

На правах рукописи

ХУ ЮЙХУЭЙ

**МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
НЕЛИНЕЙНЫХ МОДЕЛЕЙ С ПОВЫШЕННЫМИ СТЕПЕНЯМИ
УПРАВЛЯЕМОСТИ**

Специальность 2.3.1. Системный анализ, управление и обработка
информации, статистика

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

胡宇辉

Москва – 2023

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: **Неусыпин Константин Авенирович**, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Сазонова Татьяна Владимировна**, д.т.н., профессор, главный конструктор АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро»

Преснова Анна Павловна, кандидат наук по прикладной математике, доцент Московского института электроники и математики им. А.Н. Тихонова Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики»

Ведущая организация: **ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет им. В.Ф. Уткина»**

Защита состоится 12 марта 2024 г. в 16.30 на заседании диссертационного совета 24.2.331.14 при МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., 10, ауд. 613м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru>.

Отзывы и замечания по автореферату в двух экземплярах, заверенные печатью, просьба высылать по адресу: 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1 на имя ученого секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан « ____ » _____ 2024 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
24.2.331.14

Муратов Игорь Валентинович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Управление современными летательными аппаратами (ЛА) осуществляется с использованием разнообразных систем управления (СУ). В основе СУ лежат различные алгоритмы управления. Выбор алгоритма управления проводится с учетом типа ЛА, особенностей его функционирования, типа решаемых задач, возможностей бортовой вычислительной системы и выделяемого объема памяти для реализации алгоритма управления, точностных требований и др. В настоящее время создано большое количество различных видов алгоритмов управления. Эти алгоритмы отличаются высокими характеристиками, основной из которых является точность управления. Дальнейшее совершенствование алгоритмов управления связано с использованием более точных математических моделей, повышением степени робастности, применении специальных процедур, обеспечивающих увеличение степени адаптивности СУ и др.. Усложнение алгоритмических решений сопряжено с увеличением требуемых вычислительных мощностей БЦВМ. В условиях ограничений на вычислительные ресурсы, отводимые для реализации алгоритмов СУ, используется алгоритмический подход, предполагающий повышение качественных характеристик математических моделей, применяемых в алгоритмах управления. Преимуществами этого подхода является возможность повышения точности СУ за счет выбора моделей с улучшенными характеристиками, а также возможность использования уже существующих алгоритмов, что является важным при модернизации серийных СУ ЛА. Требования к производительности БЦВМ при реализации такого подхода к синтезу алгоритмического обеспечения СУ не меняются.

При разработке алгоритмов СУ ЛА с моделями, имеющими повышенные качественные характеристики, для вычисления уровня исследуемых характеристик используются численные критерии. В качестве критериев обычно применяются критерии степени управляемости переменных состояния, степени наблюдаемости переменных состояния и критерии степени параметрической идентифицируемости. Выбор используемого критерия осуществляется в зависимости от особенностей алгоритмического обеспечения СУ.

Критерии степени наблюдаемости и параметрической идентифицируемости разработаны для различных практических приложений и часто имеют универсальный характер, а критерии степени управляемости переменных состояния моделей, как правило, требуют проведения дополнительных предварительных вычислений и поэтому меньше используются в практических приложениях для повышения точности алгоритмов СУ. Большой вклад в исследование критериев степени управляемости внесли П.К. Мюллер, А.М. Лонгман, С.Д. Земляков, К.А. Неусыпин, Суан Фанг Фам, М.С. Селезнева, К. Шэнь, Н.Е. Зубов, Л. Чжан. Особенно актуально проведение исследований по разработке критериев

степени управляемости переменных состояния в нелинейной постановке задачи.

Таким образом, выбор или разработка критериев степени управляемости переменных состояния моделей, применяемых в СУ, а также синтез алгоритмов управления с моделями, имеющими повышенные характеристики управляемости является важным и актуальным комплексом задач. Решение этого комплекса задач обеспечит повышение точности управления серийными атмосферными ЛА, космическими ЛА (КЛА), и особенно аэрокосмическими перспективными ЛА.

Целью работы является разработка и исследование алгоритмов управления аэрокосмическими ЛА с нелинейными моделями, имеющими повышенные степени управляемости.

Задачи исследования:

1. Разработка критерия степени управляемости переменных состояния нестационарной системы для оценивания и оптимизации опорной траектории спуска КЛА в атмосфере.

2. Разработка системы управления траекторией спуска КЛА с использованием алгоритма управления с активным подавлением помех (ADRC) с повышенными степенями управляемости.

3. Разработка критерия степени управляемости по выходу. Синтез СУ перегрузками ЛА с датчиком углового ускорения на основе критерия степени управляемости по выходу.

4. Разработка критерия степени управляемости SDC-представления нелинейной системы для построения оптимального управления на основе решения уравнения Риккати с параметрами, зависящими от состояния (SDRE).

5. Разработка адаптивного алгоритма управления с нелинейной моделью ЛА, имеющей повышенную степень управляемости, для улучшения быстродействия и точности при посадке и манёврах ЛА.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Разработан критерий степени управляемости переменных состояния нестационарной системы, отличающийся от аналога способностью качественной оценки управляемости каждой компоненты вектора состояния и простотой использования в БЦВМ ЛА.

2. Предложен метод оценивания степени управляемости спуска КЛА в атмосфере с помощью разработанного критерия и по различным номинальным траекториям, с разными начальными условиями и алгоритмами управления. Использование в алгоритме управления с активным подавлением помех (Active Disturbance Rejection Control, ADRC) моделей с повышенной степенью управляемости, по сравнению с ПИД-регулятором точность повышена на 7%.

3. Разработан критерий степени управляемости по выходу, отличающийся от прототипа способностью оценки управляемости системы, применяемый для селекции навигационной информации от разных угловых датчиков. Предложена

структура СУ ЛА с использованием углового акселерометра и оценена степень управляемости системы с использованием разных датчиков.

4. Приведен анализ управляемости системы управления с разными типами обратной связи от угловых датчиков, имеющих различные свойства статической устойчивости ЛА.

5. Разработан критерий степени управляемости переменных SDC-модели для построения оптимального управления на основе решения уравнения Риккати с параметрами, зависящими от состояния (SDRE) при сложных манёврах ЛА. Разработан адаптивный алгоритм управления с использованием SDC-модели с повышенной степенью управляемости с помощью предложенного критерия, отличающийся от аналога повышенной эффективностью СУ.

Достоверность и обоснованность полученных теоретических и практических результатов подтверждаются четкими математическими выводами при разработке алгоритмов и критериев, результатами математического моделирования, а также согласованностью известных и полученных в работе результатов.

Практическая значимость результатов исследования.

Разработанные критерии степени управляемости позволяют оценить качественные характеристики моделей динамических систем разных типов при сложных неопределенных условиях функционирования ЛА. Построение и оптимизация математических моделей с помощью разработанных критериев повышают точность и эффективность алгоритмов управления без дополнительных конструктивных модификаций. Результаты диссертационного исследования использованы в учебном процессе кафедры систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана и при реализации конкретного технического проекта в Пекинском Политехническом Институте (КНР)

Методы исследования. При решении задач использовались методы теории автоматического управления, системного анализа, теории оптимального управления, теории нелинейных систем. Проверка эффективности разработанных алгоритмов и критериев проведена методом математического моделирования в среде MATLAB.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту.

1. Численный критерий степени управляемости переменных состояния нестационарной системы.

2. Численный критерий степени управляемости по выходу нестационарной системы.

3. Адаптивная структура СУ с использованием углового акселерометра с повышением степени управляемости по выходу.

4. Численный критерий степени управляемости с SDC-моделью СУ.

5. Адаптивный алгоритм управления с использованием SDC-моделей, имеющих повышенные степени управляемости.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: XIII Будущее машиностроения России (Москва, 2020 г) XL Китайская конференция по управлению (Шанхай, КНР 2021 г.), XLV, XLVI XLVII Академические Чтения по космонавтике (Королевские Чтения, 2021-2023 г.), Международная научно-техническая конференция "Автоматизация" (Сочи, 2022 г.), Международная конференция по наведению, навигации и управлению (Харбин, КНР, 2022 г.), XV Международной симпозиум « Проблемы экоинформатики» (Москва, 2022г) II всероссийская научная конференция Искусственный Интеллект в Автоматизированных Системах Управления и обработки данных (Москва, 2023 г.), научном семинаре кафедры систем автоматического управления.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 17 научных работ, из них 7 статей в журналах из Перечня рецензируемых научных изданий ВАК РФ квартилей K1, K2 и 4 статьи в Перечне международных научных изданий в системе Web of Science и Scopus, общим объемом 14,0 п.л./7,9 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 111 наименований. Текст диссертации изложен на 138 страницах, содержит 35 рисунков и 12 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении представлены: актуальность направления исследования, цель работы и задачи исследования, методы исследования, научная новизна, практическая значимость результатов исследования, достоверность и обоснованность, основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, данные об апробации работы и публикациях.

В первой главе представлен обзор современных СУ аэрокосмических ЛА и проанализированы достоинства и недостатки разных алгоритмов управления. Обоснована важность внедрения концепции повышения степени управляемости СУ, к которым предъявляются высокие требования по точности, и представлена классификация критериев степени управляемости по разным физическим принципам. Сформулирована постановка задачи диссертационной работы.

Во второй главе разработаны разнообразные численные критерия для определения степени управляемости моделей динамических систем, предназначенных для разных постановок задач и режимов полета аэрокосмических ЛА.

Представлены известные критерии управляемости линейной нестационарной и нелинейной систем. Разработаны ряд критериев степени управляемости на основе принципа управления с минимальным расходом энергии, позволяющие определить степени управляемости системы и каждой переменной состояния.

Разработанный критерий степени управляемости основан на решении задачи оптимального управления с минимальным расходом энергии:

$$\underset{U_k}{\text{minimize}} \quad J_k = \|U_k\|_{R_k}^2; \quad (1)$$

$$\text{s.t.} \quad \Phi_{k+n,k} x_k + \sum_{i=0}^{n-1} \Phi_{k+n,k+i+1} \Gamma_{k+i} u_{k+i} = x_{k+n},$$

Построен Гамильтониан в следующем виде:

$$H(x, U, \Lambda) = \|U_k\|_{R_k}^2 + \Lambda^T (x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k - T_k U_k), \quad (2)$$

Для получения экстремума функции $H(x, U, \Lambda)$ должны выполняться следующие необходимые условия:

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial U} &= 2R_k U_k + (T_k)^T \Lambda = 0; \\ \frac{\partial H}{\partial \Lambda} &= x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k - T_k U_k = 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Когда система полностью управляема, оптимальное управление имеет вид:

$$U_k^* = (T_k^T T_k)^{-1} T_k^T (x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k). \quad (4)$$

Подставляя выражение оптимального управления U_k^* в функционал J_k , получено следующее уравнение:

$$J_k^* = (x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k)^T T_k^{-T} R_k T_k^{-1} (x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k). \quad (5)$$

Предположено, что взвешенная матрица R_k является единичной, тогда целевой функционал имеет вид:

$$J_k^* = (x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k)^T (W_{k,k+n})^{-1} (x_{k+n} - \Phi_{k+n,k} x_k), \quad (6)$$

где $W_{k,k+n}$ – матрицы управляемости Грамиана.

Предложенный критерий заключается в количественном определении матрицы управляемости $W_{k,k+n}$.

Критерий степени управляемости переменной состояния:

Выполнено сингулярное разложение матрицы управляемости следующим образом:

$$W_{k,k+n} = U \Sigma V^*, \quad (7)$$

где U и V^* – унитарные матрицы размерности $n \times n$, столбцы которых являются лево- и правосингулярными векторами $W_{k,k+n}$ соответственно

$$V = U = [v_1 \quad v_2 \quad \dots \quad v_n];$$

а диагональная матрица Σ имеет вид:

$$\Sigma = \text{diag}(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_n), \quad \sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_n \geq 0, \quad (8)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_n$ – сингулярные значения матрицы $W_{k,k+n}$, которые представляются как степени управляемости подпространства состояния, определяется соответствующими сингулярными векторами

$$\mathbf{v}_i = [v_i^1 \quad v_i^2 \quad \dots \quad v_i^n]^T$$

Сингулярное значение σ_i характеризует степень управляемости соответствующей линейной комбинации $v_i^1 x_1 + v_i^2 x_2 + \dots + v_i^n x_n$.

Критерий степени управляемости системы

Степень управляемости линейной нестационарной системы количественно измеряется как:

$$D_k^\dagger = 1 / \text{Cond}(\mathbf{W}_{k,k+n}) = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}, \quad (9)$$

где $D_k^\dagger$ – степень управляемости системы в момент t_k ; $\sigma_{\max}$ и $\sigma_{\min}$ – максимальное и минимальное сингулярные значения матрицы $\mathbf{W}_{k,k+n}$.

Сформулированы три правила для нормализации значения степени управляемости переменных состояния системы:

- (1) чем больше сингулярное значение матрицы Грамиана, тем более управляема соответствующая переменная состояния или линейная комбинация состояний системы;
- (2) чем больше величина, обратная числу обусловленности матрицы управляемости Грамиана, тем лучше качество управляемости всей системы;
- (3) максимальное значение критерия DOC равно 1, а минимальное – близко к 0.

Таким образом, модифицированный критерий для количественной оценки управляемости подпространства состояний для линейных нестационарных систем с нормализованным значением имеет вид:

$$D_k^i = \frac{\sigma_{\min}(\mathbf{W}_{k,k+n}) + \sigma_i(\mathbf{W}_{k,k+n})}{\sigma_{\min}(\mathbf{W}_{k,k+n}) + \sigma_{\max}(\mathbf{W}_{k,k+n})}, \quad (10)$$

где D_k^i – нормализованная степень управляемости (DOC) каждого соответствующего подпространства состояний в момент t_k .

Критерий степени управляемости по выходу системы

Для оптимального управления по выходу системы разработан критерий степени управляемости по выходу, основанный на матрице управляемости Грамиана по выходу:

$$\mathbf{W}_{ff} = \int_{t_0}^{t_f} \mathbf{C}(\tau) \Phi(t_f, \tau) \mathbf{B}(\tau) (\mathbf{C}(\tau) \Phi(t_f, \tau) \mathbf{B}(\tau))^T d\tau + \mathbf{D}(t_f) \mathbf{D}^T(t_f) \quad (11)$$

Для качественной оценки управляемости системы целесообразно использовать численное сравнение матрицы управляемости Грамиана по выходу с разными типами обратной связи:

$$D^\dagger = \sigma_{\min}(\mathbf{W}_{ff}) \quad (12)$$

Аналогично теории устойчивости, минимальное собственное значение матрицы управляемости Грамиана можно интерпретировать как минимальное расстояние от начала координат управляемости в

квадратичной форме. Чем больше минимальное собственное значение $\sigma_{\min}(\mathbf{W}_{tf})$, тем выше степень управляемости системы.

Критерий степени управляемости SDC-системы

Разработан критерий степени управляемости для СУ с SDC-моделью с целью оценки управляемости и повышения эффективности алгоритма управления SDRE.

След матрицы управляемости Грамиана характеризует среднее усилие управления при заданной задаче управления. Таким образом, степень управляемости системы можно определить как:

$$D_{x_k}^{\dagger} = \frac{n}{\text{tr}(\mathbf{W}_{k,k+n}^{-1})} \quad (13)$$

где $D_{x_k}^{\dagger}$ – степень управляемости системы в точке $\mathbf{x}_k$; $\text{tr}(\)$ – след матрицы; n – размерность системы.

Элементы в каждом сингулярном векторе $\mathbf{v}_i = [v_i^1 \ v_i^2 \ \dots \ v_i^n]^T$ служат распределением веса конкретного состояния. Таким образом, степень управляемости i -го состояния SDC-модели можно определить как:

$$D_{x_k}^i = [v_1^i \ v_2^i \ \dots \ v_n^i][\sigma_1 \ \sigma_2 \ \dots \ \sigma_n]^T \quad (14)$$

где $D_{x_k}^i$ – степень управляемости i -ого состояния в точке $\mathbf{x}_k$.

Во третьей главе разработаны алгоритмы управления ЛА с повышенной степенью управляемости.

Разработка регулятора на основе алгоритма управления с компенсатором ADRC.

Для осуществления отслеживания номинальной траектории ЛА использован алгоритм «активного управления с подавлением помех» (Active Disturbance Rejection Control, ADRC), который состоит из отслеживающего дифференциатора (ОД), наблюдателя с расширенным состоянием (НРС), и комбинированного управления (КУ). Функциональная схема регулятора ADRC представлена на Рис. 1.

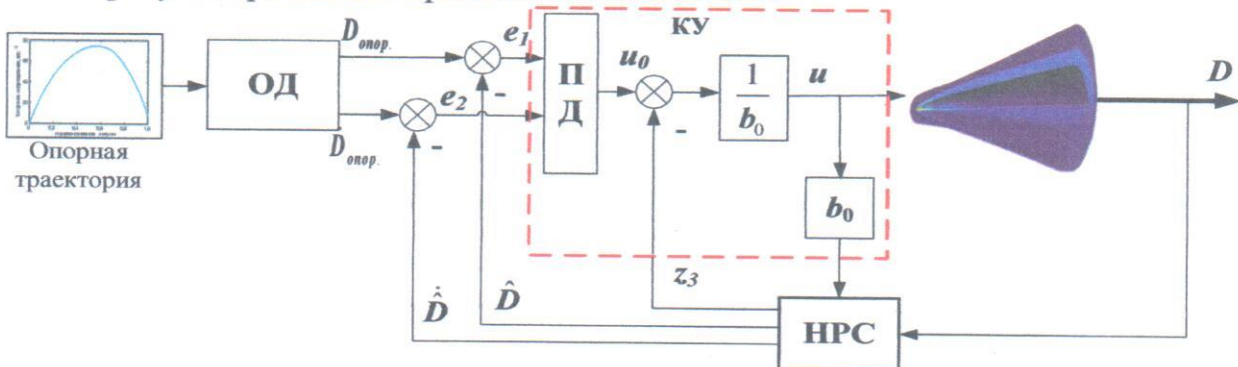


Рис. 1. Функциональная схема отслеживания номинальной траектории ЛА с регулятором ADRC

Регулятор основан на динамической модели изменения ускорения силы сопротивления второго порядка следующим образом:

$$\dot{D} = -\frac{1}{h_s} DV \sin \gamma - \frac{2D}{V}(D + g \sin \gamma); \quad (15)$$

$$\ddot{D} = a + b\mu,$$

где D — ускорение силы сопротивления.

Дискретная форма ОД имеет вид:

$$\begin{aligned} P &= f_{\text{han}}[v_1(k) - v(k), v_2(k), r, h]; \\ v_1(k+1) &= v_1(k) + hv_2(k); \\ v_2(k+1) &= v_2(k) + hP, \end{aligned} \quad (16)$$

НРС третьего порядка имеет вид:

$$\begin{aligned} e &= z_1 - y; \\ \dot{z}_1 &= z_2 - \beta_1 e; \\ \dot{z}_2 &= z_3 - \beta_2 \text{fal}(e, d, \delta) + bu; \\ \dot{z}_3 &= -\beta_3 \text{fal}(e, d_1, \delta), \end{aligned} \quad (17)$$

Разработка оптимального управления, основанного на решении уравнения Риккати с параметрами, зависящими от состояния (SDRE) для управления по выходу

Для синтеза СУ с использованием разных угловых датчиков (углового акселерометра и углового датчика) разработано оптимальное управление по выходу системы, основанное на решении уравнения Риккати с параметрами, зависящими от состояния.

Решение оптимального отслеживания с линейно-квадратическим функционалом сформулировано как:

$$\min_u J = \int_0^\infty [\tilde{z}^T Q \tilde{z} + u^T R u] dt \quad (18)$$

$$\text{s.t. } \dot{x} = Ax + Bu, \tilde{y} = Cx + Du - \tilde{K}_{DC}r, \tilde{z} = Hx + Lu - K_{DC}r.$$

где $\tilde{K}_{DC} = [K_{DC} \ 0]^T$ — модифицированная матрица усиления.

Решение уравнения Риккати для задачи стабилизации по выходу:

$$\hat{A}^T(x)P(x) + P(x)\hat{A}(x) - P(x)B(x)R^{-1}(x)B^T(x)P(x) + \hat{Q}(x) = 0 \quad (19)$$

где $\hat{A}(x) = A(x) - B(x)R^{-1}S^T$, $\hat{Q}(x) = Q(x) - S(x)R^{-1}(x)S^T(x)$

Оптимальное отслеживание по выходу существует если матрицы $C(x)$ и $(I - K_{opt}C^{-1}D)^{-1}$ несингулярны при диапазоне функционирования:

$$u(x) = -(1 - K_{opt}(x)C^{-1}(x)D(x))^{-1} K_{opt}(x)C^{-1}(x)y = -F_{opt}(x)y, \quad (20)$$

где K_{opt} — оптимальная матрица усиления с обратной связью по состоянию:

$$K_{opt}(x) = R^{-1}(x)(B^T(x)P + S^T(x))$$

R, Q, S — модифицированные весовые матрицы, которые выражаются как:

$$R = \tilde{R} + L^T \tilde{Q} L, \quad S = H^T \tilde{Q} L, \quad Q = H^T \tilde{Q} H.$$

Для достижения отслеживания командного сигнала нормальной перегрузки с нулевой ошибкой сигнал коррекции команды рассчитан как

$$K_{DC} = (L_c - H_c A_c^{-1} B_c)^{-1}, \quad (21)$$

где пространство состояния с закрытым контуром образуется в виде:

$$A_c = A - B(I + F_{opt} D)^{-1} F_{opt} C, \quad B_c = B(I + F_{opt} D)^{-1} F_{opt} [1 \ 0]^T,$$

$$H_c = H - L(I + F_{opt} D)^{-1} F_{opt} C, \quad L_c = L(I + F_{opt} D)^{-1} F_{opt} [1 \ 0]^T.$$

По предложенному алгоритму SDRE управления разработана СУ нормальными перегрузками с использованием разных сигналов выходного углового измерения (обратная связь с угловыми ускорением, ОСУУ, и обратная связь с угловой скоростью, ОСУС), функциональная схема синтеза которой представлена на Рис. 2.

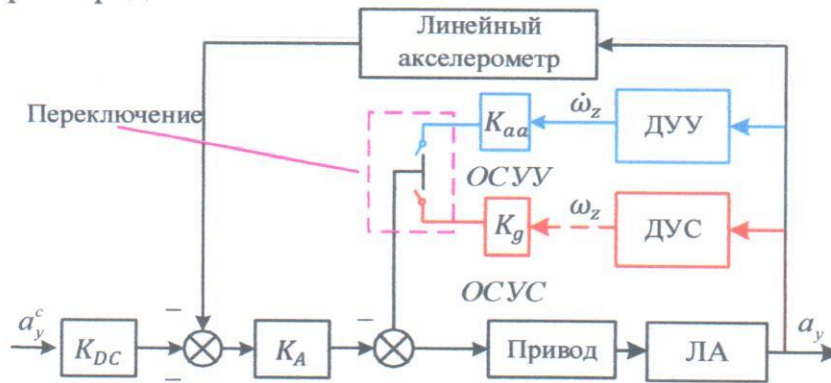


Рис. 2. Управление нормальными перенрузками с помощью датчиков угловой скорости/ углового ускорения.

Четвертая глава посвящена решению задач управления спускаемым КЛА в атмосфере по опорной траектории и управления нормальной перегрузками атмосферным ЛА с модифицированными алгоритмами управления, и также математическому исследованию степени управляемости аэрокосмического ЛА с использованием предложенных критериев степени управляемости.

Задача управления спускаемым КЛА по опорной траектории

На Рис. 3 представлены результаты отслеживания номинальной траектории КЛА с регулятором ADRC по сравнению с регулятором ПИД. По результатам моделирования, управление траекторией спуска с использованием ADRC повышает точность приведение КЛА к месту открытия парашюта по сравнению с использованием ПИД регулятора.

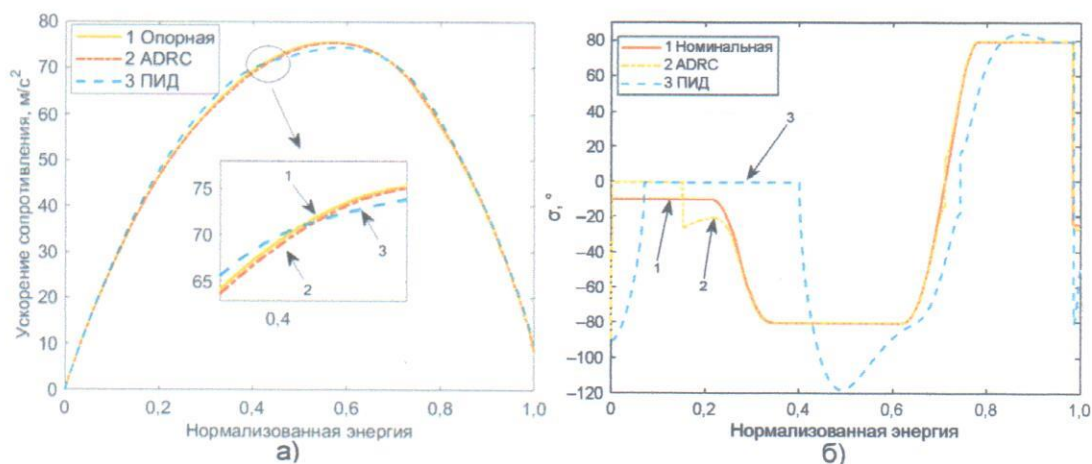


Рис. 3. Управление траекторией спуска: а) Выдерживание номинальной программы изменения ускорения сопротивления; б) Регулирование угла крена.

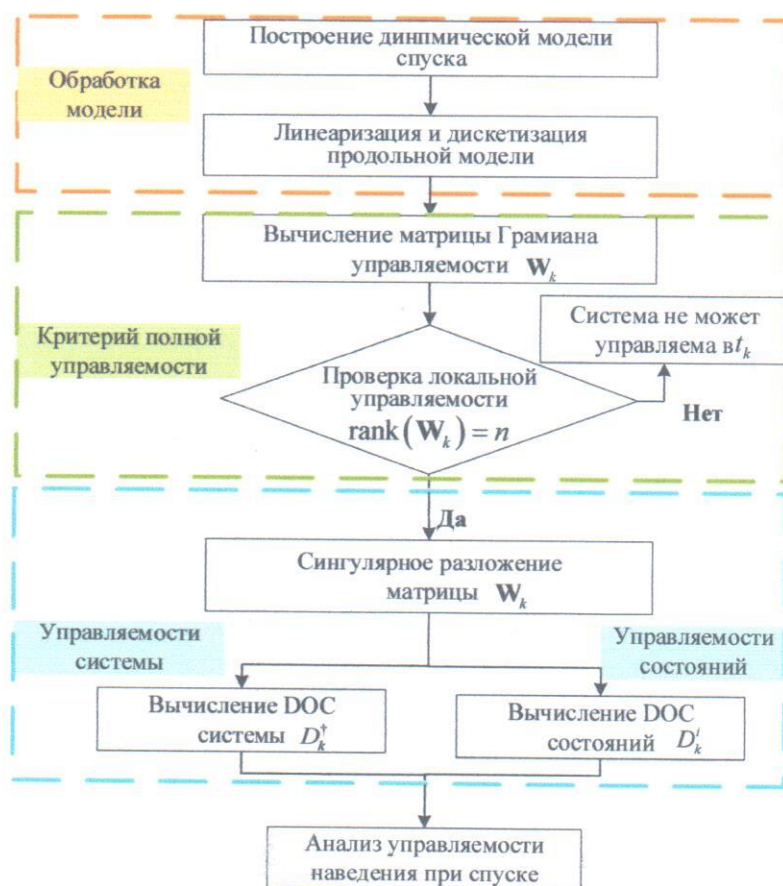


Рис. 4. Метод иерархического исследования управляемости спуска КЛА

Предложена на Рис. 4 иерархическая процедура исследования управляемости КЛА вдоль траектории спуска в атмосфере с разработанным критерием степени управляемости нестационарной системы. Для иерархического исследования управляемости проведена обработка математической модели, включающая линеаризацию нелинейной динамической модели, развязку движения в продольном направлении и дискретизацию непрерывной модели. На основе полученной модели спуска

КЛА проведены проверки полной управляемости спуска и исследования динамической управляемости.

$$\begin{bmatrix} \delta r_{k+1} \\ \delta V_{k+1} \\ \delta \gamma_{k+1} \\ \delta s_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T \sin \gamma^* & TV^* \cos \gamma^* & 0 \\ \frac{TD^*}{h_s} & 1 - \frac{2TD^*}{V^*} & -Tg \cos \gamma^* & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & T \cos \gamma^* & -TV^* \sin \gamma^* & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r_k \\ \delta V_k \\ \delta \gamma_k \\ \delta s_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{TD^*}{V^*} \end{bmatrix} \delta u_k. \quad (22)$$

По результатам вычисления степени управляемости системы на Рис. 5 видно, что алгоритм управления ADRC, который отслеживает траекторию с лучшей точностью по сравнению с алгоритмом ПИД, обладает большей степенью управляемости вдоль спускаемой траектории. Кроме этого, разработанный критерий способен выделить самый эффективно управляемый участок при спуске КЛА в атмосфере.

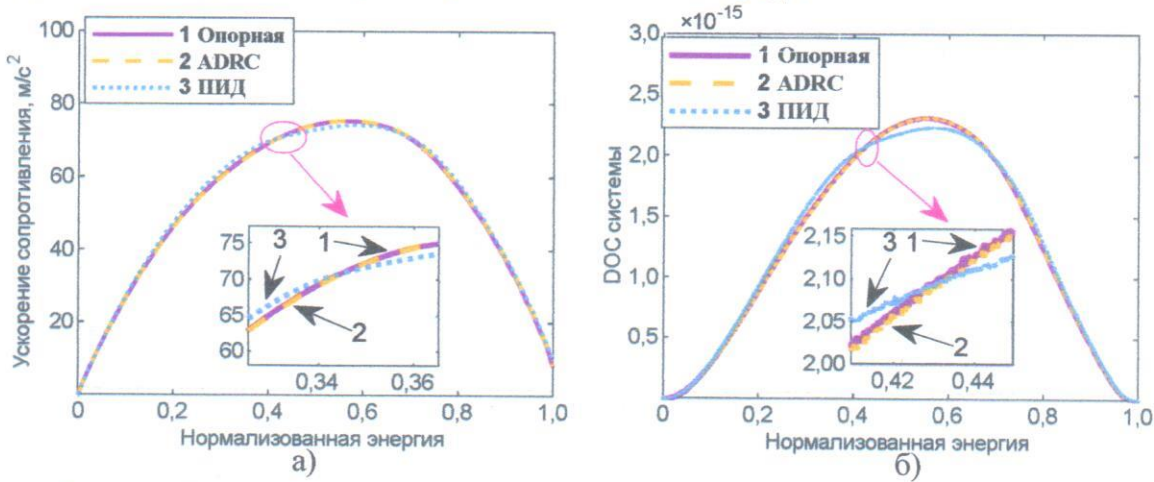


Рис. 5. Степень управляемости спуска по траектории: а) изменения ускорения сопротивления; б) степень управляемости системы с разными алгоритмами

На Рис. 6 и 7 представлены изменения степени управляемости каждого состояния системы и соотношения отображения сингулярного вектора. По результатам видно, что предложенный критерий степени управляемости переменной состояния даёт приближенное соотношение отображения на большей части траектории, т.е., каждое сингулярное значение характеризует степень управляемости единственного состояния:

$$DOC_r \approx DOC_{v_1} = \sigma_1, \quad DOC_\gamma \approx DOC_{v_2} = \sigma_2,$$

$$DOC_V \approx DOC_{v_3} = \sigma_3, \quad DOC_s \approx DOC_{v_4} = \sigma_4,$$

где DOC_{v_i} — степени управляемости подпространством, соответствующим сингулярному значению σ_i ; DOC_x — степени управляемости переменной состояния r, V, γ, s соответственно.

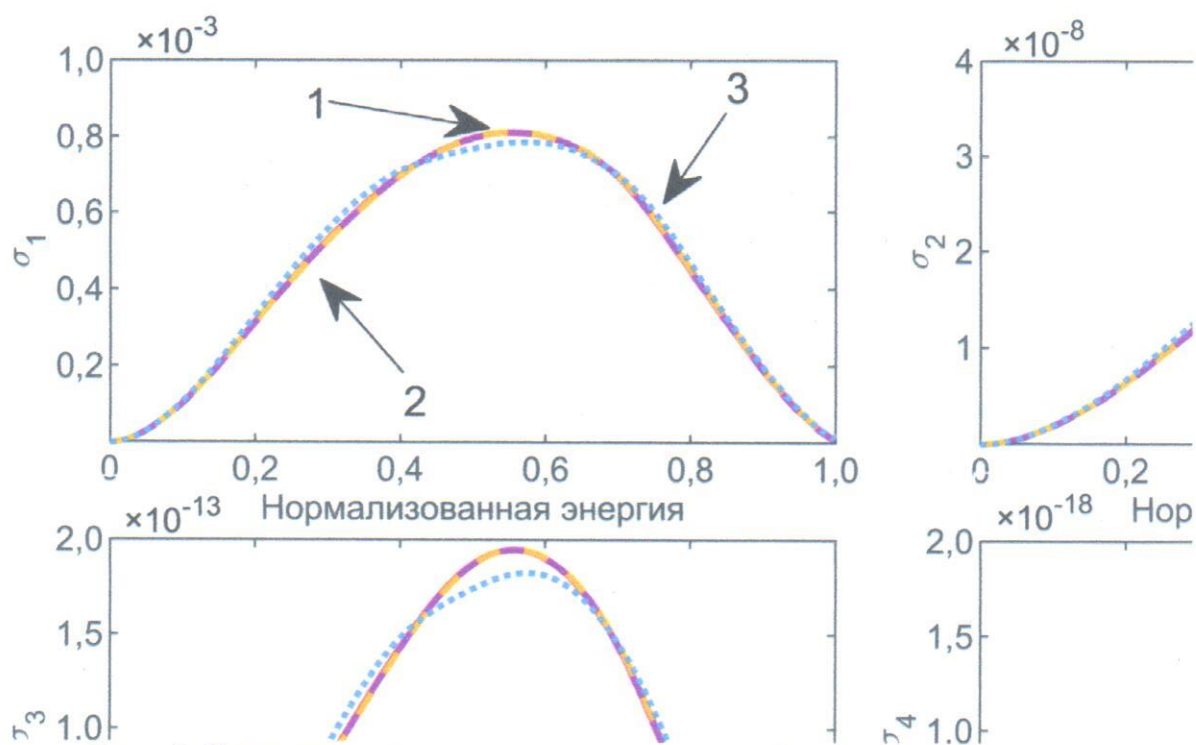


Рис. 6. Степени управляемости переменной состояния с разными алгоритмами

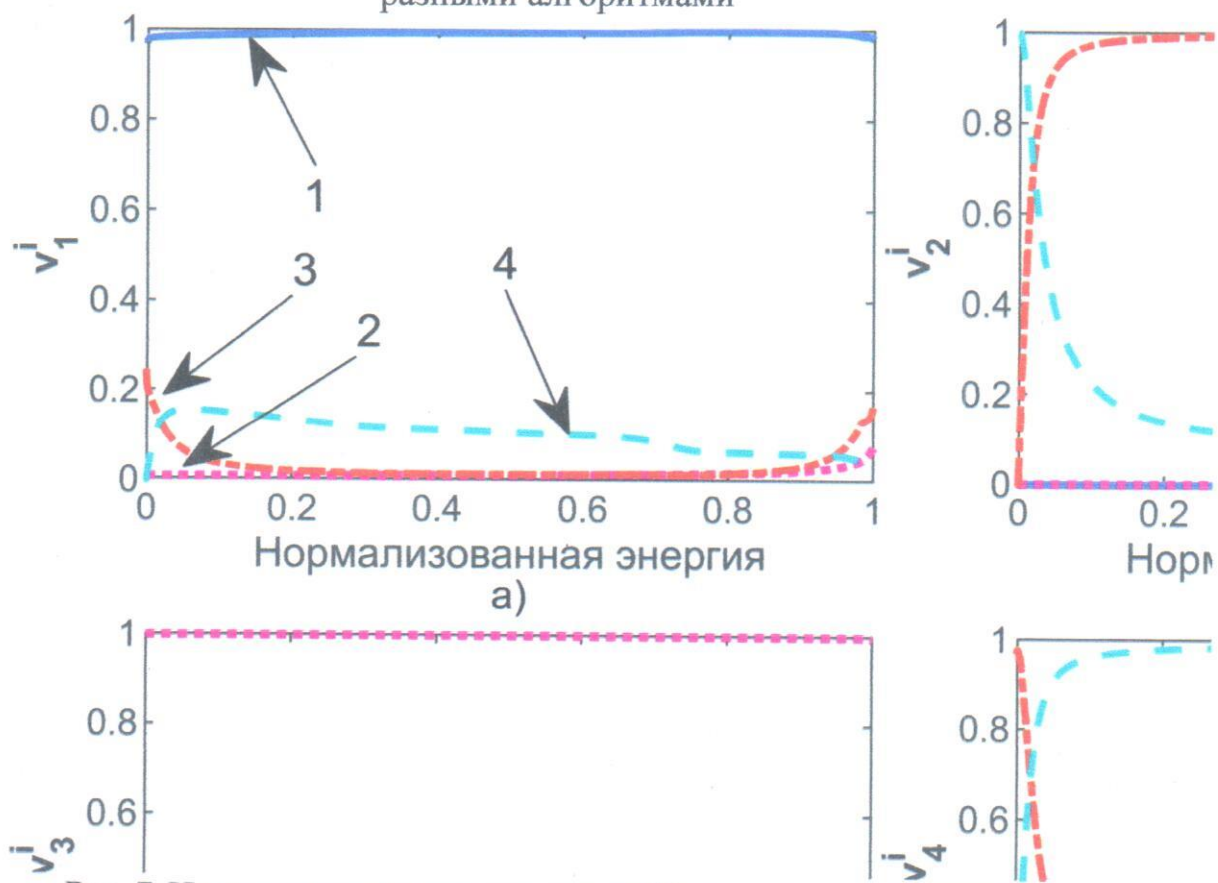


Рис. 7. Исследование соотношения отображения путем сингулярного разложения.

Задача управления нормальными перегрузками
аэрокосмического ЛА с разными угловыми датчиками.

Представлены результаты математического моделирования СУ нормальными перегрузками с использованием линейного акселерометра и углового акселерометра нового типа. Спроектированы СУ с разными статическими устойчивостями ЛА (т.е. устойчивый, нейтрально-устойчивый и неустойчивый ЛА).

На Рис. 8 и 9 представлены результаты моделирования отслеживания командного нормального ускорения. В соответствии с результатами можно сделать вывод: переходный процесс у неустойчивого ОСУС имеет наименьший максимум относительного перерегулирования. Статический неустойчивый ЛА демонстрирует быстрее слеживание к командующему ускорению по сравнению с статическим устойчивым ЛА. Кроме этого, ОСУУ демонстрирует более быстрое отслеживание без перерегулирования по сравнению с ОСУС.

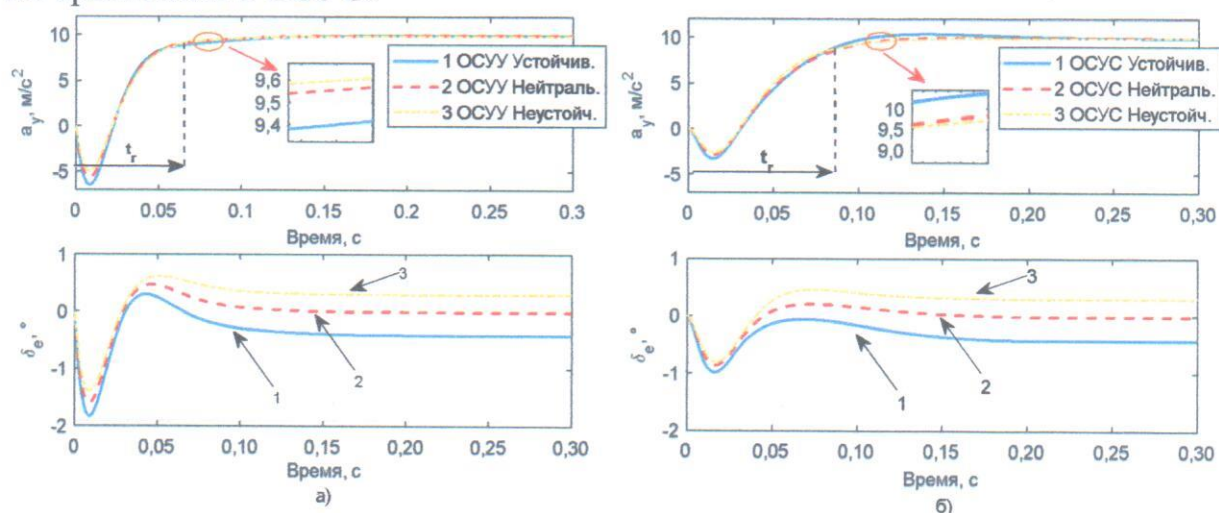


Рис. 8. Переходный процесс с автопилотом: а) ОСУУ; б) ОСУС

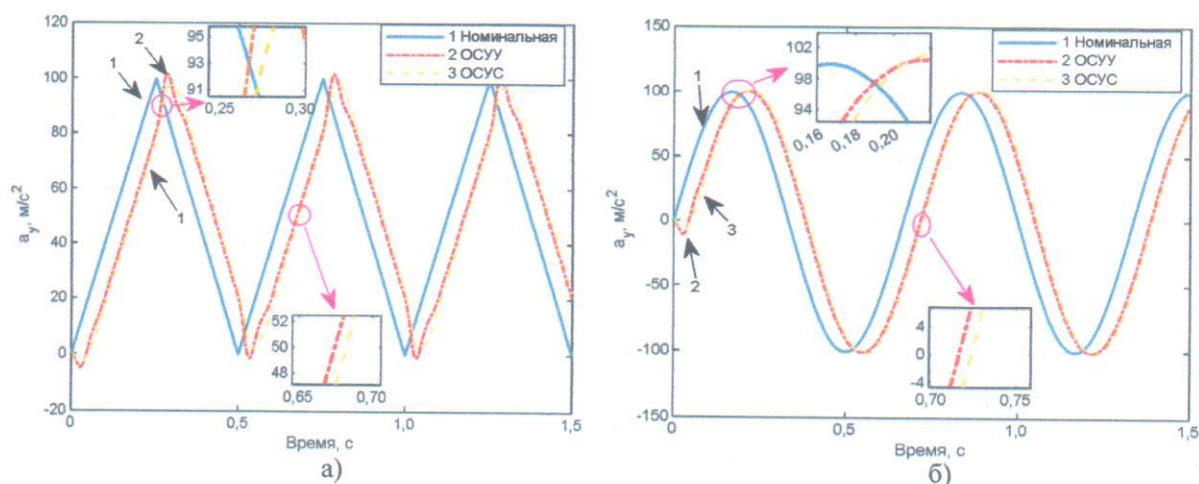


Рис. 9. Отслеживание номинальной траектории:
а) сигнал треугольной волны; б) сигнал квадратной волны;

На Рис. 10 показано, что степень управляемости по выходу системы увеличивается с ухудшением статической устойчивости, и управляемость

автопилота ОСУУ усиливается по сравнению с автопилотом ОСУС. Результаты исследования управляемости совпадают с точностью и быстродействием отслеживания с использованием соответствующих автопилотов при соответствующих статических устойчивостях.

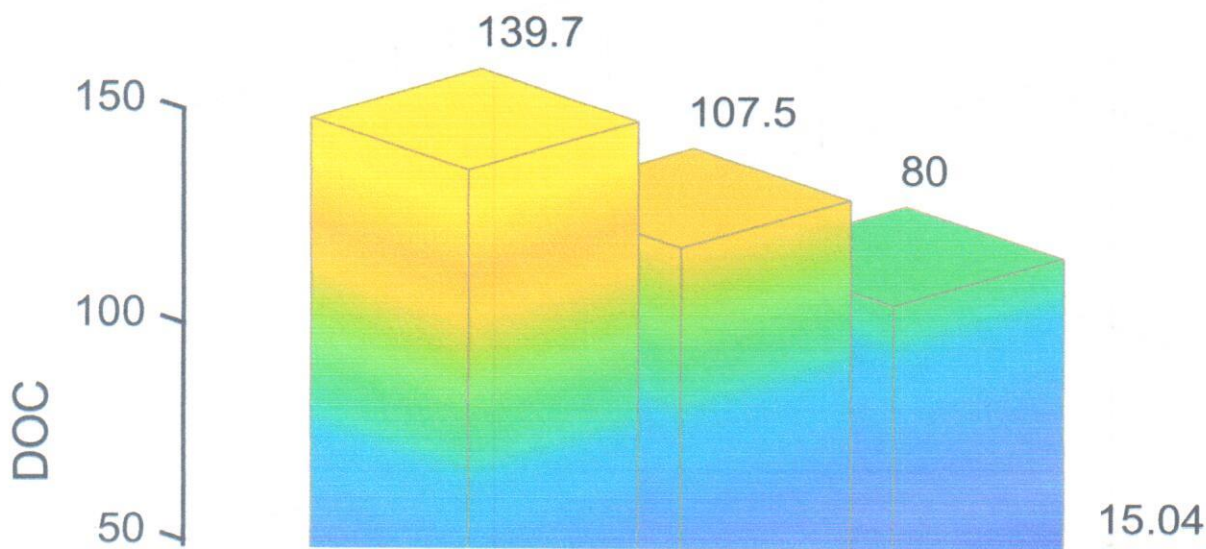


Рис. 10. Степени управляемости по выходу автопилотов ОСУУ/ОСУС

В заключении сформулированы основные полученные результаты.

Основные результаты работы

1. Разработан критерий степени управляемости переменных состояния нестационарной системы, позволяющий проводить качественную оценку меры управляемости каждой компоненты вектора состояния и легко реализуемый на БЦВМ ЛА.
2. Предложен способ оценивания степени управляемости КЛА при спуске с помощью предложенного критерия для КЛА, перемещающегося по программной траектории в атмосфере по различным номинальным траекториям, с разными начальными условиями и алгоритмами управления. Использованы в алгоритме управления активного подавления помех модели с повышенной степенью управляемости, по сравнению с ПИД-регулятором, точность повышена на 7%.
3. Разработан критерий степени управляемости по выходу, позволяющий определять степени управляемости системы с обратными связями при селекции навигационной информации от разных угловых датчиков. Предложена структура СУ ЛА с использованием углового акселерометра и оценена степень управляемости системы с применением разных датчиков.

4. Результаты качественного анализа управляемости системы управления с разными типами обратной связи от угловых датчиков, имеющих различные свойства статической устойчивости ЛА.

5. Разработан критерий степени управляемости переменных SDC-моделей при сложных манёврах ЛА для построения моделей с повышенными степенями управляемости при синтезе системы управления на основе решения уравнения Риккати с параметрами, зависящими от состояния.

Перспективы дальнейшей разработки темы

В качестве расширения диссертационной темы предлагается внедрение критериев степени управляемости при настройке параметров универсальных алгоритмов управления и построения адаптивного алгоритма управления различными аэрокосмическими ЛА с улучшенной управляемостью.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Hierarchic Controllability Analysis in High-Dynamic Guidance for Autonomous Vehicle Landing / Hu Y. [et al.] // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. Vol. 58, № 3. P. 1545-1557. (1,5 п.л. / 1,4 п.л.)

2. Ху. Ю. Управление траекторией космического аппарата при спуске в атмосфере Марса с модифицированным ПИД-регулятором // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74, № 11. С. 492-499. (0,9 п.л. / 0,6 п.л.), **к 2.**

3. Ху Ю., Неусыпин К.А., Шэнь К. Исследование критерия степени управляемости переменных состояния линейных динамических систем // Автоматизация. Современные технологии. 2022. Т. 76, № 4. С. 171-179. (1,0 п.л. / 0,7 п.л.), **к 2.**

4. Метод иерархического исследования управляемости спуска космического аппарата в атмосфере Марса / Ху Ю. [и др.] // Автоматизация. Современные технологии. 2022. Т. 76. № 8. С. 364-374. (1,3 п.л. / 0,4 п.л.), **к 2.**

5. Исследование степени управляемости космического аппарата при полете по опорной траектории в атмосфере Марса / Ху Ю. [и др.] // Автоматизация. Современные технологии. 2022. Т. 76, № 10. С. 457-462. (0,7 п.л. / 0,4 п.л.), **к 2.**

6. Адаптивное робастное управление креном для летательного аппарата с подвижной массой / Ху Ю. [и др.] // Автоматизация. Современные технологии. 2022. Т. 76. № 11. С. 500-506. (0,8 п.л. / 0,5 п.л.), **к 2.**

7. Исследование критерия степени управляемости по выходу при синтезе системы управления высокоманевренного летательного аппарата с обратной связью по угловому ускорению / Ху Ю. [и др.] // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2022. № 12. С. 14-20. (0,8 п.л. / 0,5 п.л.), **к 1.**

8. Общая методология разработки критериев степени управляемости / Ху Ю. [и др.] // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2023. № 7. С. 33-42. (1,3 п.л. / 0,6 п.л.), к 1.

9. Ху Ю. Отслеживание траектории при задаче наведения на Марс с регулятором «Активный контроль отклонения помех» (ADRC) // Будущее машиностроения России. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 179-183. (0,6 п.л. / 0,2 п.л.)

10. Иерархический метод определения управляемости процесса спуска космического аппарата / Ху Ю. [и др.] // Проблемы экоинформатики. Москва, 2022. С. 89-96. (0,9 п.л. / 0,3 п.л.)

11. Ху Ю., Суркова А.Д. Отслеживание траектории в задаче наведения при входе в атмосферу Марса с регулятором «Активный контроль отклонения помех» (ADRC) // XLV Академические чтения по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 376-378. (0,3 п.л. / 0,1 п.л.)

12. Ху Ю. Неусыпин К.А. Разработка критерия степени управляемости переменных состояния космических летательных аппаратов // XLVI Академические чтения по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. С. 516-520. (0,6 п.л. / 0,3 п.л.)

13. Селезнева М.С., Ху Ю., Неусыпин К.А. Исследование критерия степени управляемости высокоманевренного летательного аппарата // XLVII Академические чтения по космонавтике 2023. М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана. 2023. С. 156-158. (0,3 п.л. / 0,1 п.л.)

14. Eigenvalue-based Controllability Analysis of Mars Entry Guidance / Hu Y. [et al.] // 2021 40th Chinese Control Conference (CCC). IEEE. 2021. P. 3582-3587. (0,7 п.л. / 0,6 п.л.)

15. Hu Y., Neusypin K.A., Shen K. Quantifying Controllability for Nonlinear State-Dependent Riccati Equation Control. // 2022 International Russian Automation Conference (RusAutoCon). IEEE. P. 80-85. (0,7 п.л. / 0,6 п.л.)

16. Controllability Analysis of the Autopilot with Angular-Acceleration Feedback / Hu Y. [et al.] // 2022 International Conference on Guidance, Navigation and Control (ICGNC). Singapore: Springer Nature Singapore. 2022. P. 859-868. (1,1 п.л. / 0,4 п.л.)

17. Пат. CN202010746178.6 Китайская Народная Республика. Метод управления и схема устройства для управления траекторией спуска / Шэнь К., Ху Ю.; заявл. 29.07.2020; опублик. 13.12.2022, Бюл. № 11.