

Научная статья

УДК 629.7

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186680>

EDN: <https://www.elibrary.ru/ZZTQZF>



Сравнительный анализ современных подходов к синтезу систем управления летательных аппаратов

Александр Викторович Ефремов^{1✉}, Александр Игоревич Щербаков²

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Москва, Российская Федерация

¹ pvl@mai.ru[✉]

Аннотация. В статье сравниваются современные подходы к синтезу систем управления летательных аппаратов. Рассматриваются достоинства и недостатки каждого из подходов. Предложен альтернативный подход к синтезу регулятора на базе принципа обратной динамики. Проведено математическое моделирование работы регуляторов для оценки качества регулирования и робастности, а также эффективности подавления возмущений с использованием нелинейной модели динамики летательного аппарата.

Ключевые слова: управление полетом, активное подавление возмущений, принцип обратной динамики, алгоритмы управления

Для цитирования: Ефремов А.В., Щербаков А.И. Сравнительный анализ современных подходов к синтезу систем управления летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 192–200. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186680>

Original article

Comparative Analysis of Modern Approaches to the Aircraft Control Systems Synthesis

Aleksandr V. Efremov^{1✉}, Aleksandr I. Shcherbakov²

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ pvl@mai.ru[✉]

Abstract

Modern control systems almost completely determine characteristics of the aircraft dynamics. The increase of the onboard computer capabilities allows realizing more complex control algorithms that ensure the desired response characteristics and high level of robustness. The following techniques of regulators elaboration, based on solving the optimal control problems, predictive control (the so-called predictive regulators) are well known. However, optimal and predictive controllers require precise knowledge of the controlled object characteristics and do not always ensure the desired control quality. The presented article considers two approaches to the synthesis of controllers for the aircraft control systems:

- Reverse dynamics principle;
- Active disturbance rejection control (ADRC).

The reverse dynamics principle is widely applied in various aircraft control systems, including serial ones. Controllers based on this approach allow ensuring the controlled element dynamics close to the integrator dynamics in a wide frequency range, which is being determined by the actuators characteristics.

The ADRC principle is based on the combination of the P or PD controller and an extended state observer. Control impact is not generated based the discrepancy between the output signal measurement and set value of the input signal, but it is based on the state assessment with the extended Luenberger state observer.

To compare the approaches under consideration, mathematical modeling was performed within the framework of this article. A nonlinear model of the dynamics of a small fixed-wing aircraft weighing 39 kg is used as a controlled element dynamics.

Mathematical modeling of the response to a step input signal of an aircraft with the controllers under consideration revealed that the reverse dynamics controller ensured a fast aperiodic response. The ADRC controller ensures an acceptable characteristics of the response as well, but with a slightly longer setting time, besides there is a static error and trifle decrease in the output signal value. In addition, the modeling revealed that the controller based on the reverse dynamics principle ensured a better response characteristic compared to the ADRC controller in case where the controlled element dynamics are not known precisely.

The wind disturbance modeling demonstrated that the controller based on the reverse dynamics principle ensures more intensive wind disturbances suppression than the ADRC controller, the output signal amplitude with dynamic inversion controller application is less by ~20–25%, which confirms the high efficiency of such a controller. It should be noted herewith that the output signal returns to the reference value faster with the ADRC controller application due to the disturbance estimation by the extended observer.

Keywords: flight control, active disturbance suppression, principle of reverse dynamics, control algorithms

For citation: Efremov A.V., Shcherbakov A.I. Comparative Analysis of Modern Approaches to the Aircraft Control Systems Synthesis. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):192–200. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186680>

List of Figures

Fig. 1. ADRC-controller block diagram

Fig. 2. Dynamic inversion controller block diagram

Fig. 3. Pitch rate step responses

Fig. 4. Pitch rate step responses ($V = 15$ m/s, $H = 0,1$ km)

Fig. 5. Pitch rate step responses ($V = 25$ m/s, $H = 0,1$ km)

Fig. 6. Vertical wind gust used as external disturbance

Fig. 7. Wind disturbance rejection by different controllers

Fig. 8. Aircraft with different controllers frequency response characteristics

Введение

Современные системы автоматизации управления практически полностью определяют характеристики динамики летательных аппаратов (ЛА). Рост возможностей бортовых вычислителей позволяет реализовать более сложные алгоритмы управления, обеспечивающие желаемые характеристики качества регулирования и высокий уровень робастности.

Исследованию методик синтеза различных алгоритмов систем автоматизации управления летательных аппаратов посвящено большое число публикаций как в зарубежных, так и в отечественных источниках [1–19]. Как правило, регуляторы систем управления способствуют улучшению качества регулирования устойчивых ЛА, а также обеспечивают возможность в целом осуществлять управление. Последнее касается таких летательных аппаратов, управление которыми без введения дополнитель-

ных контуров в целом является невозможным (например, статически неустойчивые самолеты или ЛА мультироторной схемы). Еще одно требование к регуляторам — обеспечение желаемого качества управления в условиях неопределенностей из-за неточного знания характеристик динамики объектов управления (ОУ), отказов, а также внешних возмущений.

В системах управления ЛА широко используется PID-регулирование, включая частные случаи (P-, PI-, PD-, PID-F-регуляторы), что позволяет обеспечить требуемое качество регулирования и относительно высокий уровень робастности (особенно при использовании PI-регуляторов). Такие регуляторы легко реализуются в бортовых вычислителях современных самолетов, однако характеризуются рядом недостатков, в частности они чувствительны к шумам измерения управляемых координат, при их функционировании повышаются скорости из-

менения управляющих сигналов, и, кроме того, они требуют прецизионной настройки коэффициентов регуляторов по режимам полета. Введение интегрирующих звеньев в цепь управления, с одной стороны, устраняет статическую ошибку отслеживания, с другой — снижает устойчивость системы.

Известны методики построения регуляторов, базирующиеся на решении задач оптимального управления [5–7], прогнозного управления (так называемые предиктивные регуляторы [8], регуляторы на базе теории нечеткой логики [9–10]. Однако оптимальные и предиктивные регуляторы требуют точного знания характеристик объекта управления и не всегда обеспечивают желаемое качество управления, а регуляторы на базе нечеткой логики не могут гарантировать устойчивость процесса управления. Кроме того, в подавляющем большинстве научных публикаций в качестве объекта управления используются линейные или линеаризованные модели объектов управления, не позволяющие оценить влияние нелинейных свойств динамики ЛА на процесс управления.

Анализ современных научных публикаций в открытых источниках показывает, что одними из наиболее перспективных подходов к синтезу современных систем автоматизации управления ЛА являются основанные на следующих принципах:

- на принципе обратной динамики [4–9];
- на принципе активного подавления возмущений (Active Disturbance Rejection Control – ADRC) [10–11].

Принцип обратной динамики весьма широко используется в системах управления ЛА различных классов, в том числе серийных [13]. Регуляторы на базе этого подхода позволяют приблизить динамику углового движения к интегрирующему звену в широком диапазоне частот. Этот диапазон определяется возможностями исполнительных устройств отрабатывать генерируемый регулятором управляющий сигнал. Однако у таких регуляторов существует недостаток, заключающийся в необходимости точного знания характеристик динамики объекта управления. Этот недостаток можно устранить путем введения интегральных законов в контур управления [11] или обеспечения адаптивных свойств регулятора [14, 16]. В настоящей работе предложен альтернативный вариант построения регулятора на базе принципа обратной динамики, имеющий более высокий (по сравнению с традиционным) уровень робастности к неточному знанию динамики объекта управления.

Принцип активного подавления возмущений (далее в тексте – ADRC) [17–19] основывается на сочетании P- или PD-регулятора и расширенного наблюдателя состояний. Управляющее воздей-

ствие формируется не на основе рассогласования между измеренным значением выходного сигнала и заданным значением входного сигнала, а на основе оценки состояния с помощью расширенного наблюдателя Люенбергера. Недостатком такого регулятора является отсутствие универсальных аналитических методик настройки его параметров. Кроме того, подавление возмущений характеризуется в большей мере полосой пропускания замкнутой системы «ЛА + регулятор», а не оценкой возмущающего воздействия с помощью наблюдателя. В настоящей статье сравниваются регулятор на базе обратной динамики и ADRC-регулятор. В качестве объекта управления используется нелинейная математическая модель продольного движения малоразмерного летательного аппарата. Исследуется робастность рассматриваемых подходов, а также эффективность регуляторов в части подавления внешних возмущений.

1. Рассматриваемые принципы синтеза регуляторов

1.1. Принцип обратной динамики

Принцип обратной динамики заключается в полной компенсации собственной динамики объекта управления. Известно несколько основных методик реализации регулятора на базе принципа обратной динамики:

- введение фильтра (или системы фильтров) обратной динамики в прямой цепи управления [4];
- использование нелинейной обратной динамики (NDI) [5];
- использование инкрементальной нелинейной обратной динамики (INDI) [6];

Общим недостатком первых двух методик является чувствительность к точности знания модели динамики ЛА, что решается либо введением дополнительных законов управления [4], либо онлайн-идентификацией коэффициентов модели динамики ОУ [8]. Для реализации инкрементального подхода требуется знание лишь коэффициента эффективности органа управления в соответствующем канале. Однако такой способ реализации весьма чувствителен к запаздыванию в тракте управления и требует очень высоких частот дискретизации контура управления. Поскольку при таком способе реализации присутствует обратная связь по производной управляемой координаты, то необходимо введение фильтров сигналов для уменьшения шумов. Однако даже незначительное запаздывание, обусловленное наличием фильтра, приводит к потере устойчивости замкнутого контура управления. Существуют методики, позволяющие уменьшить влияние шумов и запаздывания [9], однако их принцип основан на использовании моделей объекта управления, что нивелирует их

преимущества перед методиками, основанными на введении фильтра обратной динамики и применении NDI-регулятора, а следовательно, использование этих двух последних подходов в системах управления ЛА более целесообразно.

1.2. Активное подавление возмущений (Active Disturbance Rejection Control - ADRC)

Регуляторы на базе ADRC позволяют осуществлять робастное управление динамическими системами с активным подавлением внешних возмущений. В основе подхода лежит совместное использование Р- или PD-регулятора (в зависимости от динамики объекта управления) и расширенного наблюдателя Льюенбергера для оценки состояний и внешних возмущений, что повышает робастность управления. Структурная схема ADRC-регулятора показана на рис. 1.

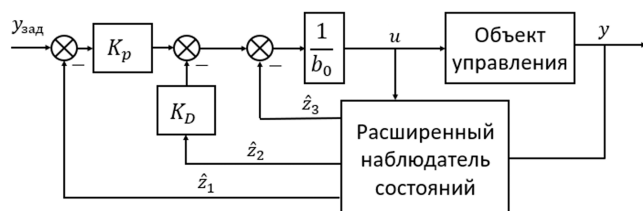


Рис. 1. Структурная схема ADRC-регулятора:

y — управляемая координата;

$y_{\text{зад}}$ — входной сигнал;

$\hat{z}_1, \hat{z}_2, \hat{z}_3$ — оценки состояния, производной состояния и внешнего возмущения соответственно

Основное отличие от классического PD-регулятора заключается в том, что ADRC-регулятор формирует управляющее воздействие на основе оценок состояния и производной состояния объекта управления, а не на основе измеренного выходного сигнала реального объекта. Дополнительно введен контур подавления внешних возмущений.

Для синтеза регулятора необходима модель объекта управления, представляющая собой упрощенную аппроксимацию динамики с помощью дифференциального уравнения первого или второго порядка. Порядок дифференциального уравнения определяется собственной динамикой объекта управления. Настройка такого регулятора заключается в подборе коэффициентов наблюдателя и PD-регулятора по желаемым характеристикам переходных процессов.

К недостаткам ADRC-регулятора можно отнести зависимость качества управления от точности аппроксимации модели динамики ОУ и коэффициентов наблюдателя. Кроме того, поскольку данный подход не подразумевает использования

интегрального контура, то при управлении будет иметь место статическая ошибка.

2. Синтез регуляторов для нелинейной полной модели движения ЛА

2.1. Регулятор на базе принципа обратной динамики

В качестве объекта управления в настоящей работе используется нелинейная математическая модель движения низкоскоростного малоразмерного летательного аппарата самолетного типа массой 39 кг. С целью исследования свойств робастности рассматриваемых регуляторов, их коэффициенты были определены только для одного режима полета ЛА: $V = 20$ м/с, $H = 0,1$ км.

Поскольку рассматривается ЛА, имеющий узкий диапазон изменения режимов полета, то не будет анализироваться подход к обеспечению робастности, основанный на использовании алгоритмов идентификации в режиме онлайн. Кроме того, на малоразмерных аппаратах не измеряются сигналы аэродинамических углов, в связи с этим не рассматривается NDI-регулятор, который требует введения обратных связей по углу атаки в продольном движении.

Для синтеза регуляторов на базе обратной динамики требуется знание линеаризованной модели движения ЛА. Такая модель была получена в виде передаточной функции (ПФ), описывающей динамику короткопериодического продольного движения самолета по угловой скорости тангажа:

$$W(p) = \frac{\omega_z}{\delta_v} = \frac{K_c (p + \bar{\gamma}^\alpha)}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}. \quad (1)$$

Ее коэффициенты K_c , $\bar{\gamma}^\alpha$, ξ , ω_0 были определены путем аппроксимации амплитудно-фазовых частотных характеристик, полученных экспериментально методом коэффициентов Фурье, описанным в работе [12].

Регулятор на базе принципа обратной динамики синтезируется путем нахождения обратной передаточной функции объекта управления. Для этого требуется введение выравнивающего фильтра, который повышает порядок числителя ПФ объекта управления. Чтобы обеспечить реализуемость регулятора и повысить его робастность, рассматривается подход, использующий фильтр обратной динамики по угловому ускорению и обратные связи по угловому ускорению и угловой скорости. Структурная схема такого регулятора изображена на рис. 2.

При реализации такого подхода на борту ЛА необходимо введение высокочастотного фильтра сигнала угловой скорости, чтобы уменьшить влияние

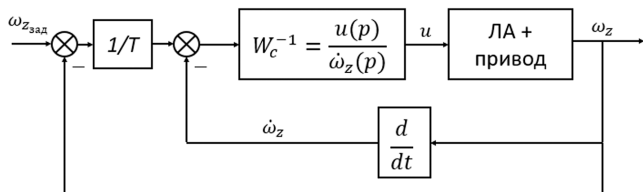


Рис. 2. Структурная схема регулятора на базе принципа обратной динамики: W_c^{-1} – фильтр обратной динамики по угловому ускорению; $1/T$ – коэффициент усиления в прямой цепи, определяющий быстродействие регулятора; $\omega_{z,зад}$ – задающий сигнал желаемой угловой скорости от рычага управления или внешнего контура САУ

возможных шумов на обратную связь по угловому ускорению, но синтез фильтра выходит за рамки настоящей работы, поэтому рассматриваться не будет. Переходный процесс по угловой скорости с регулятором обратной динамики на ступенчатый входной сигнал имеет аperiodический характер, его время регулирования определяется коэффициентом $1/T$ в прямой цепи управления.

2.2. ADRC-регулятор

Для синтеза ADRC-регулятора необходима аппроксимация динамики объекта управления уравнением следующего вида:

$$\ddot{y}(t) = f(t) + b_0 u(t). \quad (2)$$

где $y(t)$ – выходная координата; $f(t)$ – возмущение; $u(t)$ – управляющий сигнал; b_0 – эффективность управления.

Аппроксимация на малом интервале времени реакции динамической системы, описываемой уравнением второго порядка, на ступенчатое входное воздействие при отсутствии других возмущений имеет следующий вид:

$$y(t) = \frac{at^2}{2}. \quad (3)$$

Здесь a – ускорение управляемой координаты. Тогда

$$a = \frac{2y}{t^2}. \quad (4)$$

Коэффициент b_0 определяется выражением

$$b_0 = \frac{q}{u}. \quad (5)$$

Универсальных аналитических методик настройки коэффициентов наблюдателя и регулятора в открытых публикациях не описано. Для модели динамики объекта управления, рассматриваемой ниже, коэффициенты наблюдателя и регулятора

были выбраны таким образом, чтобы добиться аperiodического переходного процесса с минимально возможным временем срабатывания. Дальнейшее увеличение коэффициентов регулятора приводит к перерегулированию.

3. Математическое моделирование регуляторов

3.1. Сравнение переходных процессов при известной математической модели динамики объекта управления

Для сравнительного анализа производилось математическое моделирование реакции ЛА с различными регуляторами на управляющее воздействие. Переходные процессы изменения угловой скорости тангажа ЛА с ADRC-регулятором и регулятором обратной динамики при единичном ступенчатом входном воздействии показаны на рис. 3. Начальные условия полета соответствуют тем, для которых определялись коэффициенты регуляторов: $V = 20$ м/с, $H = 0,1$ км.

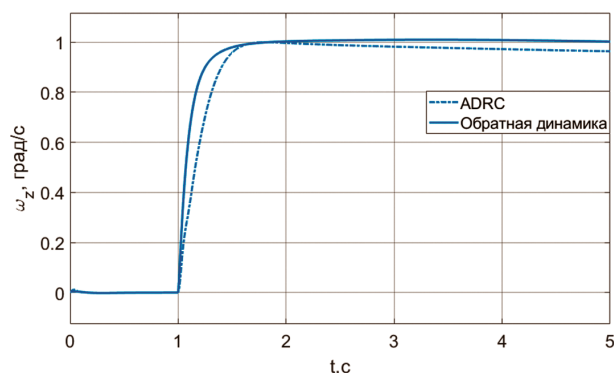


Рис. 3. Переходные процессы по угловой скорости тангажа

Видно, что регулятор обратной динамики обеспечивает быстрый аperiodический переходный процесс. ADRC-регулятор также обеспечивает приемлемое качество переходного процесса, но с несколько более длительным временем выхода управляемой координаты на заданное значение. Также присутствует статическая ошибка и незначительное «списание» выходного сигнала.

3.2. Исследование робастности рассматриваемых регуляторов и их способности к подавлению возмущений

Для исследования восприимчивости регуляторов к точности математической модели динамики объекта управления проводится сравнительное моделирование. Коэффициенты регуляторов остаются неизменными, соответствующими режиму полета $V = 20$ м/с, $H = 0,1$ км. Рассматривается реакция ЛА с разными вариантами регуляторов

на скоростях $V = 15$ м/с, $H = 0,1$ км и $V = 25$ м/с, $H = 0,1$ км. На рис. 4 и 5 представлены переходные процессы изменения угловой скорости тангажа на выбранных режимах полета.

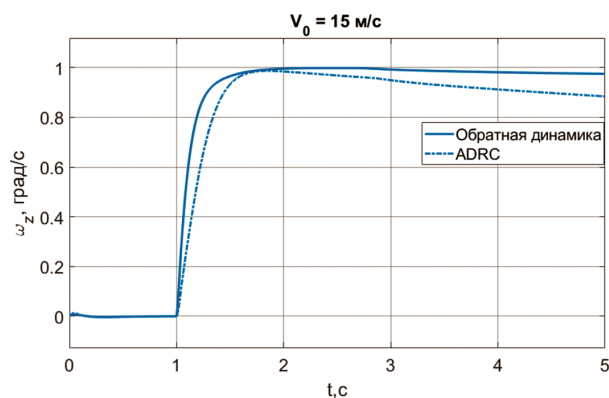


Рис. 4. Переходные процессы по угловой скорости тангажа при $V = 15$ м/с, $H = 0,1$ км

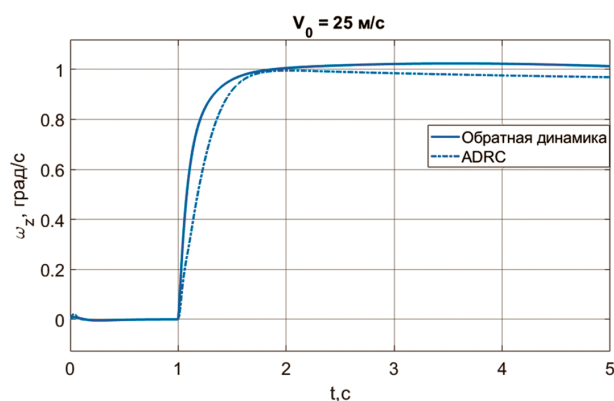


Рис. 5. Переходные процессы по угловой скорости тангажа при $V = 25$ м/с, $H = 0,1$ км

По переходным процессам (рис. 4 и 5) можно сделать вывод о меньшей чувствительности регулятора обратной динамики к неточности знания математической модели объекта управления. Отсюда следует вывод, что ADRC-регулятор также требует введения табличных зависимостей коэффициентов усиления от режима полета ЛА.

Далее исследуется способность к подавлению возмущений с помощью рассматриваемых регуляторов. В модели динамики ЛА, используемой в качестве объекта управления, предусмотрена возможность моделирования влияния ветра. В качестве возмущения используется вертикальный ветровой порыв (рис. 6).

Переходный процесс изменения угловой скорости тангажа с различными регуляторами показан на рис. 7.

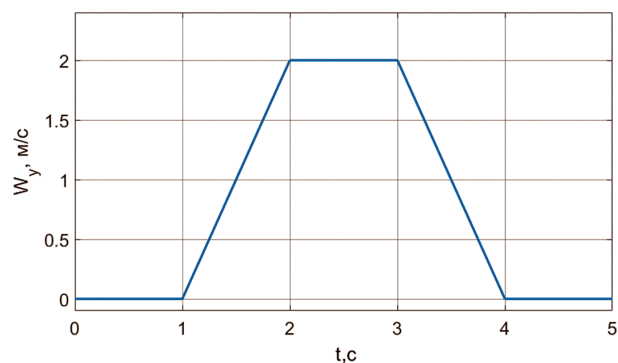


Рис. 6. Вертикальный порыв ветра, используемый в качестве внешнего возмущения

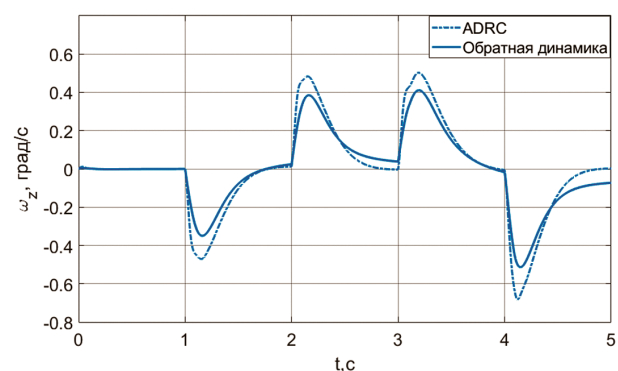


Рис. 7. Подавление ветрового порыва с помощью различных регуляторов

Регулятор обратной динамики более интенсивно подавляет ветровые возмущения, чем ADRC-регулятор, амплитуда выходного сигнала при использовании обратной динамики меньше на $\sim 20\text{--}25\%$, что подтверждает высокую эффективность такого регулятора. При этом следует отметить несколько более быстрый возврат управляемой координаты к заданному значению при использовании ADRC-регулятора за счет функционирования наблюдателя и оценки возмущения.

На рис. 8 приведены логарифмические частотные характеристики объекта управления по углу тангажа в различных конфигурациях — без регуляторов, с регулятором обратной динамики и с ADRC-регулятором. Коэффициенты регуляторов настроены под текущий режим полета ($V = 20$ м/с, $H = 0$ км).

По виду ЛАФЧХ можно сделать вывод, что регулятор на базе принципа обратной динамики обеспечивает близость объекта управления к интегрирующему звену в более широком диапазоне частот, чем ADRC-регулятор.

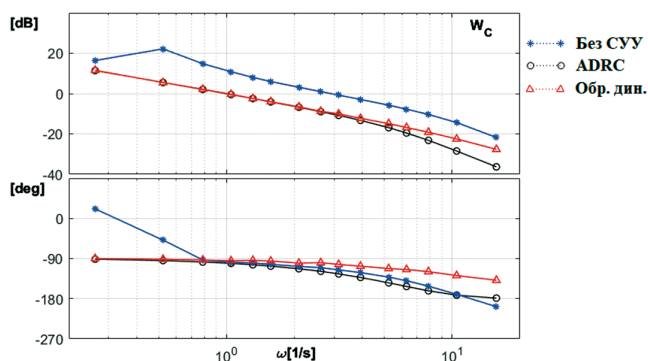


Рис. 8. ЛАФЧХ летательного аппарата по углу тангажа с различными вариантами средств автоматизации

Выводы

Рассмотрены некоторые современные подходы к синтезу регуляторов управления угловым движением ЛА. Показано, что оба регулятора обеспечивают высокое качество переходных процессов. Регулятор на базе принципа обратной динамики является несколько более сложным в настройке, чем ADRC-регулятор, поскольку требует знания параметров математической модели динамики ОУ. Однако регулятор на базе ADRC-подхода также требует достаточно точной аппроксимации собственной динамики объекта управления. Кроме того, не существует универсального метода выбора коэффициентов усиления контуров ADRC-регулятора K_p , K_D , b_0 и коэффициентов наблюдателя состояний. Настройка внешнего контура регулятора на базе принципа обратной динамики сводится к выбору лишь одного коэффициента, который определяет постоянную времени замкнутой системы. Показано, что регулятор на базе принципа обратной динамики обеспечивает более эффективное подавление внешних возмущений за счет более широкого диапазона частот, на которых передаточная функция объекта управления по угловой скорости близка к коэффициенту усиления. Представленный в статье подход к синтезу регулятора на базе принципа обратной динамики с использованием фильтра по производной управляемой координаты позволяет реализовать его без введения дополнительных выравнивающих фильтров в прямой цепи управления.

Список источников

1. Костыгов Е.С. Исследование методов параметрического синтеза систем автоматического управления летательных аппаратов // Системный анализ и логистика. 2025. № 1(44). С. 46–56. DOI: 10.31799/2077-5687-2025-1-46-56
2. Kim D., Oh H.S. Black-box Optimization of PID Controllers for Aircraft Maneuvering Control // International Journal

- of Control Automation and Systems. 2022. Vol. 20. No. 3, pp. 703–714. DOI: 10.1007/s12555-020-0915-6
3. Аполлонов Д.В., Бибилова К.И., Шибеев В.М. и др. Формирование алгоритмов системы автоматического управления преобразуемого беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2022. № 122. DOI: 10.34759/trd2022-122-23
4. Куликов В.В. Пропорционально-интегральный регулятор с позиционным компенсатором в продольном канале системы автоматического управления самолета // Навигация и управление летательными аппаратами. 2019. № 2(25). С. 70–82.
5. Пантелеев А.В., Яковлева А.А. Синтез H-inf регуляторов на конечном промежутке времени // Моделирование и анализ данных. 2021. Т. 11. № 1. С. 5–19. DOI: 10.17759/mda.2021110101
6. Агеев А.М., Сизых В.Н. Синтез оптимальных регуляторов системы управления самолетом через решение обратной задачи АКОР // Научный вестник НГТУ. 2014. Т. 56. № 3. С. 7–22.
7. Степаньянц Г.А. Структура законов управления неустойчивыми объектами, оптимальных по критерию минимума интеграла от квадрата управляющего воздействия // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 135–140.
8. Liu J., Ji Y., Xu L., et al. Extended State Observer Based Generalized Predictive Control for Aircraft at High Angle of Attack // International Journal of Control Automation and Systems. 2024. Vol. 22. No. 10, pp. 2578–2590. DOI: 10.1007/s12555-022-0318-y
9. Репин А.И., Кашкина Т.И. Особенности применения минимаксных операций для управления боковым движением самолета // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 92–98.
10. Сторожев С.А., Хижняков Ю.Н. Новый метод адаптации регулятора состояний с применением нечеткой логики // Труды МАИ. 2021. № 118. DOI: 10.34759/trd-2021-118-16
11. Mbikayi Z., Efremov A.V., Efremov E.V. Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 868:012016. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012016
12. Колесников Е.Н., Сидорюк М.Е. Комбинация методов инверсной динамики и H ∞ -оптимизации в задаче управления пространственным движением самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2007. Т. 38. № 3–4. С. 144–157.
13. Tischler M.B., Blanken C.L., Cheung K.K., et al. Modernized control laws for UH-60 BLACK HAWK optimization and flight-test results // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2005. Vol. 28. No. 5, pp. 964–978. DOI: 10.2514/1.8021

14. Ефремов А.В., Щербakov А.И. Влияние порядка системы уравнений движения летательного аппарата при реализации адаптивной системы управления с онлайн-идентификацией параметров объекта управления // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 33–40.
 15. Steffensen R., Steinert A., Mbikayi Z., et al. Filter and sensor delay synchronization in incremental flight control laws // Aerospace Systems. 2023. Vol. 6. No. 3, pp. 285–304. DOI: 10.1007/s42401-022-00186-2
 16. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII. № 5. С. 91–104.
Yu Y., Wang H., Shao X., et al. The attitude control of UAV in carrier landing based on ADRC // IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC; 12–14 August 2016; Nanjing, China). pp. 832–837. DOI: 10.1109/CGNCC.2016.7828893
 18. Lechekhab T.E., Manojlovic S., Stanković M.R., et al. Robust error-based active disturbance rejection control of a quadrotor // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. Vol. 93. No. 1, pp. 89–104. DOI: 10.1108/AEAT-12-2019-0266
 19. Song Z., Zhao C., Zhang H., et al. Research on Aircraft Attitude Control Method Based on Linear Active Disturbance Rejection // International Journal of Aerospace Engineering. 2022. No. 5, pp. 1–8. DOI: 10.1155/2022/1908020
 20. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Родченко В.В. и др. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 330 с.
- ## References
1. Kostygov ES. Study of methods of parametric synthesis of automatic control systems of aircraft. *Sistemnyi analiz i logistika*. 2025(1):46–56. (In Russ.). DOI: 10.31799/2077-5687-2025-1-46-56
 2. Kim D, Oh HS. Black-box Optimization of PID Controllers for Aircraft Maneuvering Control. *International Journal of Control Automation and Systems*. 2022;20(3):703–714. DOI: 10.1007/s12555-020-0915-6
 3. Apollonov DV, Bibikova KI, Shibaev MV, et al. Creation of algorithms for the automatic control system of the convertible unmanned aerial vehicle. *Trudy MAI*. 2022(122). (In Russ.). DOI: 10.34759/trd2022-122-23
 4. Kulikov VV. Proportional-integral controller with position compensator in automatic longitudinal flight control system. *Navigatsiya i upravlenie letatel'nyimi apparatami*. 2019(2):70–82. (In Russ.).
 5. Panteleev AV, Yakovlev AA. Synthesis of H-Infinity Controllers in a Finite Time Interval. *Modelling and Data Analysis*. 2021;11(1):5–19. (In Russ.). DOI: 10.17759/mda.2021110101
 6. Ageev AM, Szykh VN. The flight control system optimal regulators synthesis through the solution of the inverse acor problem. *Scientific Bulletin of NSTU*. 2014;56(3):7–22. (In Russ.).
 7. Stepaniants GA. Structure of control of unstable object, which provide minimum of the integral of aquare of control. *Aerospace MAI Journal*. 2012;19(4):135–140. (In Russ.).
 8. Liu J, Ji Y, Xu L, et al. Extended State Observer Based Generalized Predictive Control for Aircraft at High Angle of Attack. *International Journal of Control Automation and Systems*. 2024;22(10):2578–2590. DOI: 10.1007/s12555-022-0318-y
 9. Repin AI, Kashkina TI. Specifics of application of minimax operations for aircraft lateral movement control. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(1):92–98. (In Russ.).
 10. Storozhev SA, Khizhnyakov YuN. A new status regulator adapting method employing fuzzy logic. *Trudy MAI*. 2021(118). (In Russ.). DOI: 10.34759/trd-2021-118-16
 11. Mbikayi Z, Efremov AV, Efremov EV. Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020;868:012016. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012016
 12. Kolesnikov EN, Sidoryuk ME. A combination of inverse dynamics and H ∞ -optimization methods in the problem of controlling the spatial motion of an aircraft. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2007;38(3-4):144–157. (In Russ.).
 13. Tischler MB, Blanken CL, Cheung KK, et al. Modernized control laws for UH-60 BLACK HAWK optimization and flight-test results. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2005;28(5):964–978. DOI: 10.2514/1.8021
 14. Efremov AV, Shcherbakov AI. Influence of the order of vehicle motion equations in the implementation of an adaptive flight control system with the real time identification of controlled element dynamics parameters. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya Tekhnika*. 2023(3):33–40. (In Russ.).
 15. Steffensen R, Steinert A, Mbikayi Z, et al. Filter and sensor delay synchronization in incremental flight control laws. *Aerospace Systems*. 2023;6(3):85–304. DOI: 10.1007/s42401-022-00186-2
 16. Zhivov YuG, Dueling AM. Adaptive control system for the longitudinal movement of aircraft. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2012;XLIII(5):91–104. (In Russ.).
 17. Yu Y, Wang H, Shao X, et al. The attitude control of UAV in carrier landing based on ADRC. *IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC; August 12–14, 2016; Nanjing, China)*. p. 832–837. DOI: 10.1109/CGNCC.2016.7828893

18. Lechehab TE, Manojlovic S, Stanković MR, et al. Robust error-based active disturbance rejection control of a quadrotor. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2021;93(1):89–104. DOI: 10.1108/AEAT-12-2019-0266
19. Song Z, Zhao C, Zhang H, et al. Research on Aircraft Attitude Control Method Based on Linear Active Disturbance Rejection. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2022(5):1-8. DOI: 10.1155/2022/1908020
20. Efremov AV, Ogloblin AV, Rodchenko VV, et al. *The pilot as a dynamic system*. Moscow: Mashinostroenie; 1992. 330 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 27.07.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 05.08.2025
 Принята к публикации / Accepted 10.09.2025