

Машнин Максим Николаевич

**ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ И УПРАВЛЯЮЩАЯ СИСТЕМА
МАЛОРАЗМЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ**

Специальность 05.11.16 - Информационно-измерительные и управляющие системы
(авиационная, ракетно-космическая техника и кораблестроение)

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Работа выполнена
в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего
профессионального образования (ФГБОУ ВПО) «Тульский государственный
университет»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор, заслуженный
деятель науки РФ
Распопов Владимир Яковлевич

Официальные оппоненты: Солдаткин Владимир Михайлович
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Приборы и
информационно-измерительные системы» ФГБОУ
ВПО «Казанский национальный исследовательский
технический университет имени А. Н. Туполева –
КАИ», г. Казань

Черноморский Александр Исаевич
кандидат технических наук, профессор,
заместитель заведующего кафедрой «Автоматизи-
рованные комплексы систем ориентации и навигации»,
ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»,
г. Москва.

**Ведущая организация: ОАО «Центральное конструкторское бюро
аппаратостроения» (ЦКБА).**

Защита диссертации состоится «28» ноября 2013 года, в 12 часов на
заседании диссертационного совета Д 212.125.11 при ФГБОУ ВПО «Московский
авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу:
125993, г. Москва, А-80, ГСП -3, Волоколамское ш., д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВПО «Московский
авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (125993, г.
Москва, А-80, ГСП -3, Волоколамское ш., д.4).

Автореферат разослан «___» _____ 201_ г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

Горбачев
Юрий Васильевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. Использование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с каждым годом становится все более распространенным. Значительный интерес представляют БПЛА массой около 10 кг, которые успешно решают задачи гражданского и военного назначения и получили наименование малоразмерные БПЛА (МБПЛА).

МБПЛА решают задачи разведки и наведения, а также выполняют роль подвижной мишени на учениях. Благодаря высоким тактико-техническим характеристикам и низкой стоимости в гражданском применении МБПЛА эффективно решают широкий круг задач, среди которых можно выделить контроль систем коммуникаций нефтегазовой промышленности, картография, гравиметрия, а также проведение мониторинга сельхозугодий и чрезвычайных техногенных ситуаций.

Решение перечисленных задач наиболее эффективно обеспечивается МБПЛА, функционирующими в автоматическом режиме. Это обеспечивается системой автоматического управления (САУ), необходимыми элементами которой являются информационно-измерительная (ИИС) и управляющая системы (УС). ИИС включает навигационную систему и систему ориентации, УС – вычислительное, преобразующее и исполнительные устройства. Ввиду жестких ограничений на массу полезной нагрузки, ИИС МБПЛА, как правило, строится на микромеханических гироскопах (ММГ) и акселерометрах (ММА), магниторезистивных датчиках магнитного поля, баровысотомере, датчике воздушной скорости, приемнике GPS/ГЛОНАСС, которые обладают приемлемыми массогабаритными характеристикам.

УС обеспечивает: автоматический полет по заданному маршруту: взлет и заход на посадку; поддержание заданной высоты и скорости полета; стабилизацию углов ориентации, программное управление бортовыми системами (стабилизация видеокамеры, синхронизированное по времени и координатам срабатывание затвора фотоаппарата, сброс груза или физико-химический анализ атмосферы и земной поверхности и др.). Для обеспечения автоматического полета по заданной траектории УС снабжено устройством памяти, в которую заносят параметры поворотных пунктов маршрута (ППМ): координаты, высота прохождения и скорость полета, регистрируемые ИИС. УС обеспечивает также передачу телеметрической информации на наземные пункты контроля и управления.

На сегодняшний день существующие информационно-измерительные и управляющие системы (ИИиУС) не позволяют обеспечить необходимую точность движения МБПЛА при решении целевой задачи из-за несогласованности характеристик ИИС и МБПЛА. Более того, не существует опубликованной методики разработки ИИиУС МБПЛА, охватывающей необходимые проектные процедуры и проектные решения. Зачастую, подобная информация является коммерческой тайной, недоступной для разработчиков новых типов ИИиУС МБПЛА, что определяет актуальность разработки методики системного проектирования ИИиУС целевых МБПЛА.

Разработкой и производством ИИиУС МБПЛА в России занимаются ряд предприятий гражданской и военной направленности, например ФГУП ОКБ «Электроавтоматика им. П.А. Ефимова» (г. Санкт-Петербург), ЗАО «НТЦ Рисса» (г. Москва), ОАО «ОКБ «Сокол» (г. Казань), ЗАО «Эникс» (г. Казань), ООО «Беспилотные аппараты» (г. Ижевск) и др.

Теоретические предпосылки к разработке подобных систем были созданы трудами отечественных и зарубежных ученых: А.В. Бабиченко, В.А. Боднера, В.Н. Бранца, А.В. Валиева, К.К. Веремеенко, А.В. Корнушенко, М.Н. Красильникова, Д.П. Лукьянова, Л.П. Несенюка, Б.Н. Окомова, П.П. Парамонова, В.Г. Пешехонова, П.К. Плотникова, И.И. Помыкаева, В.Я. Распопова, Ю.И. Сабо, О.С. Салычева, Л.А. Северова, В.М. Солдаткина, О.А. Степанова, С.П. Тимошенкова, А.И. Черноморского, Н.В. Чистякова, Е.А. Чуманкина, И.П. Шмыглевского, *M.J. Caruso, T.R. Fried, J.E. Lenz* и др.

Объектом исследования является ИИиУС МБПЛА.

Предметом исследования являются математические модели каналов ИИиУС, алгоритмы их работы, способы повышения их точности и проектные процедуры САУ МБПЛА.

Целью работы является разработка ИИиУС МБПЛА повышенной точности, а также методики проектирования САУ МБПЛА.

Методы исследований: В работе использовался комплексный метод исследования, который характеризуется применением теории случайных процессов, теории оптимальной фильтрации, теории систем, математического моделирования с применением ЭВМ, физического моделирования в лабораторных и полевых условиях.

Научная новизна работы:

1. Математическая модель погрешностей ИИС, позволяющая проводить анализ влияния погрешностей каналов ИИС на результирующую погрешность системы.
2. Способ повышения точности ИИС за счет компенсации линейных ускорений, возникающих в процессе движения МБПЛА.
3. Методика проектирования ИИиУС МБПЛА.

Практическая ценность заключается в следующем:

1. Разработано алгоритмическое и программное обеспечение, позволяющее оптимизировать проектные процедуры САУ, подтвержденные результатами имитационного моделирования, лабораторных и летных испытаний опытных образцов.
2. Разработан способ виртуальной продувки, позволяющий определять значения аэродинамических коэффициентов МБПЛА.
3. Разработан способ оценки влияния линейных ускорений на точность ИИС, основанный на применении передаточных функций линеаризованной модели системы при движении на эталонных режимах полета.
4. Разработан способ определения оптимальных значений коэффициентов автопилота в виде функционалов, зависящих от воздушной скорости.

Реализация и внедрение результатов работы. Результаты исследования реализованы при выполнении грантов: №130903 «Разработка учебного БЛА», №131002 «Анализ функционирования микромеханических гироскопов и акселерометров в контуре информационно-вычислительной системы беспилотного летательного аппарата» и программы УМНИК –2011, договор №10022p/16818, а также внедрены при разработке систем стабилизации обзорно-прицельных систем для объектов с линейным перемещением центра тяжести, что подтверждается соответствующим актом внедрения.

Результаты диссертационной работы использованы и внедрены в учебно-методический комплекс «Расчетный и лабораторный практикум по микросистемной авионике» и использованы в коллективной монографии «Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов».

Апробация работы. Основные результаты, представленные в диссертационной работе, докладывались и обсуждались на следующих семинарах, конференциях и выставках: XII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», (март 2010, г. С.-Петербург), на которой был отмечен дипломом II степени; Всероссийской научно-технической конференции «Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов», (2011, г. Тула), на которой был отмечен дипломом II степени; V-ой молодежной научно-практической конференции ТулГУ «Молодежные инновации», (2010, г. Тула), на которой был отмечен дипломом I степени; XIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», (март 2012, г. С.-Петербург), на которой был отмечен дипломом III степени; VI-ой молодежной научно-практической конференции ТулГУ «Молодежные инновации», (2011, г. Тула); IV-ой общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», (2012, г. С.-Петербург); IV – ой магистерской научно-технической конференции Тульского государственного университета, (2009, г. Тула); Научно-технической выставке «Творчество молодежи» (2010, г. Тула); а также основные результаты диссертации были удостоены следующих поощрений: благодарственная грамота от Института высокоточных систем им. В. П. Грязева за высокие результаты в науке, (2010, г. Тула); проект, основанный на результатах работы, был удостоен благодарственного письма от Тульской Областной Думы за высокие результаты в науке, (2012, г. Тула).

Проект, основанный на результатах диссертации, стал призером регионального конкурса УМНИК 2011.

Содержание диссертационной работы отражено в 11 печатных работах, в том числе в 5 периодических изданиях рекомендованных ВАК, а также в патенте РФ на полезную модель.

Достоверность теоретических положений и разработанных математических моделей подтверждена согласованностью результатов математического моделирования и экспериментальных исследований МБПЛА в лабораторных и летных условиях на опытных образцах ИИиУС.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка используемой литературы и восьми приложений.

Основная часть изложена на 121 страницах машинописного текста, содержит 78 рисунков, 25 таблиц. Список используемой литературы содержит 63 наименования.

Основные научные положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель погрешностей ИИС, позволяющая проводить анализ влияния погрешностей каналов ИИС на результирующую погрешность системы.
2. Способ повышения точности ИИС за счет компенсации линейных ускорений, возникающих в процессе движения МБПЛА.
3. Методика проектирования ИИиУС МБПЛА, представляющая собой единую систему проектных процедур.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении рассмотрены актуальность и практическая ценность работы, сформулированы цель работы, задачи и методы исследований, научная новизна, результаты апробации и внедрения данной работы, а также положения, выносимые на защиту.

В первой главе рассмотрен МБПЛА как объект контроля и управления ИИиУС. При этом были приняты следующие допущения: конструкция МБПЛА является абсолютно жесткой, масса и инерционные характеристики МБПЛА на рассматриваемых интервалах времени остаются постоянными, полет происходит при углах тангажа не превышающих $\pm 90^\circ$. Математическую модель движения МБПЛА принято представлять в виде:

$$\begin{cases} m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) = X; \\ m\left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) = Y; \\ m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) = Z; \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y \omega_z = M_x; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x \omega_z = M_y; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x \omega_y = M_z, \end{cases} \quad (2)$$

где $X, Y, Z, M_x, M_y, M_z, V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора сил, моментов, скорости центра масс и угловой скорости соответственно на оси связанной системы координат;

m, J_x, J_y, J_z – масса и главные моменты инерции;

Проекция вектора сил (3) и главного момента внешних сил (4) представлены в виде:

$$\begin{cases} X = P_x - c_x q S - G \sin \vartheta; \\ Y = P_y + c_y q S - G \cos \vartheta \cos \gamma; \\ Z = P_z + c_z q S + G \cos \vartheta \sin \gamma, \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} M_x = m_x q S l_x + M_{\hat{a}x}; \\ M_y = m_y q S l_y + M_{\hat{a}y}; \\ M_z = m_z q S l_z + M_{\hat{a}z}, \end{cases} \quad (4)$$

где $G = mg$ – сила тяжести, P – сила тяги, c_x, c_y, c_z – аэродинамические коэффициенты сил, g – ускорение силы тяжести, $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ – скоростной напор, ρ –

массовая плотность воздуха, V – скорость набегающего потока, m_x, m_y, m_z – аэродинамические коэффициенты моментов, M_ϵ – возмущающий момент, l_x, l_y, l_z – характерные длины.

Основной целью исследования МБПЛА как объекта автоматического управления является определение аэродинамических характеристик, влияющих на качество управления. Получение их в аэродинамической трубе сопряжено с большими финансовыми, временными и административными затратами.

Для избежания указанных затрат применен способ виртуальной продувки для определения аэродинамических характеристик МБПЛА с использованием модуля Flowworks пакета SolidWorks.

Строительные оси 3D-моделей МБПЛА связываются с осями системы координат (СК) области вычислений (рис.1), для ячеек которой рассчитываются параметры потока, обтекающего модель. Для изменения угла атаки изменяются проекции скорости потока на координатные оси области вычислений.

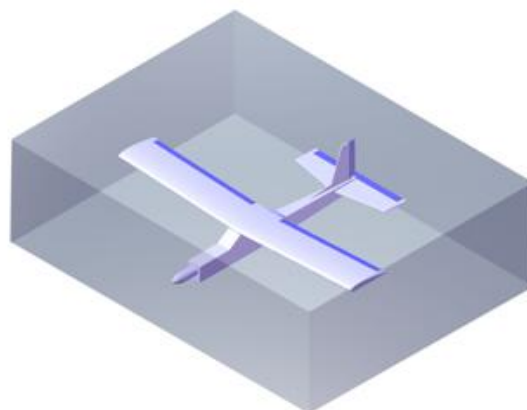


Рис. 1. 3D-модель с областью вычислений

В качестве примера результатов использования способа виртуальной продувки, на рис. 2. приведены зависимости

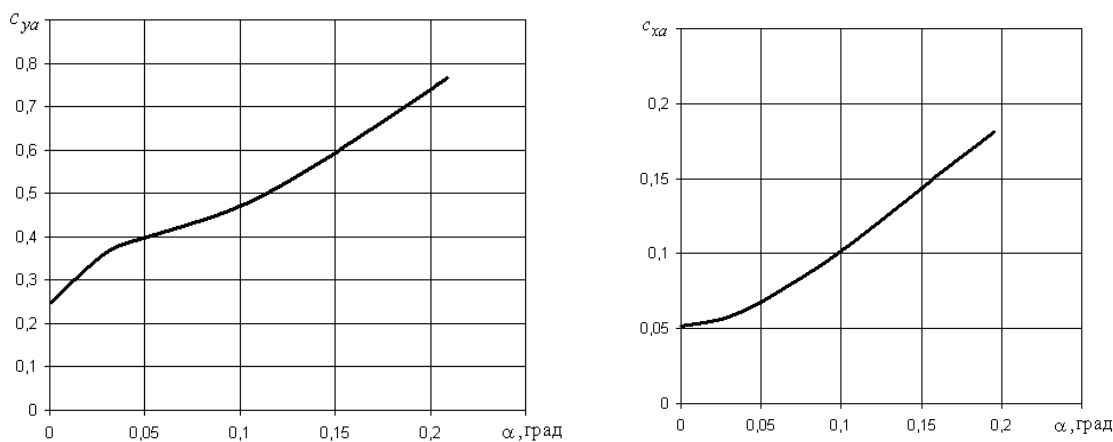


Рис. 2. Зависимости коэффициентов C_{xa} и C_{ya} от угла атаки

коэффициентов C_{xa} лобового сопротивления $X_a = c_{xa} S \frac{\rho V^2}{2}$, и C_{ya} подъемной силы

$Y_a = c_{ya} S \frac{\rho V^2}{2}$ (S – площадь крыльев) для МБПЛА самолетной схемы с размахом крыла 1,56 м и профилем крыла НАСА – 0016.

Адекватность математической модели движения МБПЛА проверяется проведением летных испытаний, в результате которых выполняется сравнение реакций «свободного» (без использования автопилота) МБПЛА по координатам K_p ($\psi, \vartheta, \gamma, H, V$), зарегистрированных в полете, и реакций математической модели МБПЛА – K_m по тем же координатам на отклонение δ_k рулевых поверхностей.

Оценка соответствия параметров математической модели и реального БПЛА выполняется по относительным погрешностям ε_k измерений и по осредненным погрешностям $\bar{\varepsilon}_k$, вычисленным для n_k контрольных временных отсчетов в установленном режиме: $\varepsilon_k = \frac{K_p - K_m}{K_p} \cdot 100\%$, $\bar{\varepsilon}_k = \frac{1}{n_k} \cdot \sum_{i=1}^{n_k} \varepsilon_k$

На рис. 3б показан переходный процесс для авиамодели TwinStarII (рис. 3а) по угловой координате на примере тангажа, а в табл. 1 – погрешности их определения.

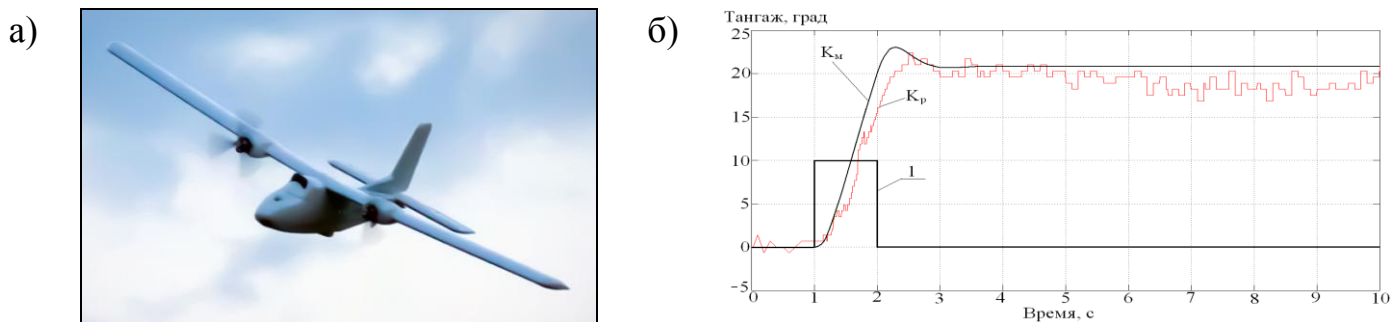


Рис. 3. Результаты летных экспериментов: а – МБПЛА TwinStarII в воздухе; б – переходные процессы математической модели и авиамодели TwinStarII по углу тангажа при скорости 18 м/с: K_m – переходный процесс математической модели; K_p – переходный процесс авиамодели; 1 – входное воздействие в виде отклонения соответствующих рулевых органов;

Таблица 1. Погрешности определения параметров полета по математическим моделям ($n_k=9$).

Параметр полета («координата» К)	Погрешности	
	max ε_k , %	$\bar{\varepsilon}_k$, %
Угол курса, ψ	22	9,5
Угол тангажа, ϑ	19	10
Угол крена γ	14	10

Из таблицы 1 видно, что $\bar{\varepsilon}_k$ не превышает 10%. Это свидетельствует об адекватности математической модели движения МБПЛА реальному движению МБПЛА и об эффективности использованных методик исследования.

Во второй главе рассмотрена УС МБПЛА, построенная на основе алгоритмов терминальной навигации.

Для управления углами курса, тангажа и крена МБПЛА в УС используется следующий закон управления:

$$u = k_y(\varphi_z - \varphi) - k_{yc}\dot{\varphi}, \quad (5)$$

где φ_z , φ – заданное и текущие значения регулируемого параметра; k_y , k_{yc} – коэффициенты передачи по регулируемому параметру и скорости его изменения.

Для улучшения качества автоматического полета МБПЛА постоянные коэффициенты УС предложено заменить выражениями, зависящими от параметров полета, контролируемых ИИС:

$$k_y(V) = k_1V^n + k_2V^{n-1} + \dots + k_m; \quad k_{yc}(V) = b_1V^n + b_2V^{n-1} + \dots + b_m, \quad (6)$$

где $k_y(V)$, $k_{yc}(V)$ – коэффициенты УС по углу и угловой скорости; k_1, k_2, \dots, k_m и b_1, b_2, \dots, b_m – коэффициенты аппроксимирующих полиномов (рис.4); n – степень аппроксимирующего полинома.

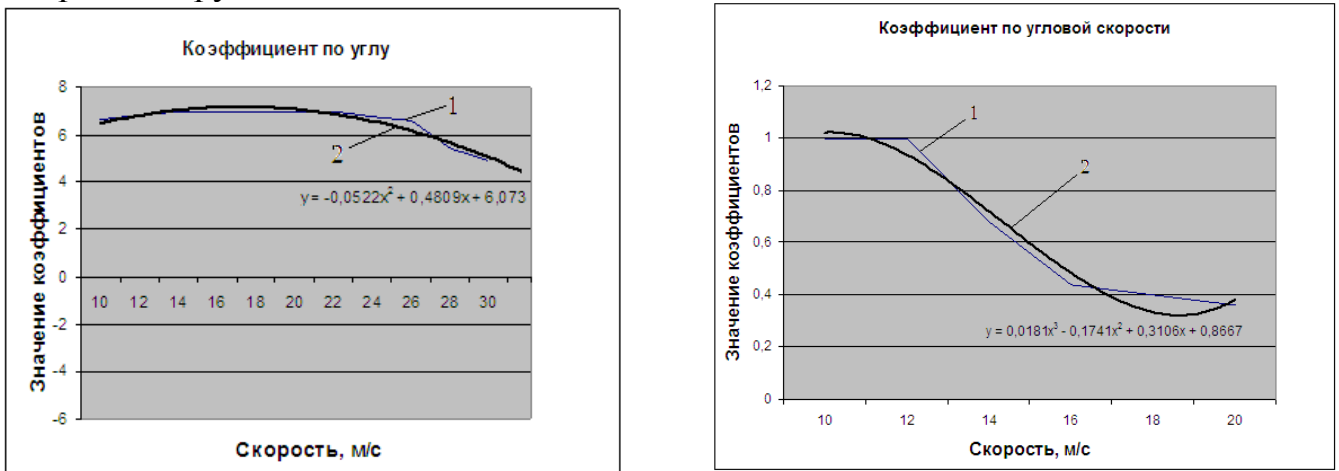


Рис. 4. Зависимость коэффициентов $k_y(V)$ (слева) и $k_{yc}(V)$ (справа) от воздушной скорости для МБПЛА на базе авиамодели ДЕВАМ (масса 2,4 кг; размах 1,63 м; площадь крыла 0,365 м²): 1 - кривая, полученная подбором коэффициентов; 2 – аппроксимация

Зависимости (6) коэффициентов УС от воздушной скорости МБПЛА (рис.4) получены путем перебора значений скорости от минимальной до максимальной и определением оптимальных значений коэффициентов, исходя из необходимого качества переходного процесса (минимизация времени, отсутствие колебательности) для каждого из значений воздушной скорости.

Алгоритмы терминальной навигации включают: алгоритм канала тяги для стабилизации заданной скорости полета, алгоритм идентификации крупномасштабных ветровых возмущений, алгоритм выхода БПЛА к цели в заданное время с заданной путевой скоростью, алгоритм аварийного режима «возврат».

1. Алгоритм канала тяги

Изменение путевой скорости V_n МБПЛА с автоматом тяги описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dot{V}_n(t) = \frac{1}{m} (P - c_x S \frac{\rho V^2}{2} - G \sin \vartheta); \\ \dot{P}(t) = \frac{1}{T} [K(V_3, n_3) n_3 - P], \end{cases} \quad (7)$$

где T – постоянная времени двигателя; n, n_3 – текущая и заданная частоты вращения двигателя; K – функционал связи параметров V_3, n_3 с тягой P .

На данном этапе задача сводится к определению функционала $n_3(t)$, которое обеспечит полет БПЛА с заданной скоростью $V_{n3}(t)$ с ограничением $V_n(t) - V_{n3}(t) = 0$ при минимизации функционала

$$I = \int_0^{t_k} [V_n(t) - V_{n3}(t)]^2 dt. \quad (8)$$

В соответствии с (7,8) заданные значения тяги P_3 и частоты вращения вала $n_3(t)$ определяются выражениями:

$$\begin{cases} P_3(t) = \frac{m}{T_V} \Delta V + c_x S q + G \sin \vartheta; \\ n_3(t) = \frac{1}{T_V T_n} \frac{T}{K(V_3, n_3)} m \Delta V + \frac{T}{T_n K(V_3, n_3)} c_x q S + (1 - \frac{T}{T_n}) n(t), \end{cases} \quad (9)$$

где $\Delta V = V_{n3} - V_n$; $T_V T_n$ – постоянные времени переходного процесса по скорости МБПЛА и частоте вращения вала двигателя.

Для МБПЛА – $T_n \ll T_V$, а максимальные перерегулирования по скорости и частоте вращения вала двигателя не должны превышать 10%.

На рисунке 5 приведены тяговые характеристики винта с фиксированным шагом APC 7x5 для различных скоростей полета, полученные с помощью программы PropCalc 3.0.

На рисунке 6 приведены графики переходных процессов для МБПЛА при стабилизации скорости полета $V=20\text{м/с}$ (при $t=0\text{с}$) и $V=15\text{м/с}$ (при $t=25\text{с}$).

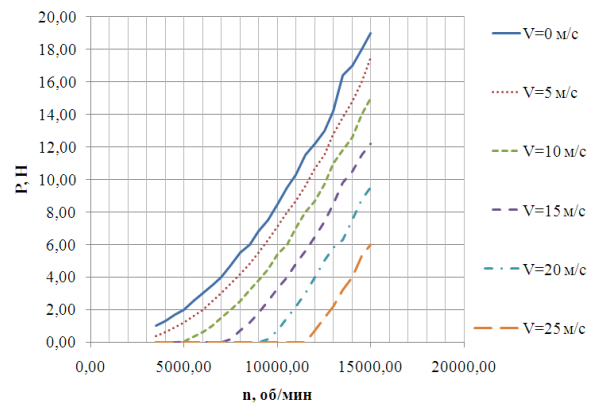


Рис. 5. Тяговые характеристики трехлопастного винта APC 7x5 для различных скоростей набегающего потока

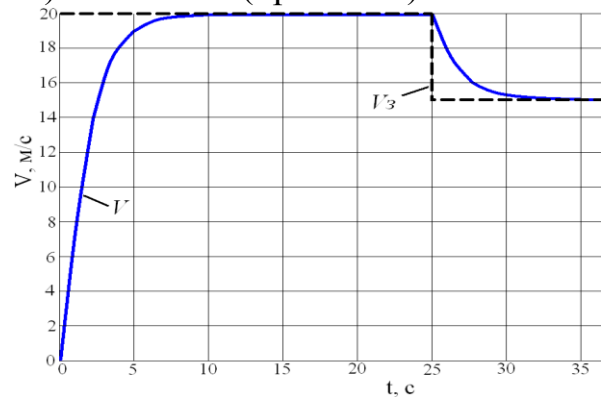
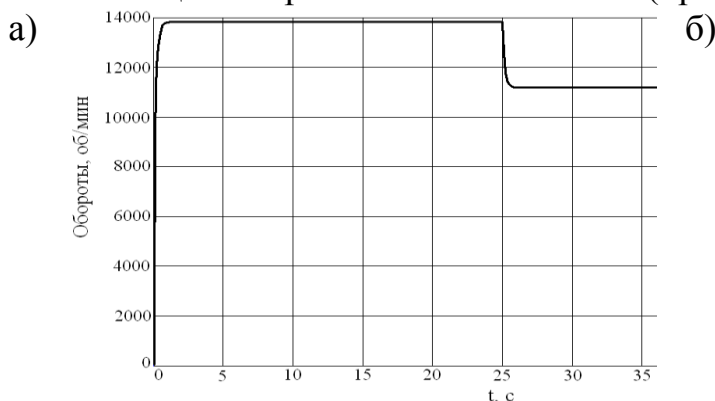


Рис. 6. Переходные процессы МБПЛА при стабилизации воздушной скорости по частоте вращения вала двигателя (а) и скорости (б): V_3 – заданная скорость; V – воздушная скорость

2. Алгоритм идентификации ветровых возмущений.

Алгоритм идентификации ветровых возмущений, в предположении $\bar{W}_{yg} = 0$, подразумевает определение двух составляющих ветра \bar{W}_{xg} , \bar{W}_{zg} , направленных

соответственно по меридиану на север и по широте на восток.

При малых значениях углов тангажа и крена, а также зная угол курса, выражения для определения ветрового возмущения имеют следующий вид:

$$W_x = V_{gx} - V_x \cos \psi + V_z \sin \psi, \quad (10)$$

$$W_z = V_{gz} - V_x \sin \psi - V_z \cos \psi.$$

Воздушные скорости V_x и V_z в уравнениях (10) определяются с помощью датчиков воздушной скорости, установленных на МБПЛА по осям OX и OZ связанной СК.

3. Алгоритм выхода к цели

Алгоритм выхода к цели сводится к решению следующих задач:

- пролет ППМ на необходимой высоте h_3 (стабилизация высоты);
- пролет от ППМ_{*i-1*} до ППМ_{*i*} по заданной траектории (обычно прямая линия);
- возврат в точку старта в случае обнаружения ошибки систем навигации;
- выход МБПЛА к цели за заданное время.

Стабилизация высоты обеспечивается автопилотом высоты, закон управления которого имеет следующий вид:

$$u = k_{\vartheta} (k_h (h_3 - h) - k_{\dot{h}} \dot{h} - \vartheta) - k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}.$$

Коэффициенты k_h и $k_{\dot{h}}$ выбираются из условия обеспечения необходимого качества переходного процесса

Пролет МБПЛА по заданной траектории связан с вычислением необходимого угла курса:

$$\psi_3 = \theta + \beta + K \cdot \Delta L,$$

где θ – угол наклона траектории, K – коэффициент, зависящий от динамических свойств ЛА,

$$\Delta L = \sin \left(\theta - \arctan \left(\frac{Z_{ЛА} - Z_{ППМ_1}}{X_{ЛА} - X_{ППМ_1}} \right) \right) \sqrt{(X_{ЛА} - X_{ППМ_1})^2 + (Z_{ЛА} - Z_{ППМ_1})^2},$$

$$\beta = \arcsin \left(\frac{-W_{nn}}{V} \right) = \arctan \left(\frac{-W_z \cos \theta + W_x \sin \theta}{Vg} \right).$$

Задача определения заданной скорости движения сводится к минимизации коэффициента I , определяемого выражением:

$$I = |L_3 - L - V_{n3}(t_3 - t)|, \quad (11)$$

где L , t – текущий пройденный путь и время.

Выражение (11) представляет собой текущую разность требуемого пути L_3 и пути, который МБПЛА пролетел бы, двигаясь со скоростью V_{n3} в течение времени, оставшегося до выхода в заданную точку.

В случае отказа GPS/ГЛОНАСС алгоритм аварийного возврата примет вид закона выхода в ППМ (в качестве ППМ выступает точка старта) за исключением составляющей $K \cdot \Delta L$, так как отсутствует информация о текущих координатах:

$$\psi_3 = \theta + \beta.$$

На рис. 7 показана траектория полета МБПЛА при аварийном возвращении в точку ППМ₁. Ошибка $\Delta \approx 40$ м.

С учетом указанных алгоритмов и замены коэффициентов автопилота функционалами (6) было проведено математическое моделирование.

На рисунках 8, 9 приведены результаты математического моделирования системы «МБПЛА-УС» на примере модели TwinStarII, при полете через четыре контрольные точки (ППМ₁ ... ППМ₄) с возвратом в точку старта (ППМ₁).

Суммарная длина маршрута $L_3 = 3200\text{м}$, заданное время полета $t_3 = 140\text{ с}$, путевая скорость прибытия $V_{пз} \approx 23\text{ м/с}$ (82 км/ч). Скорость ветра в западном направлении $W_{запад} = 2\text{ м/с}$, скорость ветра в северном направлении $W_{север} = 2\text{ м/с}$.

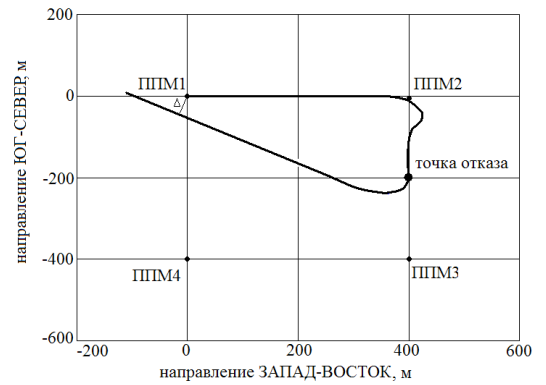


Рис. 7. Траектория полета МБПЛА в режиме аварийного возвращения

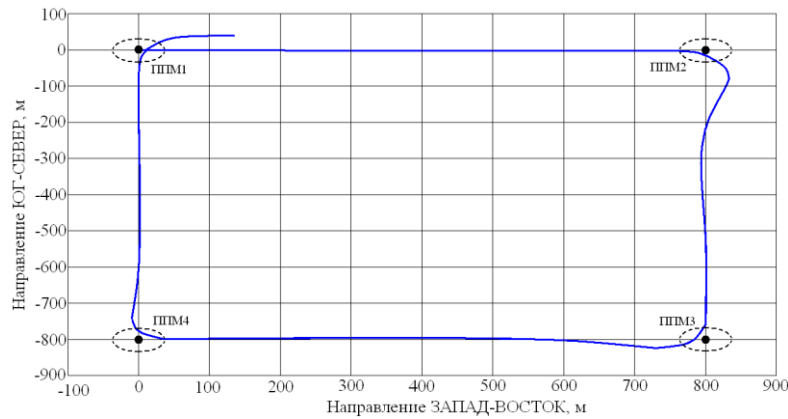
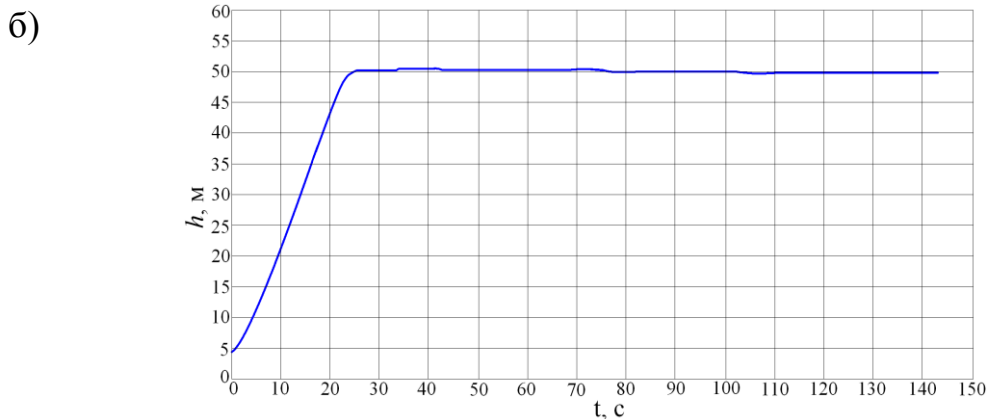
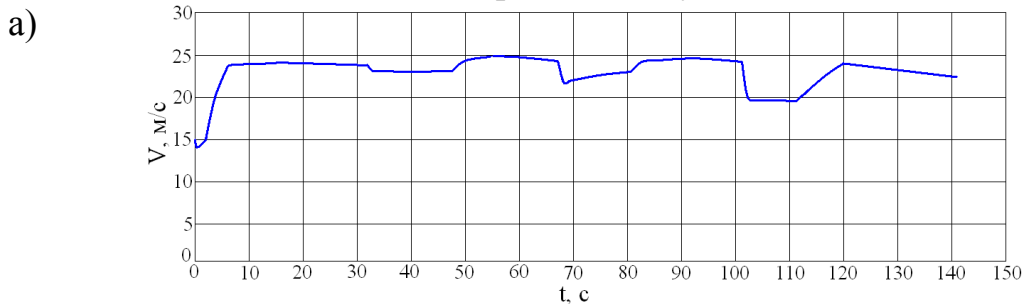


Рис.8. Траектория полета МБПЛА в режиме терминальной навигации с учетом влияния ветровых возмущений



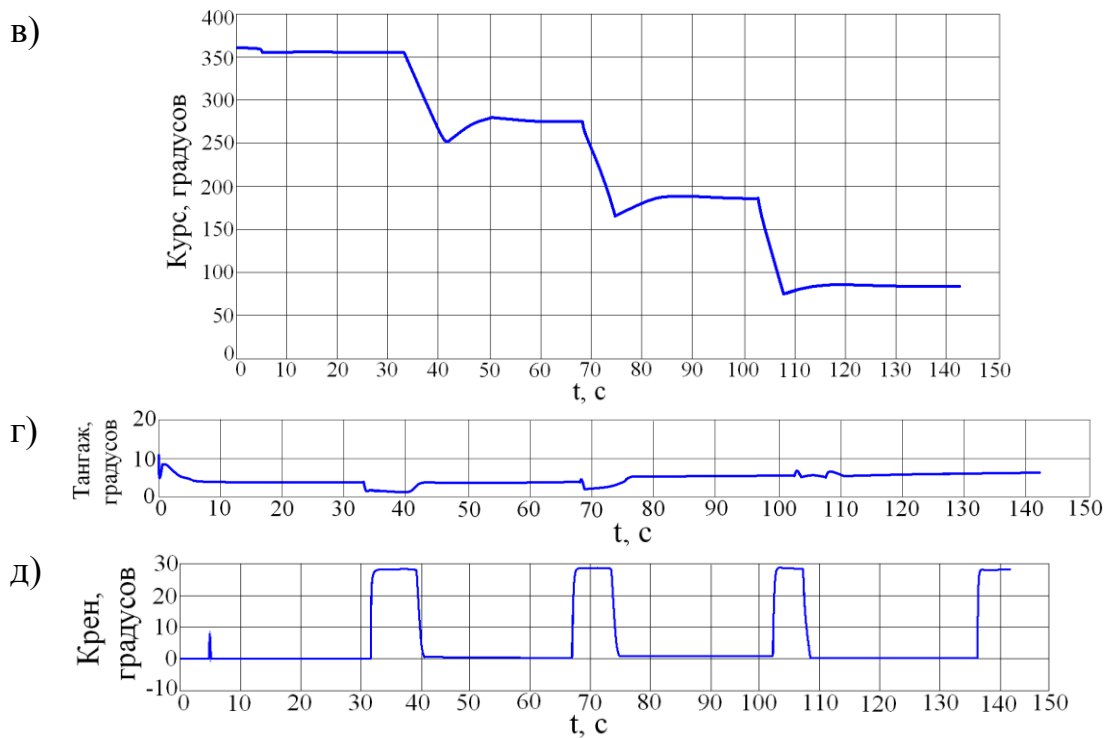


Рис.9. Графики переходных процессов системы «МБПЛА-УС» в режиме терминальной навигации: а – путевая скорость, б – высота, в,г,д – углы курса, тангажа и крена

В третьей главе рассматривается ИИС, в которой для повышения точности определения параметров ориентации датчиков угловых скоростей (ДУС), в роли которых выступают ММГ, используется акселерометрическая коррекция. Повышение точности ИИС включает в себя решение двух вопросов: формирование требований к датчикам и устранение влияния постоянных или медленноменяющихся ускорений на точность определения параметров ориентации.

Так как значение систематической погрешности остается постоянным или закономерно изменяющимся при повторных измерениях, то большинство систематических погрешностей возможно компенсировать или свести к минимуму путем калибровки, введением термокомпенсации и т. д.

В качестве погрешностей датчиков рассматриваются случайные составляющие (шум и нестабильность нулевого сигнала).

Требования к датчикам формируются исходя из следующей зависимости:

$$\Delta\sigma = \sum \Delta\sigma_i = \sum |W_{ИИСi}| \Delta_i, \quad (12)$$

где $\Delta\sigma_i$ - погрешность определения углов ИИС по одному из каналов; $W_{ИИСi}$ - передаточная функция ИИС по погрешности одного из каналов от каждого датчика; Δ_i - суммарная погрешность измерительного датчика (состоит из шума и нестабильности нуля).

В соответствии с зависимостью (12) задача сводится к определению передаточных функций $W_{ИИСi}$ для каждого датчика.

Задача решена путем линеаризации и перехода от цифровой к аналоговой модели ИИС. Единственным цифровым элементом ИИС является дискретный фильтр Винера (ФВ) (рис. 11), использующий рекуррентную зависимость:

$$X_{i+1} = \tau X_i \times \Omega_i + X_i + K(A_{i+1} - \tau X_i \times \Omega_i - X_i), \quad (13)$$

где $i \in N$ – шаг работы ФВ; X_i – вектор оцененных значений вектора ускорения свободного падения земли; τ – шаг дискретизации ИИС; Ω_i – показания ДУС на i -ом шаге работы фильтра Винера; K – коэффициент передачи ФВ; A_i – показания акселерометров на i -ом шаге работы ФВ.

Переходя к пределу в выражении (13) при $\tau \rightarrow 0$, дифференциальное уравнение модели ФВ принимает вид:

$$\frac{dX}{d\tau} + \frac{K}{\tau} X_i = (X_i \times \Omega_i)(1 - K) + \frac{K}{\tau} A.$$

В соответствии с полученной зависимостью, структурная схема аналоговой ИИС имеет вид, представленный на рис.12, где углы тангажа и крена определяются по известным зависимостям:

$$\theta = \arctg \left(\frac{g_x}{\sqrt{g_y^2 + g_z^2}} \right), \quad \gamma = -\arctg \left(\frac{g_z}{g_y} \right).$$

При движении МБПЛА на эталонных режимах полета (набор высоты, координированный разворот и др.) некоторые угловые скорости и угловые ускорения в связанной системе координат меняются несущественно, поэтому их влияние на g_x, g_y, g_z может быть учтено в контуре управления как постоянные множители для каждого режима полета: $g_x = g \sin \vartheta$; $g_y = g \cos \vartheta \cos \gamma$; $g_z = g \cos \vartheta \sin \gamma$. В этом случае представляется возможным заменить нелинейную модель ИИС ее эквивалентной линейной моделью для каждого режима полета.

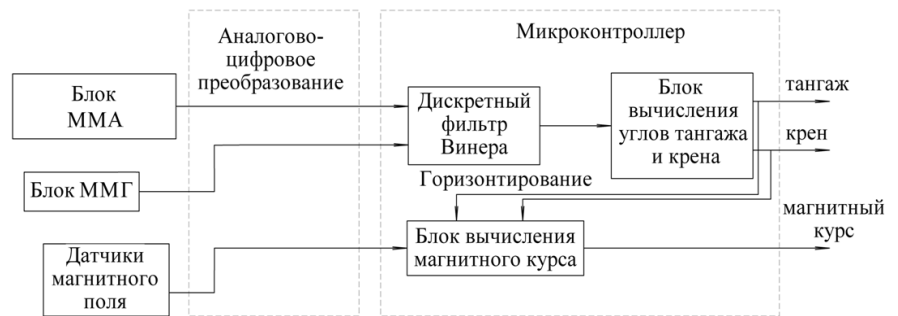


Рис. 11. Функциональная схема цифровой ИИС

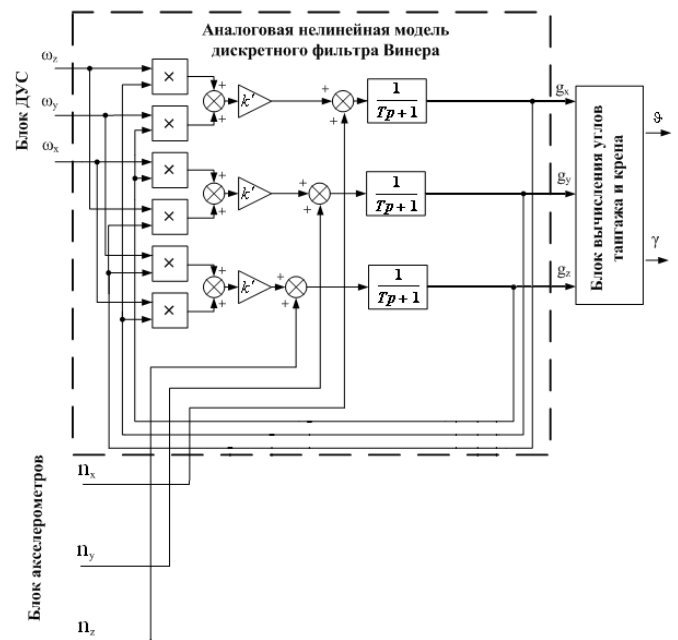


Рис. 12. Структурная схема аналоговой модели ИИС: $T = \frac{\tau}{K}$; $k' = \frac{\tau}{K}(1 - K)$

На рис. 13 приведен фрагмент структурной схемы линейризованной модели ИИС, иллюстрирующий влияние погрешности ММГ по оси OX на погрешность угла крена, передаточная функция которой имеет вид:

$$W_{\Delta S_{wx}}^{\Delta \gamma}(p) = \frac{-mW1(p)}{\cos \vartheta}, \quad (14)$$

где: m – коэффициент аппроксимации тригонометрической функции арксинуса,

$$W1(p) = \frac{A_0 p^4 (g_y) + B_0 (g_y) p^3 + C_0 (g_y, g_z, \omega_y, \omega_z) p^2 + D_0 (g_y, g_z, \omega_y, \omega_z) p + E_0 (g_y, g_z, \omega_y, \omega_z)}{A_1 p^5 + B_1 p^4 + C_1 (\omega_y, \omega_z) p^3 + D_1 (\omega_y, \omega_z) p^2 + E_1 (\omega_y, \omega_z) p + F_1 (\omega_y, \omega_z)},$$

где $A_0, B_0, C_0, D_0, E_0; A_1, B_1, C_1, D_1, E_1, F_1$ – коэффициенты передаточной функции, зависящие от динамических свойств МБПЛА на эталонных режимах полета.

Пример влияния ММГ *LPY510AL* и ММА *LIS344ALH* на точность угла крена приведен на рис. 14.

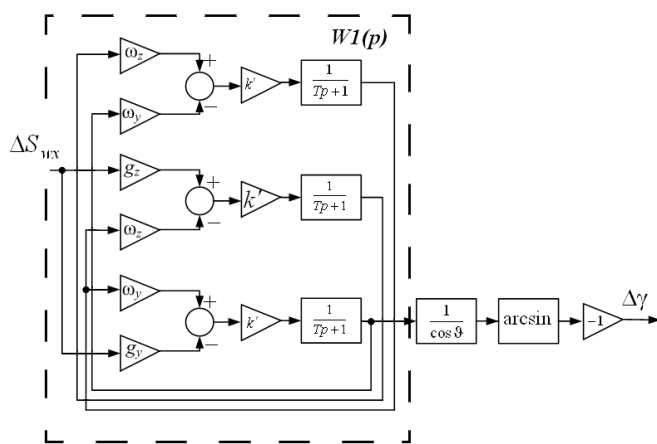


Рис.13. Структурная схема линейризованной модели БГ

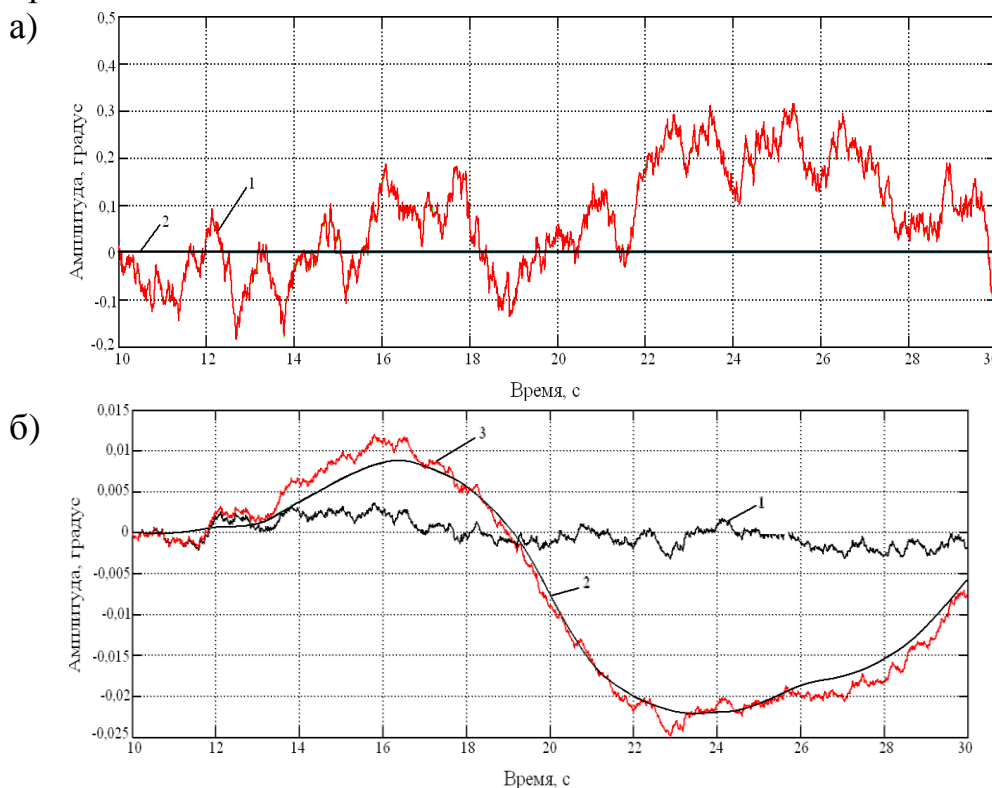


Рис. 14. Выходной сигнал ИИС по каналу крена: а – влияние ММГ; б – влияние ММА; 1 – погрешность, возникающая в результате влияния шума; 2 – погрешность, возникающая в результате нестабильности нулевого сигнала; 3 – результирующая погрешность

Влияние погрешностей датчиков на погрешность системы по одному из каналов можно представить в следующем виде:

$$\Delta\sigma_i = k_{1M} \cdot Sa_{MMГ} + k_{2M} \cdot \varepsilon_{MMГ} + k_{1A} \cdot Sa_A + k_{2A} \cdot \varepsilon_A, \quad (15)$$

где Sa_A , ε_A – амплитуда шума и нестабильность нуля акселерометра; $Sa_{MMГ}$, $\varepsilon_{MMГ}$ – амплитуда шума и нестабильность нуля ММГ.

Согласно рис. 14 коэффициенты в выражении (15) имеют следующие значения: $k_{1M} = 6,2^\circ / \text{рад/с}$, $k_{2M} = 2,865^\circ / \text{рад/с}$, $k_{1A} = 25^\circ / \text{г}$, $k_{2A} = 46^\circ / \text{г}$.

Для устранения влияния постоянных или медленноменяющихся ускорений на точность определения параметров ориентации предлагается дополнительно ввести в контур ИИС блок коррекции (БК) (рис.15).

БК ($БК_x$, $БК_y$, $БК_z$) представлен тремя передаточными функциями $W_x(p)$, $W_y(p)$, $W_z(p)$ с коэффициентами, пересчитываемыми в каждую единицу времени на основании сигналов ДУС:

$$W_x(p) = \frac{A_0 p^2 + B_0(\omega_x) p + C_0(\omega_x)}{A_1 p^3 + B_1(\omega_x) p^2 + C_1(\omega_x, \omega_y, \omega_z) p + D_1(\omega_x, \omega_y, \omega_z)}; \quad (16)$$

$$W_y(p) = \frac{A_2 p^2 + B_2(\omega_y) p + C_2(\omega_y)}{A_3 p^3 + B_3(\omega_y) p^2 + C_3(\omega_x, \omega_y, \omega_z) p + D_3(\omega_x, \omega_y, \omega_z)}; \quad (17)$$

$$W_z(p) = \frac{A_4 p^2 + B_4(\omega_z) p + C_4(\omega_z)}{A_5 p^3 + B_5(\omega_z) p^2 + C_5(\omega_x, \omega_y, \omega_z) p + D_5(\omega_x, \omega_y, \omega_z)}, \quad (18)$$

где $W_x(p)$, $W_y(p)$, $W_z(p)$ – передаточные функции по каналам проекций g_x , g_y , g_z соответственно, $A_0, A_1, A_2, A_3, A_4, A_5, B_0, B_1, B_2, B_3, B_4, B_5, C_0, C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, D_1, D_3, D_5$ – коэффициенты передаточных функций, зависящие от динамических свойств МБПЛА.

Результаты моделирования системы без коррекции и с коррекцией при полете по траектории «коробочка» на примере канала крена приведены на рисунках 16 и

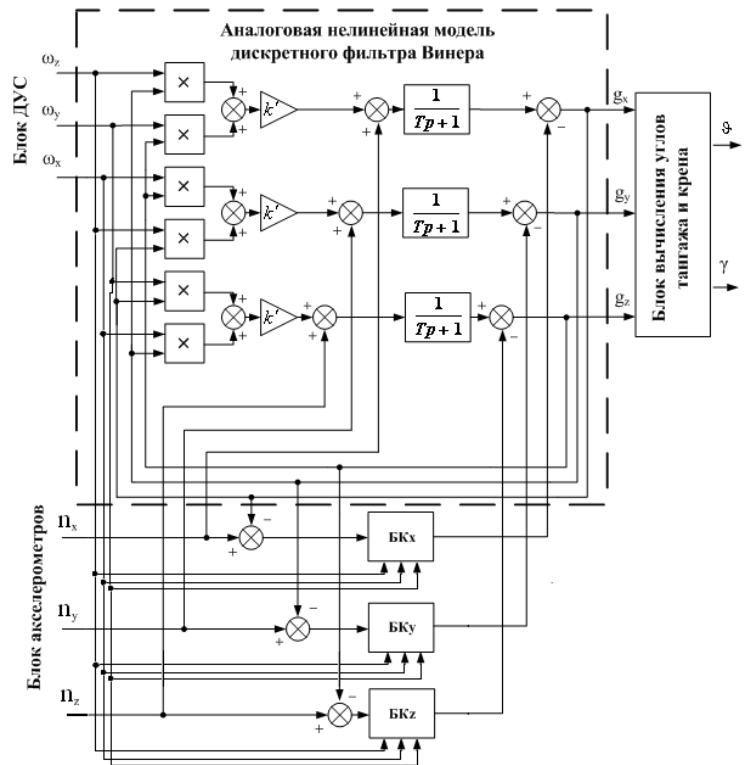


Рис. 15. Структурная схема ИИС с БК, пересчитывающим коэффициенты передаточных функций на основании показаний ДУС

17, из которых видно, что погрешность до коррекции достигает примерно 0,3 рад и менее 0,02 рад после нее.

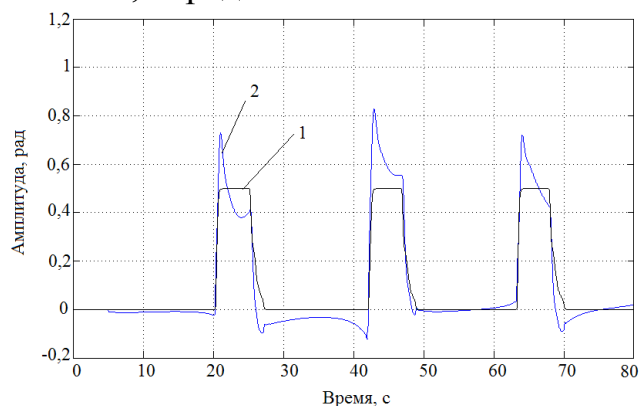


Рис.16 – угол крена для системы без коррекции: 1 – угол МБПЛА; 2 – показания модели ИИС

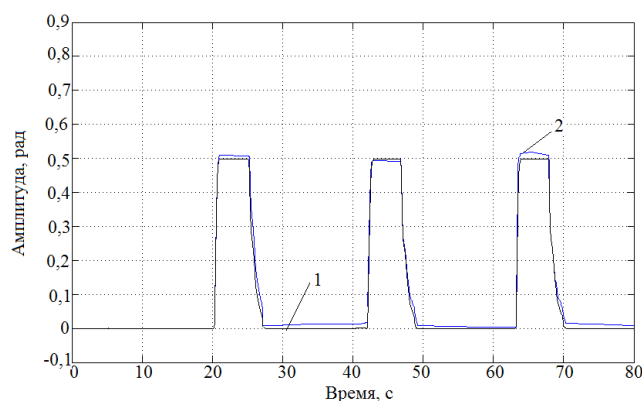


Рис. 17 – угол крена для системы с коррекцией: 1 – угол МБПЛА; 2 – показания модели ИИС

Таким образом, демонстрируется эффективность применения предложенного способа коррекции влияния линейных ускорений для повышения точности определения углов ориентации.

В четвертой главе предлагается методика проектирования ИИиУС МБПЛА, представляющая собой единую систему проектных процедур, реализуемая в соответствии с рис. 18.

Достоинством описанной методики является сокращение времени при проектировании ИИиУС за счет автоматизации ряда проектных процедур, а также применения способа виртуальной продувки при определении параметров математической модели планера. В рамках методики при разработке ИИС используется новый способ компенсации линейных ускорений, а также применяется математическая модель погрешностей, позволяющая оценить влияние погрешностей датчиков на погрешность ИИС.

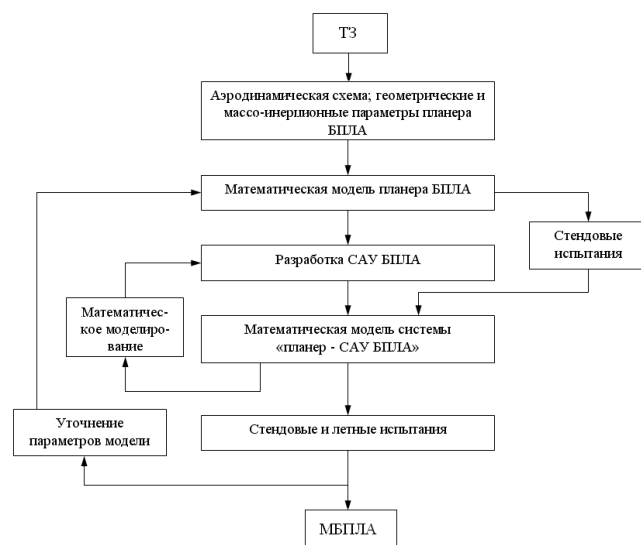


Рис. 18. Основные проектные процедуры при создании САУ МБПЛА

Данная методика подтверждается математическим моделированием и экспериментальными исследованиями макетного образца ИИС и результатами летных испытаний.

Проверка функционирования способа коррекции осуществлялась следующим образом: на багажник автомобиля горизонтально закреплялась ИИС. Автомобиль разгонялся до скорости 20 м/с (72 км/ч, по показаниям GPS) по ровной дороге, после чего производилось резкое торможение до полной остановки. Одновременно с этим на жесткий диск ноутбука записывались показания ИИС.

Производилась серия из четырех опытов:

1. Установка ИИС без коррекции. Ось OX направлена по ходу движения автомобиля.
2. Установка ИИС без коррекции. Ось OZ направлена по ходу движения автомобиля.
3. Установка ИИС с коррекцией. Ось OX направлена по ходу движения автомобиля.
4. Установка ИИС с коррекцией. Ось OZ направлена по ходу движения автомобиля.

Результаты испытаний приведены на рисунках 19, 20. При этом время торможения составляло около 5 с, таким образом ускорение составило 4 м/с^2 .

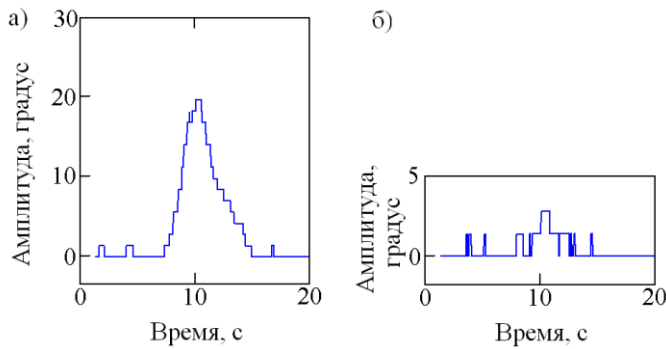


Рис. 19. Выходной сигнал нескорректированной (а) и скорректированной (б) ИИС по каналу крена под действием ускорения 4 м/с^2

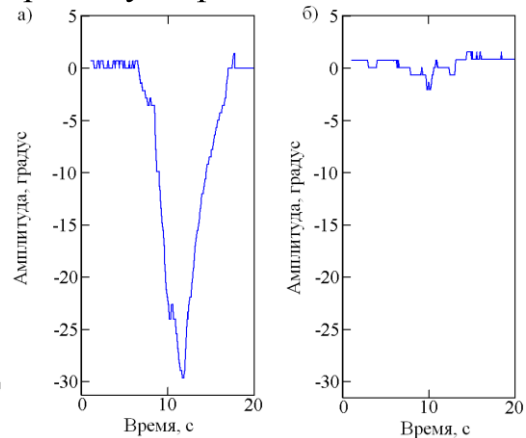


Рис. 20. Выходной сигнал нескорректированной (а) и скорректированной (б) ИИС по каналу тангажа под действием ускорения 4 м/с^2

Исходя из рисунков 19, 20 можно сделать вывод, что предложенный метод работоспособен. Погрешность до коррекции составила по тангажу 30° , после коррекции 3° , а по крену до коррекции 20° , после коррекции около 3° .

С целью исследования работы ИИС в составе САУ МБПЛА были произведены экспериментальные полеты (рис. 20) МБПЛА TwinStarII.

В задачу экспериментальных исследований входило изучение полета планера в полуавтоматическом режиме пилотирования при прямолинейном полете с элементами координированного разворота с целью подтверждения данных моделирования и проверки работоспособности ИИС и контура САУ в целом.

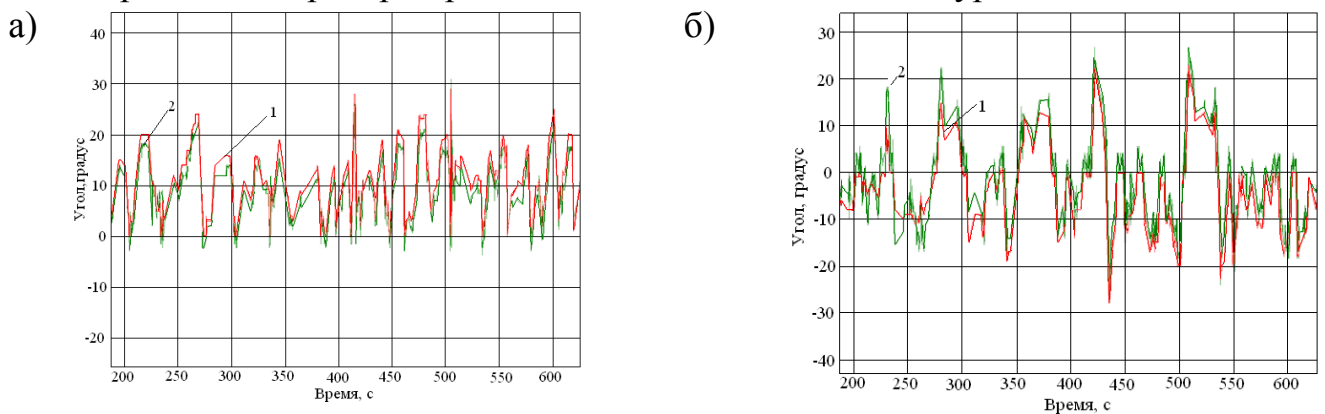


Рис. 21. Графики отработки сигналов по каналу тангажа (а) и крена (б): 1 – заданный угол; 2 – показания ИИС

Исследуемая ИИиУС показала свою работоспособность и обеспечила требуемое безаварийное пилотирование МБПЛА.

В заключении приведены основные результаты, полученные в диссертационной работе.

В приложении приведены акты внедрения и использования результатов исследования, а также вспомогательные математические зависимости и значения их коэффициентов для ряда частных случаев.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Математическая модель погрешностей ИИС позволяет проводить анализ влияния первичных измерителей на результирующую погрешность системы.
2. Разработан способ повышения точности ИИС, основанный на компенсации влияния линейных ускорений на ИИС.
3. Приведена методика проектирования ИИиУС МБПЛА, позволяющая сократить время за счет автоматизации ряда проектных процедур, а также применения метода виртуальной продувки при определении параметров математической модели МБПЛА.
4. Разработано алгоритмическое и программное обеспечение, позволяющее оптимизировать проектные процедуры ИИиУС, подтвержденные результатами имитационного моделирования, лабораторных и полевых испытаний опытных образцов.
5. Разработанный способ «виртуальной продувки» позволяет с достаточной точностью определять значения аэродинамических коэффициентов летательного аппарата и существенно снижает временные и материальные затраты при проектировании УС МБПЛА.
6. Разработан способ оценки влияния линейных ускорений на точность ИИС, основанный на применении передаточных функций линеаризованной модели системы при движении по эталонным режимам полета.
7. Работоспособность предложенных алгоритмов повышения точности ИИС подтверждена математическим моделированием и рядом экспериментов.

ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ ОПУБЛИКОВАНО 11 РАБОТ, ОСНОВНЫМИ ИЗ КОТОРЫХ ЯВЛЯЮТСЯ:

1. Машнин М.Н./ Определение аэродинамических коэффициентов планера беспилотного летательного аппарата методом виртуальной продувки/ С. В. Телухин, В. Я. Распопов, М. Н. Машнин// Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2010. – №2. – С. 17-22.
2. Машнин М.Н. Система автоматического управления МБПЛА/ М.Н. Машнин // Гироскопия и навигация №2(69): Материалы докладов XII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / Под общ. ред. Академика РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2010. – С. 103 – 104.
3. Машнин М.Н. Проектирование системы автоматического управления малоразмерным беспилотным летательным аппаратом / М.Н. Машнин // Гироскопия и навигация №2(73) / Под общ. ред. Академика РАН В.Г.

- Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2011. – С. 102 – 103.**
4. Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов. Под редакцией В.Я. Распопова/ Р.В. Алалуев, Р.В. Ершов, А.В. Ладонкин, В.В. Лихошерст, Д.М. Малютин, В.В. Матвеев, М.Н. Машнин, А.В. Никулин, В.Я. Распопов, С.В. Телухин, С.Е. Товкач, А.П. Шведов. – М.: Машиностроение, 2011. – 184 с.: ил.
 5. Машнин М.Н. Система автоматического управления малоразмерного беспилотного летательного аппарата/ М.Н. Машнин// V молодежная научно-практическая конференция Тульского государственного университета «Молодежные инновации»: сборник докладов/ Под общ. ред. д-ра. техн. наук, проф. Ядыкина Е.А.: в 2 ч. –Тула: Изд-во ТулГУ, 2011. Ч. I – С. 118 – 120.
 6. **Машнин М.Н. Система автоматизированного определения и коррекции коэффициентов автопилота беспилотного летательного аппарата / М.Н. Машнин, А.В., Ладонкин // Известия ТулГУ. Технические науки. Вып. 6: в двух ч. Тула: Изд-во ТулГУ, 2011, Ч 2. – С. 66 – 71.**
 7. Расчетный и лабораторный практикум по микросистемной авионике. Учебное пособие для вузов. Под редакцией В.Я. Распопова –Тула: Изд-во ТулГУ, 2011. – 211 с.
 8. Машнин М.Н. Моделирование оптических систем ориентации в контуре автоматического управления малоразмерного беспилотного летательного аппарата/ М.Н. Машнин, А.В. Ладонкин // VI молодежная научно-практическая конференция Тульского государственного университета «Молодежные инновации»: сборник докладов/ Под общ. ред. д-ра. техн. наук, проф. Е.А. Ядыкина: в 2 ч. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. Ч. I – С. 183 – 185.
 9. Машнин М. Н. Анализ влияния источников первичной информации на контур системы автоматического управления малогабаритного беспилотного летательного аппарата/ М.Н. Машнин, А.П. Шведов// Молодежь. Техника. Космос: труды IV Общероссийской молодежной науч. – техн. Конф./ Под общ. ред. д-ра. техн. наук, проф. К. М. Иванова – Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2012.– С. 292–293.
 10. Патент на полезную модель №119097 РФ. Бесплатформенная инерциальная гировертикаль/ М.Н. Машнин, А.П. Шведов, Ю.В. Иванов, В.Я. Распопов; заявитель и патентообладатель ГОУ ВПО «Тульский государственный университет», заявл. 07.03.2012, опубл.10.08.12.
 11. **Машнин М. Н. Терминальная навигация беспилотного летательного аппарата с компенсацией влияния на систему ориентации линейных ускорений/М.Н. Машнин, А.В. Ладонкин, В.Я. Распопов, А.П. Шведов // Известия ТулГУ. Технические науки. Вып. 7. Тула: Изд-во ТулГУ, 2012 – С. 140 – 155.**

Изд. лиц ЛР № 020300 от 12.02.97. Подписано в печать _____

Формат бумаги 60×84 1/16. Бумага офсетная.

Усл. печ. л. 1,2. Уч.-изд.л. 1,0. Тираж 100 экз. Заказ 024

Тульский государственный университет 300012, г. Тула, пр. Ленина, 92

Отпечатано в Издательстве ТулГУ 300012, г. Тула, пр. Ленина, 95