном процессе автоматического управления ЛА. Его длительность зависит от уровня накапливающихся ошибок измерений и длительности переходного процесса системы регулирования корректируемого навигационного или пилотажного элемента полета ЛА. Уменьшение длительности интервала наблюдения позволяет упростить структуру идентифицируемых моделей возмущений и измерений. Точность вычисления интегрального критерия идентификации увеличивается с увеличением длительности наблюдения. Очевидна актуальность оптимизации длительности интервала наблюдения для контуров автопилотирования и траекторного управления. Последующая коррекция ошибок измерений может осуществляться в циклическом режиме со скользящим интервалом МАО, длительность которого соответствует выбранной длительности интервала наблюдения. При этом задача идентификации неопределенных параметров на последующем цикле самокоррекции — задача уточнения их значений, полученных на предыдущем цикле. Уровень погрешностей датчиков первичной информации ИАИУС ограничен условием нахождения фазовой траектории (вектора ограниченных параметров полета) ЛА в области допустимых траекторий на интервале пассивного накопления информации для самокоррекции системы.

Главная цель применения СкИАИУС — снижение требований по точности датчиков ИИБ по отношению к требованиям, обеспечивающим заданную точность навигационного наведения без режима самокоррекции.

Основные классификационные признаки БИНС связаны с точностью параметров ориентации и навигации в автономном режиме работы, а также с максимальным временем автономной работы [2]. Главный показатель, определяющий принадлежность БИНС к высокому, среднему или низкому классу точности — темп накопления ошибки по позиционным координатам. Этот показатель стандартизован только для БИНС на лазерных гироскопах в соответствии с ГОСТ РВ 52 339–2005 [3]. Максимальные координатные уходы за один час автономной работы для БИНС 1-го класса точности составляют 0,9 км, 2-го класса — 1,85 км (одну морскую милю), 3-го класса — 3,7 км (две морские мили). Уровень максимальной погрешности соответствует удвоенному среднеквадратическому отклонению ($\pm 2\sigma$).

В [2] и [4] представлены предельные скорости координатных уходов для БИНС высокой средней и низкой точности. Они составляют соответственно 0,5, 1 и 10 м/с. В соответствии с этой градацией, системы высокой и средней точности это системы 2-го и 3-го класса по ГОСТ РВ 52339–2005. Недостаток данной классификации — слишком широкий диапазон ошибок для систем низкой точности. В [5] представлена классификация с расширенным диапазоном допустимых скоростей накопления погрешностей для систем средней точности (от 1,85 км/ч до 5,5 км/ч), а системы низкой точности с темпом накопления ошибок от 5,5 км/ч до 37 км/ч исключены из состава систем навигационного применения. Следует отметить, что исключать навигационное применение систем, имеющих скорость координатных уходов, которая соответствует указанному для систем низкой точности диапазону, нецелесообразно. Эти БИНС применяются в составе малогабаритных интегрированных систем навигации. Важно определить границы точности, в которых допустимо автономное применение БИНС. Очевидно, БИНС автономного применения с максимальной скоростью накопления ошибок относятся к системам малого времени работы. Границы разделения классов БИНС по времени автономной работы (системы малого, среднего и продолжительного времени работы) имеют высокую степень неопределенности [2]. Показатель времени автономной работы определяется темпом накопления ошибок и требованием по точности режима автономной навигации.

Из результатов анализа существующих разработок БИНС следует, что диапазон ограничения автономного времени работы БИНС низкой точности целесообразно принять равным 3–5 минут, поскольку для этого диапазона регламентируются показатели точности БИНС из состава интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы при отсутствии коррекции от СРНС.

Накапливаемая за это время координатная погрешность приблизительно соответствует максимальному координатному уходу за час системы 1-го класса по ГОСТ РВ 52339–2005. По аналогии, максимальное время автономного функционирования систем средней точности может быть принято равным приблизительно 15-ти минутам. Верхняя граница скорости координатных уходов для БИНС низкой точности (2σ) принята равной 10 км/ч.

Техническая эффективность коррекции БИНС, в том числе и самокоррекции, может оцениваться по классу точности, пригодной для автономного применения БИНС. Как следует из вышеизложенного, классы точности БИНС определяются на основе интегральных показателей, в том числе по времени автономной работы. Для оценки технической эффективности коррекции БИНС следует также указывать диапазоны погрешностей определения скорости и курса, построения вертикали, а также погрешностей датчиков первичной информации. Кроме того, информативными параметрами для этой задачи являются массогабаритные характеристики БИНС. Все перечисленные характеристики представлены в спецификациях изделий. Классификация БИНС для воздушной навигации с учетом данных работы [6] представлена в таблице 1.

Таблица 1. Классификация БИНС для воздушной навигации

Виды БИНС по уровню точности	Класс точности (ГОСТ РВ 52 339–2005)	Максимальные погрешности (2σ)						Масса изделия, кг
		координат, км/час	путевой скорости, м/с	истинного курса, °	построения вертикали (крен, тангаж), °	ДУС °/час	ДЛУ	
Высокой точности	1	0,9	0,5	0,1	0,03	0,002	$3 \times 10^{-5} g$	20–25
	2	1,85	1	0,2	0,05	0,008	$10^{-4} g$	15–20
Средней точности	3	3,7	2	0,4	0,1	0,015	$2 \times 10^{-4} g$	7–15
Низкой точности	–	10	5	2	1	0,1	$10^{-3} g$	0,35–3,4
Микрогабаритные неавтономные	–	37	–	–	–	10	$7,5 \times 10^{-3} g$	<0,2

Применение алгоритмических методов самокоррекции БИНС позволяет заменить интегрированную навигационную систему (БИНС + СРНС) полностью автономной малогабаритной БИНС на грубых датчиках первичной информации, применяемых в БИНС низкой и средней точности. Исключение необходимости применения коррекции БИНС от СРНС обеспечивает повышение помехоустойчивости навигационного комплекса. Исключение необходимости применения БИНС высокой точности, согласно данным, представленным в табл. 1, обеспечивает уменьшение массогабаритных характеристик БИНС и ее стоимости, которая приближенно обратно пропорциональна максимальным погрешностям элементов ИИБ.

Точность БИНС с самокоррекцией ошибок измерений ограничивается точностью инициализации системы — точностью начальных условий по интегрируемым переменным. Поэтому для инициализации БИНС следует использовать высокоточные информационные ресурсы, в том числе внешние по отношению к бортовому комплексу управления.

На настоящем этапе теория МАО требует развития в следующих направлениях:

- математическая теория, определяющая условия разрешимости задач идентификации неопределенных параметров воздействий на ОУ (возмущений) и инструментальных ошибок измерений в цепях обратных связей САУ;
- методы построения моделей процесса управления, настраиваемых в режиме МАО;
- комплексное решение задачи построения моделей и измерений;
- методы декомпозиции и агрегирования задачи идентификации;
- оптимизация методов настройки моделей управляемых процессов для автономной коррекции САУ.

2. Анализ методов оценивания координат состояния объекта управления

При синтезе систем управления обычно приходится решать задачи оценивания (восстановления) вектора состояния динамических систем $\mathbf{x}(t) \in R^n$ с использованием m -мерных зашумленных измерений, которые можно представить в виде вектора $\mathbf{z}(t) = \Phi(\mathbf{x}(t), \boldsymbol{\theta}) + \boldsymbol{\varepsilon}(t)$, где Φ — известная в общем случае нелинейная вектор-функция своих аргументов, $\boldsymbol{\theta}$ — вектор неизвестных параметров $\boldsymbol{\varepsilon} \in R^m$ — погрешности измерения.

В рамках детерминированного подхода для алгоритмов оценивания обычно используется термин наблюдатель, а в рамках статистического подхода — фильтр или устройство оценивания.

Главная цель использования наблюдателей — реализация возможности восстановления недоступных для измерения переменных состояния ОУ, что позволяет исключить установку дополнительных датчиков и может способствовать улучшению эксплуатационных и стоимостных характеристик САУ. Функциональная схема САУ с динамическим наблюдателем состояния ДНС на базе явной математической модели ОУ представлена на рис. 1.

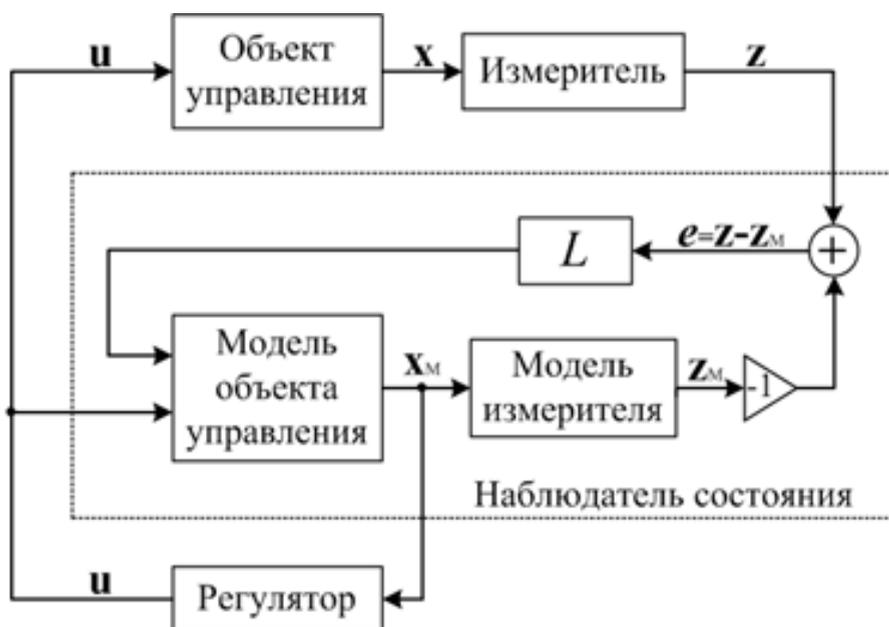


Рис. 1. Функциональная схема САУ с наблюдателем состояния ОУ

На рис. 1: x_M , z_M — векторы состояния и измеряемого выхода модели ОУ; L — матрица корректирующих коэффициентов. Структура наблюдателя состояния полного порядка соответствует структуре ФК. Это позволяет осуществить фильтрацию (в том числе и оптимальную) выходных переменных при наличии шумов в каналах измерения, выбрав оптимальным образом корректирующие воздействия наблюдателя [7]. Здесь речь может идти только о фильтрации воздействий на измерения, у которых полоса частот отличается от полосы частот полезного сигнала. Компенсация погрешностей измерений в полосе частот полезного сигнала с использованием ФК требует дополнительных измерений и соответствующего повышения размерности оцениваемого вектора состояния.

Задача оценивания состояния ОУ решается, как правило, в условиях параметрической неопределенности модели движения, входных воздействий и ошибок измерений выхода ОУ. Для оценивания состояния ОУ реализуется идентификация неопределенных параметров процесса возмущенного движения ОУ и измерения его вектора выхода. Полученная в результате идентификации оценка возмущающего воздействия на ОУ используется для компенсации этого воздействия. В качестве базовой структуры САУ с СИ принята САУ с настраиваемой моделью [8], функциональная схема которой представлена на рис. 2. Настраиваемая модель ОУ включает в себя, в соответствии с принципом внутренней модели в задачах компенсации и слежения [9], модель возмущающего воздействия.

По способу обработки измерительной информации методы идентификации подразделяются на оперативные и ретроспективные. При **оперативной идентификации** обеспечивается текущее отслеживание меняющихся характеристик объекта. На основе рекуррентных алгоритмов, реализуемых в темпе, близком к скорости протекания процесса, оценки параметров моделей уточняются в реальном времени на каждом шаге поступления новых измерений [10]. При **ретроспективной идентификации** собирается весь массив данных, оценки характеристик или параметров получаются после обработки этого массива [10].

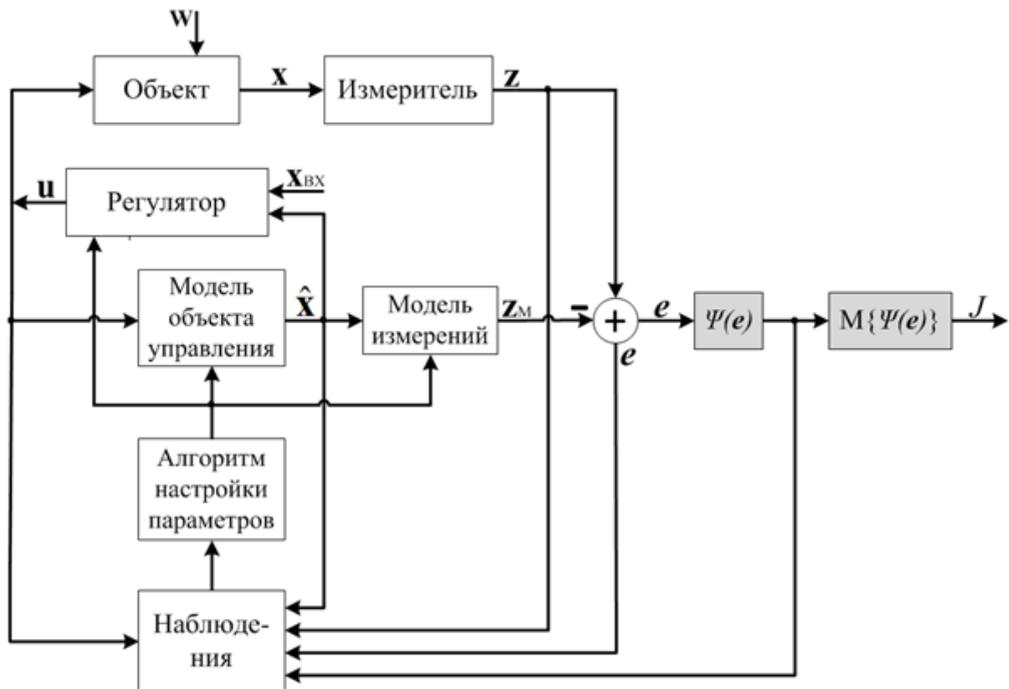


Рис. 2. Функциональная схема САУ с настраиваемой моделью

В представленной на рис. 2 схеме САУ предполагается идентификация в замкнутом контуре — оперативная идентификация в режиме нормального функционирования объекта.

На рис. 2 приняты следующие обозначения: \mathbf{w} — вектор возмущения, $\hat{\mathbf{x}}$ — оценка вектора состояния ОУ, $\Psi(e)$ — функция потерь, M — символ математического ожидания, J — критерий качества идентификации. Рассматривается вариант полнокомпонентного мгновенного измерения, который характеризуется равной размерностью векторов состояния и выхода ОУ: $\mathbf{x} \in R^n, \mathbf{z} \in R^n$ [11]. На рис. 1 и 2 вектор \mathbf{z} обозначает измеренный выход ОУ. $\mathbf{z} = h(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta})$, где h — функция наблюдения, $\boldsymbol{\eta}$ — вектор неопределенных параметров ошибок измерений.

Возможность получения пригодной для последующего использования модели ОУ в режиме оперативной идентификации пассивными методами по данным, полученным в процессе рабочего функционирования ОУ, определяется размерностью вектора неопределенных параметров и темпом их изменения. Поэтому требуется изучение условий сходимости оценок. По существу, в структуре САУ образуется новый контур — контур адаптации, который может оказаться причиной неустойчивой работы системы [12].

В [13] показывается практическая невозможность применения адаптивных систем управления с текущей идентификацией объекта. Отмечается системная противоречивость решения задач пассивной оперативной идентификации объекта и оптимизации настройки регулятора. Решение рассматриваемой в данной работе проблемы усложняется необходимостью идентификации модели ошибок измерений.

В данной работе не рассматривается проблема обеспечения робастности регулятора за счет идентификации параметров ОУ и неизмеряемых возмущений, действующих на ОУ. Будем исходить из того, что изменяющиеся динамические свойства ОУ доступны контролю по измеряемым внешним факторам и известно, как должен настраиваться регулятор в зависимости от параметров объекта. Тогда можно использовать прямой метод настройки или адаптацию по разомкнутому контуру. Такой подход применим для управления ЛА, который оснащен СВС, поскольку объем аэрометрической информации, предоставляемой СВС, и ее точность обычно достаточны для перенастройки параметров регуляторов САУЛА.

При оперативной идентификации текущее отслеживание меняющихся характеристик ОУ может быть обеспечено только по завершении переходного режима в СИ. Пока этот процесс не завершен, реализация обратной связи по состоянию ОУ с использованием оценки $\hat{\mathbf{x}}$ и соответствующая корректировка параметров регулятора некорректны.

Если задача обеспечения робастности регуляторов САУЛА решена за счет прямого метода их настройки по информации, формируемой СВС, применение СИ может быть направлено только на реализацию компенсации ошибок измерений. При этом все проблемы, связанные с ограниченностью темпа сходимости процесса идентификации, сохраняются.

На рис. 3 представлена функциональная схема САУ при использовании прямого метода настройки параметров регулятора.



Рис. 3. Функциональная схема САУ с прямой настройкой регулятора

На рис. 3 λ , $\hat{\lambda}$ — вектор параметров среды функционирования ОУ и его оценка, x_{IN} — вектор входа, определяющий заданное состояние ОУ.

Структурная схема системы параметрической идентификации ПУ в режиме МАО представлена на рис. 4. По существу, представлена обобщенная структура динамического наблюдателя состояния нелинейного объекта управления, реализующего ретроспективный метод оценивания по завершении интервала наблюдения управляемого режима нормального функционирования ОУ. Режимы нормального функционирования ЛА включают в себя все режимы полета, кроме критических, стартовых и финишных режимов. Условия, в которых предполагается реализация данной схемы:

1) решена задача подавления высокочастотного шума измерений входа и выхода ОУ, которая, как правило, может решаться независимо от задач идентификации ОУ и синтеза закона управления;

2) по отношению к возмущающему воздействию на ОУ, как и по отношению к входному сигналу, САУ представляет собой фильтр нижних частот. За счет этого подавляется высокочастотная составляющая возмущения и ее можно не учитывать в рабочей модели САУ.

Массив данных, сформированный на интервале наблюдения, хранится в памяти регистратора в виде временных последовательностей векторных переменных. На рис. 4 приняты следующие обозначения элементов накопленного массива данных: $\hat{\lambda}_{L1}$ — элемент последовательности оценок вектора состояния среды функционирования ОУ; \mathbf{u}_{L2} — элемент последовательности вектора управления как точно измеряемого вектора выхода регулятора; \mathbf{z}_{L3} — элемент последовательности измеренного вектора выхода ОУ; $L1, L2$ и $L3$ — индексы цифровых массивов данных зарегистрированных переменных, которые соответствуют их значениям в узлах интерполяции. Алгоритм интерполяции преобразует значения переменных в узлах интерполяции в значения этих переменных для произвольного момента модельного времени τ . Каждый момент модельного («сжатого») времени соответствует моменту реального времени t на интервале наблюдения.

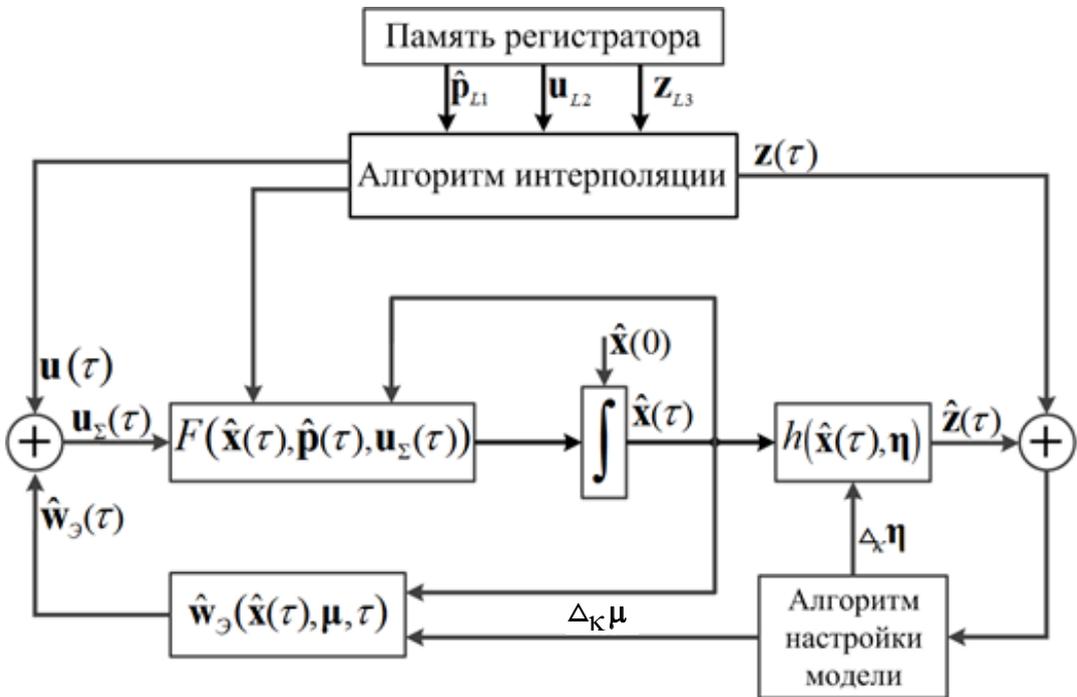


Рис. 4. Структура системы идентификации неопределенных параметров процесса управления в режиме МАО

Оператор ОУ имеет вид: $\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\lambda}, \mathbf{u} + \mathbf{w}_\Theta)$, где \mathbf{w}_Θ — вектор эквивалентного возмущения. Возмущающий вход модели ОУ приведен к управляющему входу, что позволяет применить единую модель возмущений для воздействий различной физической природы.

Префиксом Δ_K обозначены сигналы коррекции соответствующих настраиваемых векторов в цикле поиска их оптимальных значений, соответствующих экстремуму функционала идентификации. Оптимальным оценкам реализаций случайных векторов η и μ соответствует минимальное расстояние в функциональном пространстве между двумя векторными функциями, отображающими реальный и моделируемый выход управляемой системы: $r(\mathbf{z}(\tau), \hat{\mathbf{z}}(\tau)) = \|\mathbf{z}(\tau) - \hat{\mathbf{z}}(\tau)\| \rightarrow \min$, где $\|\mathbf{z}(\tau) - \hat{\mathbf{z}}(\tau)\|$ — норма разности сравниваемых реализаций векторных функций на каждом шаге поиска. Идеальный результат идентификации соответствует равенству $r(\mathbf{z}(\tau), \hat{\mathbf{z}}(\tau)) = 0$.

Процесс оптимизации оценивания вектора состояния ОУ с использованием системы, представленной на рис. 4, распространяется на весь интервал наблюдения, хотя, с практической точки зрения, актуальна для повышения точности реализации процесса управления только оценка в конечной точке интервала наблюдения. Но полученные в результате первичной реализации режима МАО оценки факторов неопределенности ПУ позволяют далее обеспечить сходимость процесса рекурсивного оценивания состояния ОУ, инвариантного к погрешностям измерений.

3. Имитационный метод оценивания состояния ОУ

Сущность предлагаемого подхода к решению рассматриваемой проблемы заключается в применении ИМО. ИМО — оценивание вектора состояния ОУ в результате моделирования ПУ с использованием детерминированной модели.

Рассмотрим вариант построения САУ с полнокомпонентным мгновенным измерением. При полной априорной информации об условиях реализации процесса управления воздействие среды представимо детерминированной функцией состояния ОУ вида $\mathbf{w} = \mathbf{f}_w(\mathbf{x})$. В этом случае

эволюция ОУ отображается уравнением вида $\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{f}^*(\mathbf{x}, \mathbf{u})$, где \mathbf{f}^* — векторная функция, непрерывная и непрерывно дифференцируемая по совокупности переменных, удовлетворяющая условиям существования и единственности решения задачи Коши.

В этих условиях обратная связь по состоянию (выходу) ОУ может быть заменена обратной связью по состоянию (выходу) его модели, как показано на рис. 5. На рис. 5 индексом «М» обозначены переменные имитационной модели ОУ, \mathbf{e}_x — векторный сигнал рассогласования,

$$\dot{\mathbf{x}}_M = \frac{d\mathbf{x}_M}{dt}.$$

Рис. 5 раскрывает суть ИМО применительно к идеализированным условиям реализации процесса управления. Главное преимущество ИМО — независимость оценки вектора состояния ОУ $\hat{x} = x_M$ от погрешностей датчиков. При полной априорной информации о структуре, параметрах ОУ и возмущающих воздействиях на ОУ реализация САУ, замкнутой по состоянию ОУ, не требует датчиков (измерительных преобразователей) в цепи обратной связи.

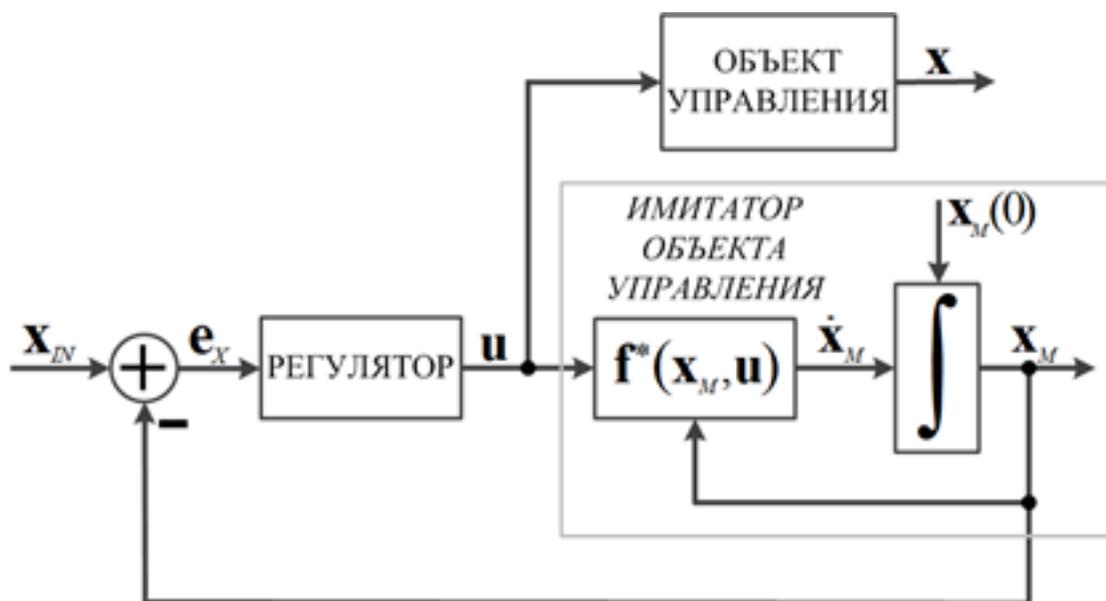


Рис. 5. Функциональная блок-схема САУ с имитатором ОУ

Применимость ИМО в реальных условиях эксплуатации САУ обеспечивается за счет идентификации факторов неопределенности ПУ в режиме МАО по результатам наблюдения уже реализованного на некотором интервале времени процесса управления. Результат указанного идентификационного процесса — формирование детерминированной модели ОУ для реализации ИМО.

4. Принципы формирования и обработки информации в ИАИУС

Информационно-алгоритмическая блок-схема ИАИУС в режиме нормального функционирования ОУ представлена на рис. 6.



Рис. 6. Информационно-алгоритмическая блок-схема ИАИУС в режиме нормального функционирования

БИНС — информационное ядро ИАИУС. Она обеспечивает реализацию регулирующих связей для навигационного наведения ЛА по ЛЗП и автопилотирования. Выдерживание заданного профиля полета обеспечивается бароинерциальной системой оценивания абсолютной или относительной высоты полета.

Предполагается реализация системы автопилотирования, включающей в себя:

- контуры стабилизации перегрузки по осям Y и Z ССК по ГОСТ 20058-80 с внутренними контурами демпфирования — регуляторами измеряемых компонент абсолютной угловой скорости по осям Z и Y (ω_Y и ω_Z);
- контур стабилизации модуля путевой или воздушной скорости с внутренним контуром стабилизации продольной перегрузки;
- контур стабилизации крена с внутренним контуром регулирования скорости вращения вокруг продольной оси ω_X .

Достоинство представленного выше состава контуров стабилизации, реализуемых автопилотом, заключается в том, что оси чувствительности датчиков, измеряющих регулируемые параметры движения, соответствуют направлениям управляющих сил и моментов, развиваемых аэродинамическими органами управления и автоматом тяги двигателя.

Исключение составляет контур стабилизации вычисляемого БИНС угла крена γ производная которого определяется формулой:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_X - tg\vartheta(\omega_Y \cos\gamma - \omega_Z \sin\gamma),$$
 где $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ — проекции вектора абсолютной угловой скорости ЛА на оси ССК, измеряемые ИИБ БИНС; ϑ — угол тангажа ЛА, вычисляемый БИНС. Из этой формулы следует, что методическая ошибка оценивания $\frac{d\gamma}{dt}$ величиной ω_X аддитивна и может корректироваться соответствующей составляющей задающего воздействия.

Выходные параметры СВС из состава рабочей информации, функционально необходимой для режимов нормального функционирования:

- истинная и индикаторная (приборная) воздушные скорости, V_B и $V_{ПР}$;
- число Маха M ;
- абсолютная и относительная барометрическая высота H и \tilde{H} ;
- углы натекания потока (атаки и скольжения) α и β ;
- температура атмосферного воздуха на высоте полета T_H ;
- температура заторможенного потока T^* ;
- давление атмосферного воздуха на высоте полета p_H ;
- полное давление p_H^* ;
- динамическое давление набегающего потока (скоростной напор) q ;
- плотность воздуха на высоте полета ρ_H ;

- кинематическая вязкость воздуха ν в виде функциональной зависимости измеряемых (вычисляемых) переменных, таких как H , T_H , p_H , обеспечивает вычисление числа Рейнольдса $Re = \frac{V_B D}{\nu}$, где D — характерный размер ЛА.

Функциональные связи между измеряемыми параметрами, соответствующие физическим законам, используются для оптимизации оценок состояния атмосферы.

Состав задач управления полетом, решаемых с применением СВС:

- коррекция вертикального канала БИНС с целью выдерживания заданного профиля полета ЛА;
- реализация режима регулирования истинной воздушной скорости;
- настройка параметров автопилота и контуров управления положением аэродинамических рулевых органов;
- курсо-воздушное счисление пути как резервный вариант определения местоположения ЛА;
- исключение критических режимов полета ЛА.

Последняя задача особенно важна, поскольку непосредственно влияет на безопасность и вероятность достижения цели полета. Она решается автоматами ограничения предельных параметров. СВС информационно обеспечивает:

- выдерживание допустимого диапазона аэродинамических углов α и β за счет реализации функциональных ограничений заданных поперечных перегрузок ЛА;
- выдерживание допустимого диапазона приборной скорости полета $V_{пр}$.

5. Методические основы синтеза ИАИУС с компенсацией ошибок измерений

Применяемая методология синтеза соответствует наиболее важному в практическом отношении направлению развития физической теории управления: «Теория и интегральная технология создания систем управления с максимальным использованием физических моделей, критериев и переменных» [14]. Интегральная технология проектирования ИАИУС — интеграция методов ТАУ и теоретической механики. Основным признаком указанной интегральной технологии — совместное решение задач синтеза алгоритма навигационных определений и закона управления.

5.1. Математическая модель движения ЛА для имитационного оценивания состояния ОУ

Создание СкИИИУС требует существенного развития экспериментально-теоретических методов разработки ММ движения ЛА с целью повышения точности описания физических законов полета конкретного изделия. При этом повышается роль научно-инженерного сопровождения ММ в течение всего жизненного цикла ЛА. Электронные ММ полета должны стать объектом архивирования и паспортизации. Электронный банк данных ММ должен пополняться при необходимости корректировки модели для конкретного эксплуатационного режима ЛА. Расширение задач совершенствования ГТХ требует качественного повышения точности имитации управляемого движения ЛА в процессе эксплуатации по отношению к точности моделей, применяемых для динамической оптимизации САУЛА. Методология создания ММ движения ЛА изложена в [15].

Основные теоремы динамики твердого тела определяют математические описания законов поступательного и сферического движений ЛА для инерциальной системы отсчета:

$$d\mathbf{Q} / dt = \mathbf{\Phi} + \mathbf{G}, \quad d\mathbf{K} / dt = \mathbf{M}. \quad (1)$$

$\mathbf{Q} = m(t)\mathbf{V}$ — импульс ЛА, где: m — масса ЛА, \mathbf{V} — вектор скорости ЦМ ЛА.

$\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_{pp}$ — момент импульса (кинетический момент) ЛА относительно ЦМ, где: \mathbf{J} — тензор инерции ЛА, $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ — вектор угловой скорости вращения ЛА, \mathbf{K}_{pp} — суммарный кинетический момент вращающихся элементов силовой установки ЛА.

Преобразование векторных уравнений в скалярную форму осуществляется в данной работе с использованием ССК. Составляющие результирующей силы в ССК имеют наименования: по оси OX — продольная сила, по оси OY — нормальная сила, по оси OZ — поперечная сила. Составляющие результирующего момента в ССК имеют наименования: по оси OX — момент крена, по оси OY — момент рыскания, по оси OZ — момент тангажа [16].

Правые части уравнений (1):

$\mathbf{\Phi} = [\Phi_x, \Phi_y, \Phi_z]$ — главный вектор активных внешних сил;

$\mathbf{G} = [G_x, G_y, G_z]$ — вектор гравитационной силы.

$G_x = -G \sin \nu$, $G_y = -G \cos \nu \cos \gamma$, $G_z = G \cos \nu \sin \gamma$. Здесь G — модуль гравитационной силы, ν , γ — углы тангажа и крена ЛА соответственно.

$\mathbf{M} = [M_x, M_y, M_z]$ — главный момент внешних сил относительно ЦМ.

Для равенств (1) обычно применяют термины: «уравнение сил» и «уравнение моментов сил».

$$\Phi = \mathbf{P} + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_\delta, \quad (2)$$

$\mathbf{P} = [P_X, P_Y, P_Z]$ — сила тяги ДУ, главная компонента которой — реактивная сила, определяемая уравнением Мещерского [17], а вторая компонента определяется избыточным давлением газов на срезе сопла реактивного двигателя; при расчетной ориентации тяги (вектор тяги параллелен оси ОХ ССК) $P_X = P$, $P_Y = 0$, $P_Z = 0$, где P — модуль вектора тяги. Ненулевые значения P_Y и/или P_Z обусловлены «перекосом» тяги. Компоненты вектора тяги при его нерасчетной ориентации определим соотношениями:

$$P_X = P(1 - 0,5\chi_Y^2)(1 - 0,5\chi_Z^2), \quad P_Y = \chi_Y P, \quad P_Z = \chi_Z P, \quad (2a)$$

где χ_Y, χ_Z — малые параметры, определяющие отклонение тяги от расчетного направления, которые подлежат идентификации в режиме МАО.

$\mathbf{F}_A = [F_{AX}, F_{AY}, F_{AZ}]$ — вектор аэродинамической силы, обусловленный движением ЛА относительно воздушной среды, при нулевых отклонениях аэродинамических рулевых органов. Компоненты \mathbf{F}_A : продольная, нормальная и поперечная силы, соответственно.

$$F_{AX} = c_X(M, Re, \alpha, \beta)qS, \quad F_{AY} = c_Y(M, Re, \alpha)qS, \quad F_{AZ} = c_Z(M, Re, \beta)qS, \quad (26)$$

где c_X, c_Y, c_Z — коэффициенты продольной, нормальной и поперечной сил, соответственно; S — площадь характерного сечения корпуса ЛА.

$\mathbf{F}_\delta = [F_{\delta X}, F_{\delta Y}, F_{\delta Z}]$ — вектор аэродинамической силы, создаваемой аэродинамическими рулевыми органами. Здесь $F_{\delta X}$ — дополнительная продольная сила, обусловленная возрастанием аэродинамического сопротивления ЛА при отклонениях элеронов δ_α , рулей высоты δ_β и направления δ_γ ; $F_{\delta Y}, F_{\delta Z}$ — рулевые составляющие нормальной и поперечной сил, обусловленные отклонением рулей высоты и направления соответственно.

Дополнительную составляющую продольной аэродинамической силы определим соотношением

$$F_{\delta X} = \bar{\Delta}(\delta_\alpha, \delta_\beta, \delta_\gamma)F_{AX}, \quad (2b)$$

где $\bar{\Delta}(\delta_\alpha, \delta_\beta, \delta_\gamma)$ — относительное приращение продольной аэродинамической силы за счет отклонения рулевых органов.

$$F_{\delta Y} = C_{\text{го}}^{\delta_b} (M, \text{Re}) \delta_b S_{\text{го}} k_{\text{го}} n_b q, \quad F_{\delta Z} = C_{\text{во}}^{\delta_h} (M, \text{Re}) \delta_h S_{\text{во}} k_{\text{во}} n_h q, \quad (2\text{г})$$

где $C_{\text{го}}^{\delta_b} = \frac{\partial C_{\text{го}}}{\partial \delta_b}$, $C_{\text{во}}^{\delta_h} = \frac{\partial C_{\text{во}}}{\partial \delta_h}$ — частные производные коэффициента нормальной силы горизонтального оперения по углу отклонения руля высоты и коэффициента поперечной силы вертикального оперения по углу отклонения руля направления;

$k_{\text{го}}$, $k_{\text{во}}$ — коэффициенты торможения потока в области горизонтального и вертикального оперения соответственно;

$n_b = \sqrt{\frac{S_b}{S_{\text{го}}}}$, $n_h = \sqrt{\frac{S_h}{S_{\text{во}}}}$. Здесь S_b , S_h — площадь руля высоты и направления соответственно; $S_{\text{го}}$, $S_{\text{во}}$ — площадь горизонтального и вертикального оперения соответственно;

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_R + \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_D + \mathbf{M}_\delta. \quad (3)$$

$\mathbf{M}_A = [M_{AX}, M_{AY}, M_{AZ}]$ — момент силы тяги, обусловленный ее эксцентриситетом относительно центра масс, на оси связанной системы координат;

$$M_{RX} = \ell_Z P_Y + \ell_Y P_Z, \quad M_{RY} = \ell_Z P_X, \quad M_{RZ} = \ell_Y P_X, \quad (3\text{а})$$

где ℓ_Y и ℓ_Z — компоненты смещения от продольной оси ЛА составляющей тяги, коллинеарной указанной оси, которые подлежат идентификации в режиме МАО. $\mathbf{M}_A = [M_{AX}, M_{AY}, M_{AZ}]$ — момент аэродинамических сил, зависящий от положения продольной оси ЛА относительно вектора воздушной скорости (углов атаки α и скольжения β).

$$M_{AX} = m_X (M, \text{Re}, \alpha, \beta) qSl, \quad M_{AY} = m_Y (M, \text{Re}, \beta) qSl, \quad M_{AZ} = m_Z (M, \text{Re}, \alpha) qSl, \quad (3\text{б})$$

где m_X , m_Y , m_Z — коэффициенты аэродинамических моментов ЛА при нулевых отклонениях рулевых органов, l — характерный размер конструкции ЛА.

$\mathbf{M}_D = [M_{DX}, M_{DY}, M_{DZ}]$ — демпфирующий аэродинамический момент.

$$M_{DX} = m_X^{\bar{\omega}_X} \bar{\omega}_X qS \frac{l^2}{V_B}, \quad M_{DY} = m_Y^{\bar{\omega}_Y} \bar{\omega}_Y qS \frac{l^2}{V_B}, \quad M_{DZ} = m_Z^{\bar{\omega}_Z} \bar{\omega}_Z qS \frac{l^2}{V_B}, \quad (3\text{в})$$

где $\bar{\omega}_X = \frac{\omega_X l}{V_B}$, $\bar{\omega}_Y = \frac{\omega_Y l}{V_B}$, $\bar{\omega}_Z = \frac{\omega_Z l}{V_B}$.

$\mathbf{M}_\delta = [M_{\delta X}, M_{\delta Y}, M_{\delta Z}]$ — момент, создаваемый рулевыми органами.

$$M_{\delta X} = m_X^{\delta\alpha} (M, \alpha) qSl, \quad M_{\delta Y} = F_{\delta Z} l_{\text{во}}, \quad M_{\delta Z} = F_{\delta Z} l_{\text{го}}, \quad (3\text{г})$$

где $m_X^{\delta\alpha}$ — коэффициент эффективности элеронов; $l_{\text{во}}$, $l_{\text{го}}$ — плечи вертикального и горизонтального оперения, равные длинам проекций на продольную ось ЛА отрезков, соединяющих центр масс ЛА и центры давления вертикального и горизонтального оперения.

Уравнение сил представим в виде:

$$m(t) \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{\Phi} + \mathbf{G}. \quad (4)$$

Используя оператор локальной производной $\frac{\tilde{d}}{dt}$, уравнение (4) для вращающейся системы отсчета представим в виде:

$$m(t) \left(\frac{\tilde{d}\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} \right) = \mathbf{\Phi} + \mathbf{G}, \quad (5)$$

а исходное уравнение моментов (1) в виде [18]:

$$\mathbf{J} \frac{\tilde{d}\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_{pp}) = \mathbf{M}, \quad (6)$$

Для получения скалярных уравнений, соответствующих (5) и (6), применяется ССК XYZ с началом в ЦМ ЛА. Для изложения новой системной методологии целесообразно использовать достаточно точные, но минимально громоздкие модели движения ЛА. Поэтому на данном этапе целесообразно рассматривать осесимметричный ЛА, у которого расчетное направление тяги соответствует направлению оси OX ССК, оси которой соответствуют главным осям инерции ЛА. Тензор инерции при этом — диагональная матрица $\mathbf{J} = \text{diag}\{J_X, J_Y, J_Z\}$, ненулевые элементы которой суть главные моменты инерции, совпадающие с осевыми моментами инерции относительно главных осей. Уравнения (5) и (6) в компонентной форме соответствуют системам уравнений (7) и (8).

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_X}{dt} + \omega_Y V_Z - \omega_Z V_Y &= a_X + g_X, \\ \frac{dV_Y}{dt} + \omega_Z V_X - \omega_X V_Z &= a_Y + g_Y, \\ \frac{dV_Z}{dt} + \omega_X V_Y - \omega_Y V_X &= a_Z + g_Z. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\omega_X}{dt} + \frac{(J_Z - J_Y)}{J_X} \omega_Z \omega_Y &= \varepsilon_X, \\ \frac{d\omega_Y}{dt} + \frac{(J_X - J_Z)}{J_Y} \omega_X \omega_Z + \omega_Z \frac{K_{PP}}{J_Y} &= \varepsilon_Y, \\ \frac{d\omega_Z}{dt} + \frac{(J_Y - J_X)}{J_Z} \omega_Y \omega_X - \omega_Y \frac{K_{PP}}{J_Z} &= \varepsilon_Z. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Локальная производная вектора учитывает его изменения при фиксированном положении подвижной системы отсчета. Поэтому знаки локальной производной для ее проекций на оси подвижной системы опускаются [19]. В уравнения (7) и (8) входят только кинематические параметры движения.

$\mathbf{a} = (\mathbf{P} + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_g) / m(t) = [a_X, a_Y, a_Z]$ — вектор кажущегося ускорения; $\mathbf{g} = \mathbf{G} / m(t) = [-g \sin \nu, -g \cos \nu \cos \gamma, g \cos \nu \sin \gamma]$ — вектор гравитационного ускорения, где $g = G/m(t)$; $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M} = [\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z]$ — вектор абсолютного углового ускорения. $\varepsilon_X = J_X^{-1} M_X$, $\varepsilon_Y = J_Y^{-1} M_Y$, $\varepsilon_Z = J_Z^{-1} M_Z$.

Измерение составляющих кажущегося ускорения \mathbf{a} необходимо для реализации счисления координат и компонент скорости ЛА. Измерение составляющих вектора абсолютного углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}$, при наличии измерителей составляющих вектора абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, не является функционально необходимым для счисления параметров ориентации и навигации ЛА. Избыточное для задач, решаемых БИНС, измерение компонент $\boldsymbol{\varepsilon}$ открывает дополнительные возможности для динамической оптимизации системы автопилотирования, а также, как будет показано ниже, для идентификации модели движения ЛА.

Уравнения (5) и (6) с использованием матричного эквивалента векторного произведения преобразуются к виду (9) и (10) соответственно.

В системы уравнений (9) и (10) входит кососимметрическая матрица $[\boldsymbol{\omega} \times]$, связанная с порождающим ее вектором правилом Леви-Чивиты [20]:

$$[\boldsymbol{\omega} \times] = \begin{bmatrix} 0 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 0 \end{bmatrix}.$$

$$\begin{bmatrix} \frac{dV_x}{dt} \\ \frac{dV_y}{dt} \\ \frac{dV_z}{dt} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{d\omega_x}{dt} \\ \frac{d\omega_y}{dt} \\ \frac{d\omega_z}{dt} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x J_x \\ \omega_y J_y \\ \omega_z J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_x^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & J_y^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & J_z^{-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_z K_{PP}/J_z \\ -\omega_y K_{PP}/J_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Системы уравнений (8) и (10) соответствуют формулам счисления величин ω_x , ω_y , и ω_z в безгироскопных инерциальных навигационных системах.

Матрица перехода между вращающейся и инерциальной прямоугольными системами координат определяется матричным дифференциальным уравнением Пуассона: $dC/dt = C[\omega \times]$. Это уравнение составляет математическую базу для формирования алгоритма определения параметров угловой ориентации ЛА. Поэтому при разработке алгоритмического комплекса ИУС ЛА, включающего в себя модель движения ЛА, целесообразно использовать уравнения движения ЛА вида (9) и (10), правые части которых содержат потенциально измеряемые переменные.

Характер изменения массы и моментов инерции ЛА определяется через характеристики расходов топлива и программу очередности его выработки [21].

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m} = \dot{G}_T = c_{вд} P, \quad m(t) = m_0 + \int_0^t \dot{G}_T dt, \quad \mathbf{J} = \mathbf{J}(m), \quad (11)$$

где \dot{G}_T – расход топлива, $c_{вд}$ – удельный расход топлива, P – модуль вектора тяги.

Согласно принципам моделирования газотурбинных двигателей [22, 23], основные характеристики ДУ (P и $c_{уд}$) определяются комплексом высотно-скоростных и дроссельных характеристик (ВСДХ). Функциональные зависимости для основных характеристик ДУ имеют вид [24]:

$$P = f_P(U, H, \sigma), \quad c_{уд} = f_c(U, H, \sigma), \quad (12)$$

где σ — параметр состояния двигателя, однозначно связанный с тягой; выбирается, как правило, приведенная частота вращения ротора турбокомпрессора \tilde{n}_{TK} или степень повышения давления $\pi^* = p_K^* / p_H^*$, где p_K^* — полное давление в выходном сечении компрессора.

Управляющее воздействие — положение задатчика режима управления двигателем $\alpha_{руд}$, которое будем рассматривать как точно измеряемый управляющий параметр, однозначно определяющий положение дозатора топлива и его расход $\dot{G}_T = \dot{G}_T(\alpha_{руд})$. Задающее воздействие $\alpha_{руд}$ может содержать команды, формируемые независимо друг от друга разными контурами управления режимом и ограничения режима. С учетом (12), расход топлива представим в виде:

$$\dot{G}_T = f_P(U_d, H_d, \sigma_d) \times f_c(U_d, H_d, \sigma_d) + \Delta \dot{G}_{TU}, \quad (13)$$

где индексом « d » обозначены измеряемые параметры полета и состояния силовой установки, $\Delta \dot{G}_{TU}$ — составляющая расхода топлива, определяемая регулятором воздушной скорости ЛА. Преобразуем (13) в закон управления вида:

$$\alpha_{руд} = \hat{\alpha}_{руд}(U_d, H_d, \sigma_d) + \delta_\sigma \quad \delta_\sigma = A_\sigma \{ \sigma_d - \sigma_{зАд} \}. \quad (14)$$

Здесь $\hat{\alpha}_{руд}$ — компонента управления, соответствующая первому слагаемому (13) (текущему режиму работы двигателя), определяемому ВСДХ. Сигнал управления $\hat{\alpha}_{руд}$ предназначен для реализации тяги, обеспечивающей установившийся полет с текущей воздушной скоростью, включая стационарные режимы набора высоты и снижения ЛА. $A_\sigma \{ \cdot \}$ — оператор закона регулирования параметра тяги, который, как правило, соответствует пропорционально-интегрально-дифференциальной (ПИД) структуре регулятора.

$\sigma_{зАд}$ определяется алгоритмом управления скоростью движения ЛА, который должен учитывать соответствующую методологию комплексирования инерциальных и аэрометрических измерений [25, 26].

Уравнение движения аэродинамических рулей представим в виде:

$$J_\delta \varepsilon_\delta = M_{пр} + M_{ш}, \quad \frac{d\omega_\delta}{dt} = \varepsilon_\delta, \quad \frac{d\delta}{dt} = \omega_\delta, \quad (15)$$

где ε_δ , ω_δ — угловое ускорение и угловая скорость вращения руля

высоты; J_{δ} — момент инерции руля высоты и всех подвижных частей привода руля (включая элементы системы механической передачи), приведенный к оси вращения руля; $M_{\text{пр}}$ — момент, создаваемый приводом руля; $M_{\text{ш}}$ — шарнирный момент.

$$M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} (M, \text{Re}, \delta, \omega_{\sigma}, \alpha) S_p b_p k_p q, \quad (16a)$$

где $m_{\text{ш}}$ — коэффициент шарнирного момента, $S_p b_p$ — площадь и средняя аэродинамическая хорда руля, k_p — коэффициент торможения потока в области руля.

Момент привода руля определяется законом регулирования серво-системы:

$$M_{\text{пр}} = A_{\delta} \{(\delta_{\text{зад}} - \delta_d)\}, \quad (16b)$$

где $A_{\delta} \{\cdot\}$ — оператор закона регулирования положением руля, $\delta_{\text{зад}}$, δ_d — заданное и измеренное значение положения руля.

4.2. Структура системы идентификации неопределенных параметров процесса управления

Согласно общей теории МАО (см. рис. 4), автономная коррекция ошибок измерений обеспечивается совместной идентификацией векторов неопределенных параметров возмущений, измерений и ошибок начальных значений координат состояния ОУ. Для формирования оценок вектора состояния ОУ, инвариантных к погрешностям измерений вектора выхода ОУ, достаточно детерминированной ММ движения ОУ с точно измеряемым вектором управляющего воздействия, компонентами которого служат вычисленные значения заданных положений рулевых органов. Автономная идентификация ММ движения ОУ базируется на следующих положениях:

- 1) *Инвариантность сигналов ошибок в контурах САУЛА по отношению к низкочастотным погрешностям датчиков обратных связей.*
- 2) *Возможность практической идентификации с применением измеряемых (оцениваемых) выходных переменных СВС.*

4.2.1. Структура системы автономной ретроспективной идентификации ММ движения ЛА в режиме МАО

Идентификация ММ движения ЛА осуществляется с использованием накопленного на интервале наблюдения массива данных, включающего в себя:

- сигналы ошибок контуров регулирования, которые реализованы в системе автопилотирования;
- выходные переменных СВС, которые используются для вычисления правых частей динамических уравнений движения ЛА.

Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ движения ЛА в режиме МАО с имитацией системы автоматической стабилизации нормальных или поперечных ускорений представлена на рис. 7.

Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ вращения ЛА вокруг продольной оси в режиме МАО с имитацией системы автоматической стабилизации крена представлена на рис. 8 (с. 92).

Настройка параметров моделей, представленных на рис. 7 и 8, осуществляется в процессе поисковой процедуры минимизации интегральных критериев отличия моделируемых и зарегистрированных реальных сигналов ошибок регулирования. (Зарегистрированные и моделируемые сигналы ошибок обозначены на рисунках индексами « p » и « M » соответственно.)

В [25] и [26] изложен метод повышения точности счисления путевой дальности ЛА в режиме МАО. В основу метода положена оценка эквивалентного возмущения, позволяющего повысить точность счисления за счет уточнения оценки действующей на ЛА продольной силы.

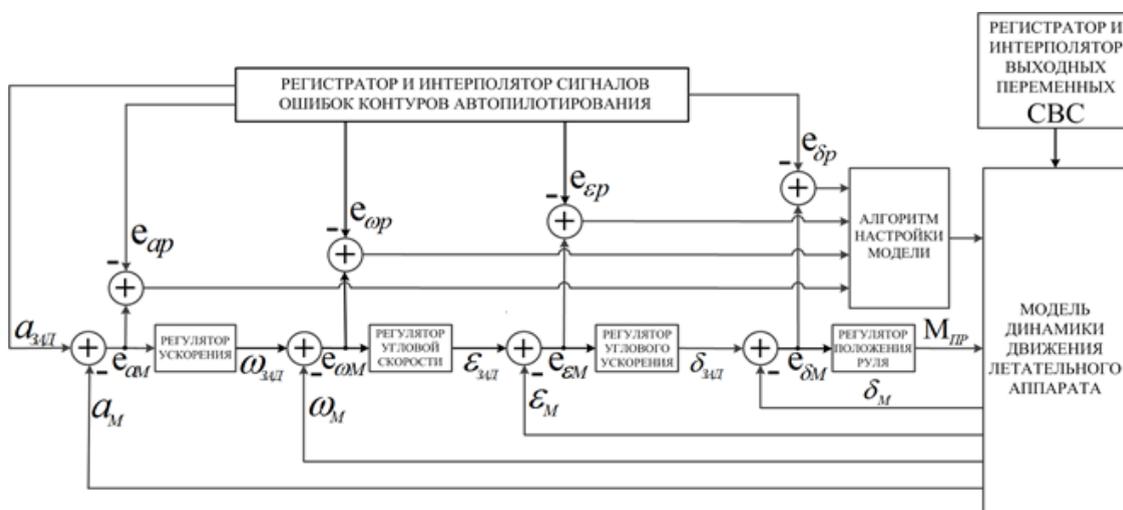


Рис. 7. Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ движения ЛА в режиме МАО в контурах стабилизации нормального или поперечного ускорений

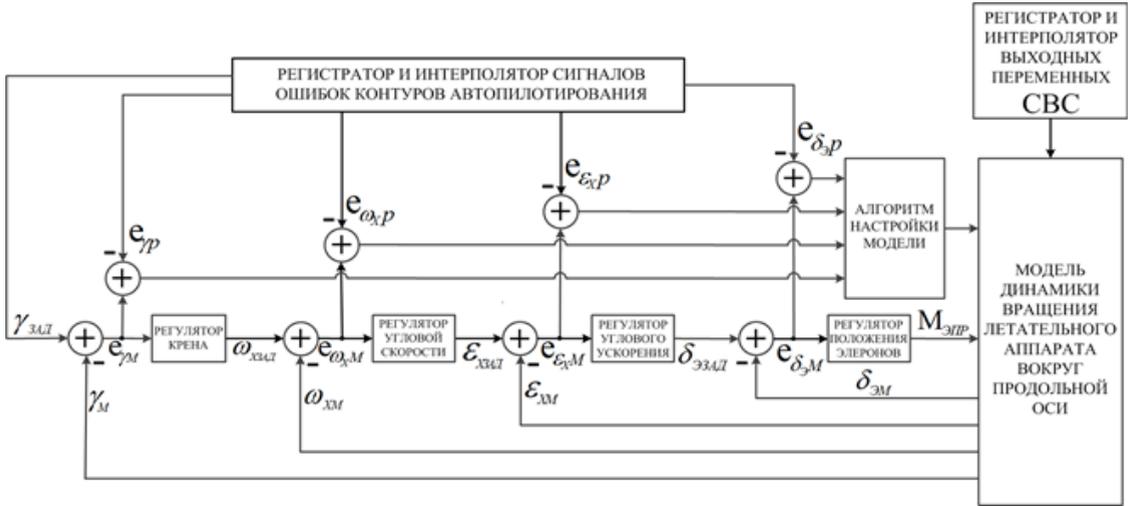


Рис. 8. Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ вращения ЛА по крену в режиме МАО

Задача параметрической идентификации модели продольной силы, действующей на ЛА, разрешима за счет реализации контура стабилизации продольного ускорения и применения схемы идентификации, аналогичной представленной на рис. 7. При этом в качестве управляющего параметра применяется δ_σ (компонента $\alpha_{руд}$), а задающее воздействие по продольному кажущемуся ускорению определяется формулой:

$$a_{хзад} = A_v \left\{ (V - V_{зад}) \right\} + g \sin \vartheta_{зад},$$

где $A_v \{ \cdot \}$ — оператор регулятора скорости, $\vartheta_{зад}$ — заданный угол тангажа в режиме набора высоты или снижения.

Идентифицированная на этапе 1 ММ движения ЛА с моделью автопилота, представленной на рис. 7 и 8, позволяет получить оценки выходных переменных БИНС с применением ИМО, инвариантные к ошибкам измерений. Функциональная блок-схема системы, реализующей такое оценивание в режиме МАО, представлена на рис. 9.

Принципы алгоритмизации БИНС подробно изложены в [27].

На рис. 9 приняты следующие обозначения:

$\mathbf{a}_{зад}$, $\gamma_{зад}$ — заданные значения вектора кажущегося ускорения и угла крена;

\mathbf{a}_M , $\boldsymbol{\omega}_M$ — векторы кажущегося ускорения и угловой скорости на выходе идентифицированной ММ движения ЛА с автопилотом;

$C_M, \dot{\mathbf{r}}_M, \mathbf{r}_M$ — оценки выходных переменных БИНС с применением ИМО, где C_M — оценка матрицы перехода от связанного к навигационному трехграннику;

$\dot{\mathbf{r}}_M, \mathbf{r}_M$ — оценки векторов скорости и позиционных координат в НСК;

$C_M(0), \dot{\mathbf{r}}_M(0), \mathbf{r}_M(0)$ — начальные значения интегрируемых переменных модели БИНС, которые соответствуют априорным значениям, вводимым в реальную БИНС.



Рис. 9. Функциональная блок-схема системы оценивания входных и выходных переменных БИНС в режиме МАО

4.2.2. Структура системы ретроспективной идентификации неопределенных параметров погрешностей датчиков ИИБ

Автономная идентификация ММ движения ОУ обуславливает возможность автономной ретроспективной параметрической идентификации погрешностей БИНС с использованием типовых структур моделей погрешностей [28]. Для идентификации используется информационный массив измерений и выходных переменных БИНС, накопленный на интервале наблюдения. Функциональная блок-схема системы параметрической идентификации погрешностей БИНС в режиме МАО представлена на рис. 10, где приняты следующие обозначения:

$\mathbf{a}_{dM}, \boldsymbol{\omega}_{dM}$ — векторы кажущегося ускорения и угловой скорости на выходе модели измерений;

$\mathbf{a}_d, \boldsymbol{\omega}_d$ — измеренные вектора кажущегося ускорения и угловой скорости на выходе ИИБ;

\hat{C} — оценка матрица перехода от связанного к навигационному трехграннику на выходе реальной БИНС;

$\hat{\mathbf{r}}, \hat{\mathbf{r}}$ — оценки векторов скорости и позиционных координат в НСК на выходе реальной БИНС;

$\hat{C}_M, \hat{\mathbf{r}}_M, \hat{\mathbf{r}}_M$ — соответствующие выходы модели БИНС;

$\Delta\boldsymbol{\theta}$ — вектор коррекции параметров модели ошибок измерений в цикле идентификации.

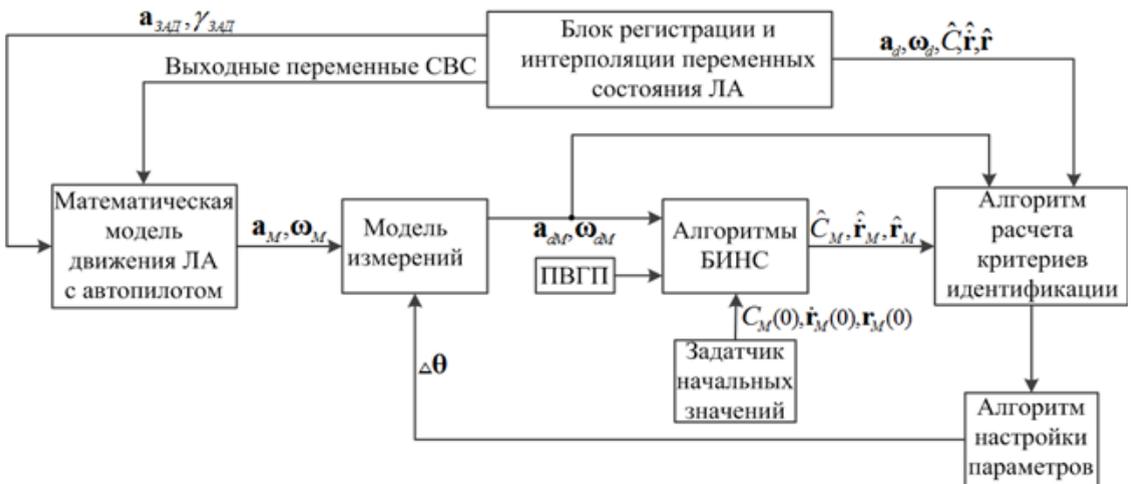


Рис. 10. Функциональная блок-схема системы параметрической идентификации погрешностей БИНС в режиме МАО

Реализация идентификационного процесса с применением систем, представленных в подразделах 5.2.1 и 5.2.2, позволяет перейти к режиму ретроспективной идентификации на скользящем интервале наблюдения с использованием рекурсивных процедур. На рис. 11 представлена блок-схема ММ реальной системы для контроля качества идентификации ММ движения ЛА и модели ошибок ИИБ.



Рис. 11. Функциональная блок-схема идентифицированной имитационной модели САУ

Все выходные переменные блоков регистрации и интерполяции, которые представлены на рисунках 7–11, можно рассматривать как зафиксированные в запоминающем устройстве регистратора функции времени с областью определения, соответствующей интервалу времени наблюдения. Значения этих функций привязаны к соответствующему моменту модельного времени.

Из вышеизложенного следует, что практическое применение режима МАО с целью автономной автоматической компенсации погрешностей измерений датчиков ИАИУС требует больших объемов практически мгновенных вычислений, реализующих поисковые режимы идентификации множества неопределенных параметров многомерных процессов автоматического управления динамическим объектом. Современная концепция решения проблемы — применение методов вычислительного интеллекта, основанного на машинном обучении вычислительных архитектур, состоящих из каскадного множества нелинейных преобразований [29].

Заключение

Предложена технология синтеза автономной информационно-управляющей системы летательного аппарата (ЛА), определяющая подходы к реализации новой методологии обработки информации — мгновенного апостериорного оценивания переменных состояния процессов навигации и ориентации ЛА с самокоррекцией ошибок измерений.

Показана необходимость комплексного решения по выбору состава измерителей и оптимизации алгоритмической структуры информационно-управляющей системы.

Литература

1. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. / под редакцией Джанджгавы Г. И. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2015, – 592 с.
2. Каперко А. Ф., Легостаев В. Л. Классификация элементов программно-технического комплекса бесплатформенной инерциальной навигационной систем. // Датчики и системы. №12, 2010. – С. 2–7.
3. ГОСТ РВ 52339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах, М., 2005. – 15 с.
4. Трефилов П. М. Сравнительный анализ улучшения точностных характеристик инерциальных навигационных систем. // XIII всероссийское совещание по проблемам управления вступ-2019: Труды [Электронный ресурс]. М.: ИПУ РАН, 2019. – С. 470–474.
5. Борисова А. Ю., Смаль А. В. Анализ разработок современных бесплатформенных инерциальных навигационных систем. // Электронный научно-технический журнал «Инженерный вестник». МГТУ им. Н.Э. Баумана, № 5, 2017. – С. 50–57.
6. Кузнецов А. Г., Молчанов А. В., Чиркин М. В., Измайлов Е. А. Прецизионный лазерный гироскоп для автономной инерциальной навигации. // Квантовая электроника. Том 45, № 1, 2015. – С. 78–88.
7. Краснова С. А., Уткин В. А. Каскадный синтез наблюдателей состояния динамических систем. Ин-т проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН. – М.: Наука, 2006. – 272 с.
8. Цыпкин Я. З. Информационная теория идентификации. М.: Наука. Физматлит, 1995. – 336 с.
9. Борцов А. А., Никифоров В. О., Пыркин А. А. Адаптивное управление возмущенными системами. Учебное пособие. СПб: Университет ИТМО, 2015. – 126 с.

10. *Дилигенская А. Н.* Идентификация объектов управления. Самарский государственный технический университет. 2009. – 136 с.
11. Справочник по теории автоматического управления. / под ред. А. А. Красовского. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 712 с.
12. *Ротач В. Я.* Теория автоматического управления. Москва. Издательство МЭИ. 2003. – 397 с.
13. *Ротач В. Я.* Об адаптивных системах управления с текущей идентификацией объекта. // Автоматизация в промышленности. №6, 2004. – С. 3–6.
14. *Красовский А. А.* Проблемы физической теории управления. // Автомат. и телемех., выпуск 11, 1990. – С 3–28.
15. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учебное пособие. / Т. Ю. Лемешонок [и др.]. – СПб. Балт. гос. техн. ун-т., 2020. – 122 с.
16. *Снешко Ю. И.* Устойчивость и управляемость самолета в эксплуатационной области режимов полета: Справочник. М.: Машиностроение, 1987. – 136 с.
17. *Мещерский И. В.* Работы по механике тел переменной массы. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1952. – 277 с.
18. Динамика полета. / под ред. академика РАН Бюшгенс Г. С. М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
19. *Петров Б. С.* Теория гироскопических систем ориентации. М.: Наука, 2004. – 202 с.
20. *Матвеев В. В.* Инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. Изд-во ТулГУ, 2012. – 199 с.
21. *Шталов А. С., Топчев Ю. И., Кондратьев В. С.* Летательные аппараты как объекты управления. Машиностроение, 1972. – 240 с.

22. *Котовский В. Н.* Математическое моделирование характеристик авиационных силовых установок. Конспект лекций. – М.: МГТУ ГА, 2015. – 90 с.
23. *Августинович В. Г.* Математическое моделирование авиационных двигателей. – Пермь: Изд-во Перм. гос.техн. ун-та, 2008. – 100 с.
24. Механика полета (общие сведения, уравнения движения). Инженерный справочник. / Горбатенко С. А., Макашов Э. М., Полушкин Ю. Ф., Шефтель Л. В. М.: Издательство «Машиностроение», 1969. – 420 с.
25. *Кикин И. С.* Счисление путевой дальности самолета с использованием режима мгновенного апостериорного оценивания. // *Universum: технические науки. Электрон. научн. журн*, 2021. 9(90). DOI:10.32743/UniTech.2021.90.9.12290
URL: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/12290>.
26. *Кикин И. С.* Комплексование инерциальной системы управления путевой скоростью самолета и системы воздушных сигналов. // Изд. КРЭТ МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. № 30(3), 2020, – С. 1–18.
27. *Кикин И. С.* Оптимизация технологий автономного счисления параметров ориентации и навигации летательных аппаратов. // Изд. КРЭТ МИЭА. 2021. № 3 (34). – С. 2–35.
28. *Матвеев В. В.* Модель погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы. // *Известия ТулГУ. Технические науки*. Вып. 12, ч. 1, 2012. – С. 188–196.
29. Теория управления (дополнительные главы): Учебное пособие (К 80-летию ИПУ РАН) / Под ред. Новикова Д. А. – М.: ЛЕНАНД, 2019. – 552 с.