



## Управление высотой полета летательного аппарата вертолетного типа

H.B. Решетникова

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического  
приборостроения

**Аннотация:** В работе рассматривается подробная математическая модель части автопилота летательного аппарата вертолетного типа, реализованная в среде моделирования *Matlab/Simulink*. Путем компьютерной имитации рассмотрено поведение системы без применения законов управления, подтверждающее необходимость коррекции. Для сравнения качества работы регуляторов рассматривается сравнение нечеткого логического регулятора пропорционально-дифференциального типа с линейным и нелинейным законами управления.

**Ключевые слова:** вертолет, управление высотой, нечеткий логический регулятор, система автоматического управления, безопасность полета.

### Введение и постановка задачи исследования

Системы автоматического управления полетом играют ключевую роль в обеспечении безопасности и эффективности эксплуатации современных летательных аппаратов, особенно вертолетного типа. Сложность поддержания стабильного положения и оптимальной высоты полета обусловлена множеством динамических факторов, таких как изменение условий окружающей среды, нагрузки и конструктивные особенности воздушного судна. Проблема устойчивости и управляемости приобретает особую значимость в условиях сложной пространственно-временной динамики и непредсказуемости воздействия внешних факторов [1].

Основной задачей исследования является разработка математической модели системы управления вертолетом, включающей механизмы коррекции высоты полета. Неотъемлемым этапом является сравнительная оценка влияния разных подходов к реализации нечетких регуляторов на показатели быстродействия, точности и устойчивости управления. Экспериментальные исследования проводятся с использованием среды *Matlab/Simulink*, что позволяет провести детальное моделирование динамики полета и оценить преимущества предлагаемого подхода.

## Разработка математической модели

Главным этапом синтеза системы управления любой сложности является получение адекватной математической модели, точность которой позволяет проводить эксперименты путем компьютерной имитации. Особенно остро стоит проблема точности модели в авиационных системах, поскольку изменяющиеся аэродинамические силы приводят к нестационарности математического описания, и, следовательно, к более высоким требованиям к оператору управления. Общий вид структурной схемы управления летательным аппаратом вертолетного типа, построенной на основании разработанного математического описания, представлен на рис. 1 [2, 3].

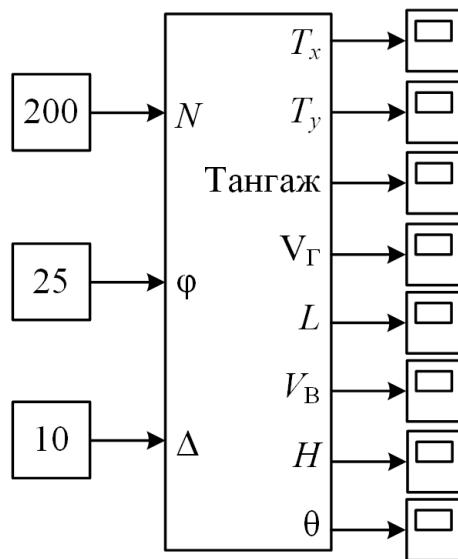


Рис. 1. Структурная схема математической модели летательного аппарата вертолетного типа

Управляющими входами в разработанную подсистему являются:

$\phi$ ,  $^{\circ}$  – угол установки общего шага;

$\Delta$ ,  $^{\circ}$  – угол отклонения оси несущего винта;

$N$ , об/мин – число оборотов несущего винта.

Выходными сигналами системы являются:

$V_\Gamma$ ,  $V_B$ , м/с – горизонтальная и вертикальная скорости относительно земной поверхности;

$L$ ,  $H$ , м – путь, пройденный вертолётом, и высота, на которой он находится;

$\theta$ , Тангаж,  $^{\circ}$  – угол траектории, определяющий положение вертолёта в полёте относительно земной поверхности, и угол тангажа;

$T_x$ ,  $T_y$ , Н – распределение тяги несущего винта по осям  $Ox$ ,  $Oy$  скоростной системы координат [4-5].

На рис. 2 приведены результаты моделирования разработанной системы управления – графики изменения высоты полета и тяги несущего винта (НВ) в нескорректированной системе. На рис. 3 приведены графики изменения вертикальной скорости и пройденного расстояния.

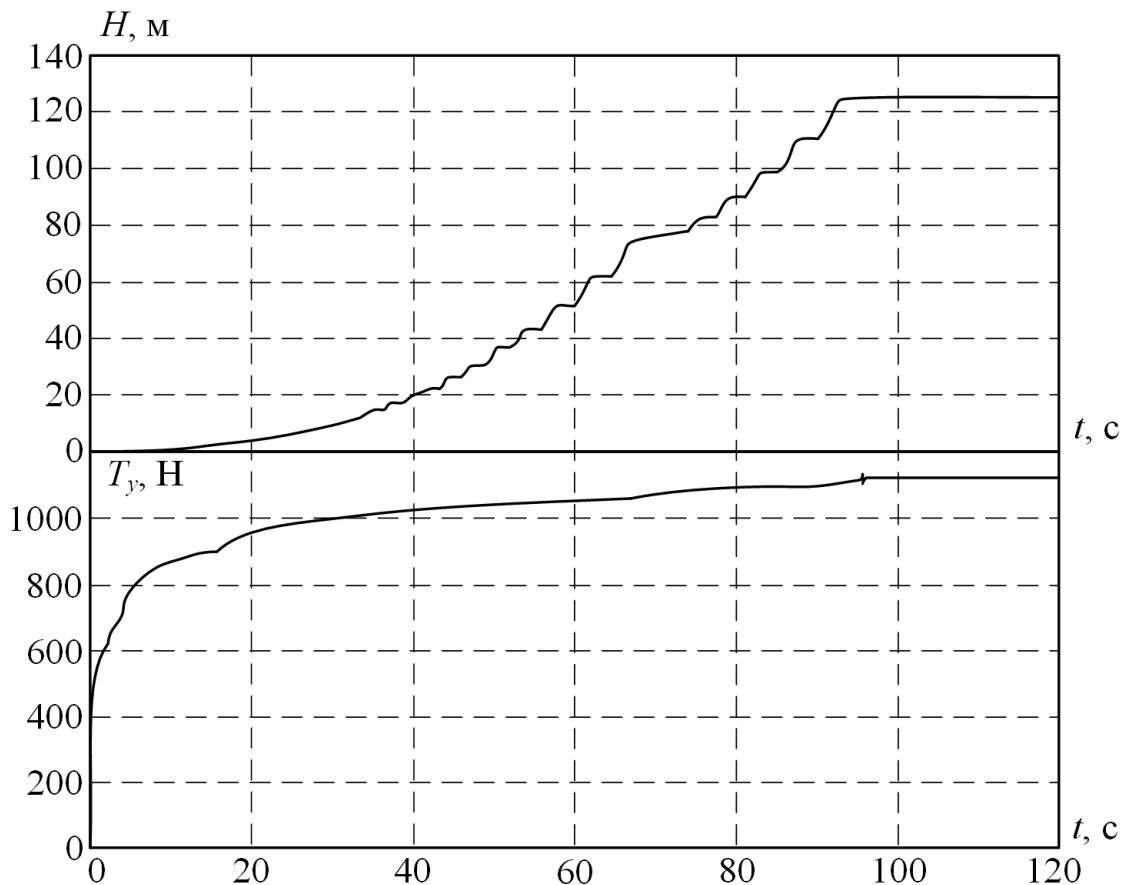


Рис. 2. Графики изменения высоты полета и тяги

Из графиков, приведенных на рис. 2, видно, что летательный аппарат без управления по высоте взлетает, пока сила тяжести не уравновесит подъемную силу винта  $T_y$ .

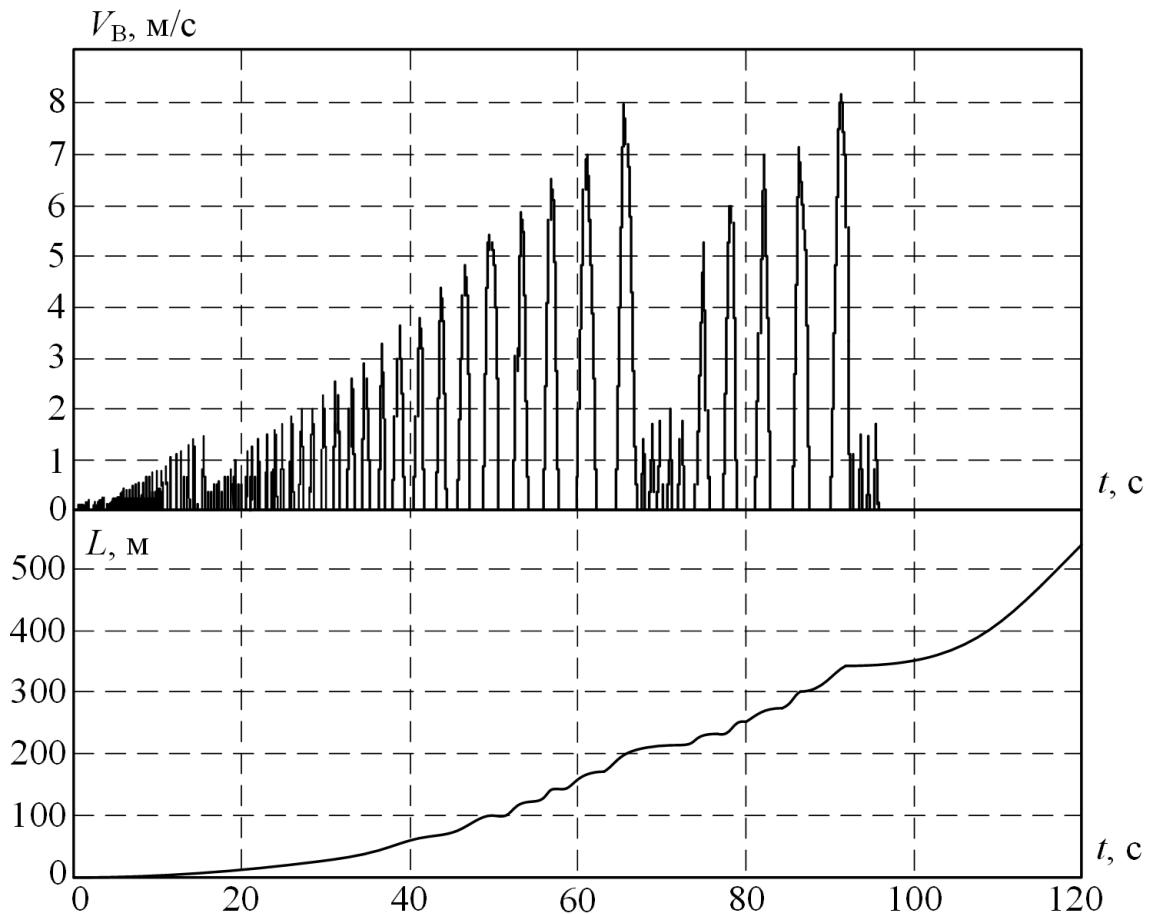


Рис. 3. Графики изменения вертикальной скорости и пройденного расстояния

Рис. 3 показывает, что из-за наклона несущего винта относительно вертикальной оси вертолет имеет горизонтальную скорость и движется по наклонной траектории. Результаты моделирования подтверждают, что в схему управления необходимо включить контур с регулятором, который будет в зависимости от высоты полета менять положение автомата перекоса, регулируя угол атаки лопастей [6]. Результатом работы регулятора должно быть достижение момента равновесия сил на требуемой высоте полета [7].

## Синтез нечеткого регулятора

В качестве алгоритма управления выбран нечеткий логический регулятор (НЛР). Нечеткое управление эффективно для стабилизации высоты полета вертолёта благодаря своей способности обрабатывать неопределённые и нелинейные условия окружающей среды, присущие рассматриваемой задаче. Этот метод позволяет гибко адаптироваться к изменениям нагрузки, скорости ветра и другим внешним факторам, обеспечивая плавное и точное поддержание заданной высоты даже при сложных условиях эксплуатации. Задачей синтеза является описание входных и соответствующих выходных переменных, которые будут связаны законом управления [8, 9].

В случае управления вертолетом можно описать следующие основные правила:

- если высота полета  $H$  низкая (менее 5 м), то регулятор дает команду на увеличение шага НВ на максимальное отклонение; при этом следует учитывать критические углы атаки лопастей НВ;
- если высота полета  $H$  средняя (в рассматриваемой задаче при максимально заданной высоте  $H=20$  м средней принято считать  $H=10$  м) и вертикальная скорость достаточна для набора высоты, регулятор может снизить угол установки шага НВ для более плавного набора высоты;
- если достигнута максимальная высота полета по заданию, регулятор должен уменьшать шаг до тех пор, пока тяга НВ не уравновесит силу тяжести и вертолет не зависнет на определенной высоте.

Для управления режимами полета вертолета можно использовать ПД-регулятор [10]. Такой регулятор формирует сигнал управления в виде двух слагаемых – ошибки управления и ее производной

$$u(t) = k \left( e(t) + T_d \frac{e(t)}{dt} \right).$$

Использование дифференциальной составляющей регулятора позволяет уменьшить возможное перерегулирование, а пропорциональной составляющей – изменять время нарастания в меньшую сторону, в то же время увеличивая перерегулирование, что следует иметь ввиду при синтезе системы [11]. Синтез нечеткого регулятора заключается в расчете базового коэффициента усиления и последующем добавлением НЛР с нелинейным законом управления.

Для сравнения качества управления были синтезированы два типа нечетких регуляторов. Первый регулятор обеспечивает нелинейный закон управления, в котором расположение термов для посылки нечетких правил неравномерно. Второй регулятор синтезирован с равномерным расположением термов посылки нечетких правил и линейным законом управления. На рис. 4-6 приведены результаты моделирования работы системы управления с нечетким регулятором линейного типа.

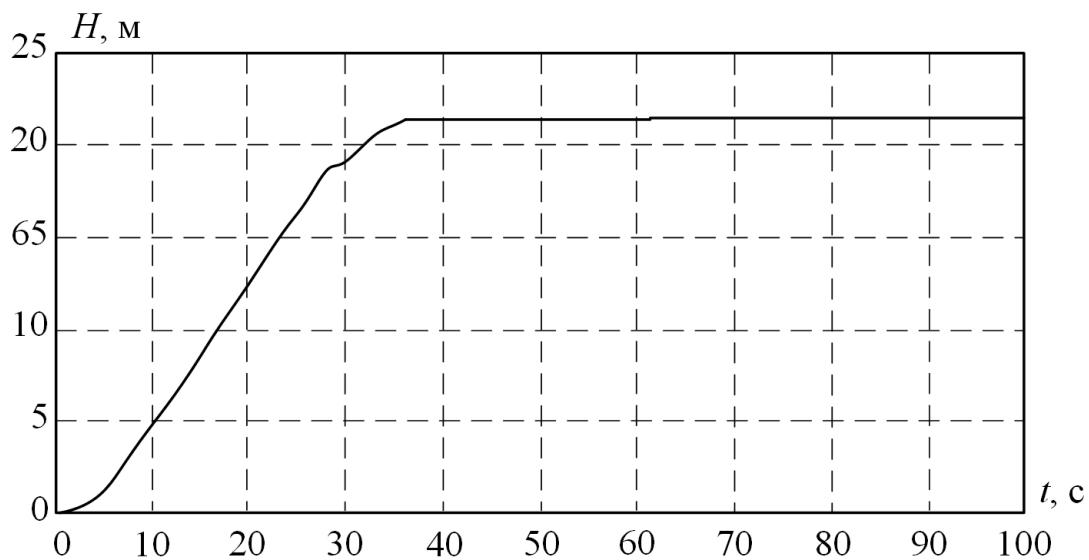


Рис. 4. График изменения высоты полета исследуемого объекта при взлете с НЛР линейного закона управления

Рис. 4 иллюстрирует набор высоты вертолета с НЛР, который реализует линейный закон управления. Из графика видно, что происходит

плавный набор высоты за время  $T=35$  с. Статическая ошибка составляет 1,5 м (7%), что не удовлетворяет требуемой точности управления.

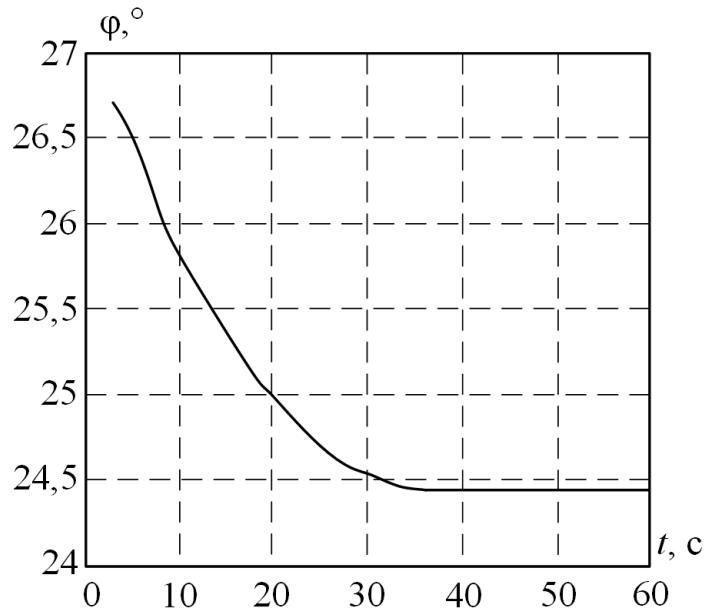


Рис. 5. График генерируемого регулятором сигнала установки шага НВ с НЛР линейного закона управления

График установки шага НВ на рис. 5 показывает плавное уменьшение угла атаки лопастей НВ до момента равновесия сил.

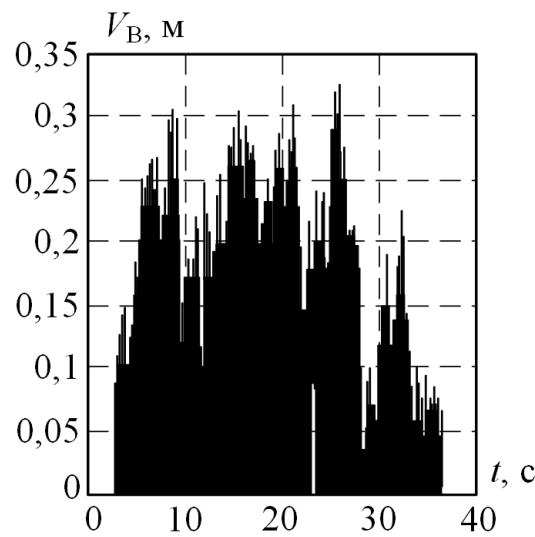


Рис. 6. График вертикальной скорости вертолета с НЛР линейного закона управления

Рис. 6 показывает график изменения вертикальной скорости, максимальное значение которой при использованном типе управления составляет 0,33 м/с.

На рис. 7-8 приведены результаты моделирования синтезированной системы с нелинейным НЛР.

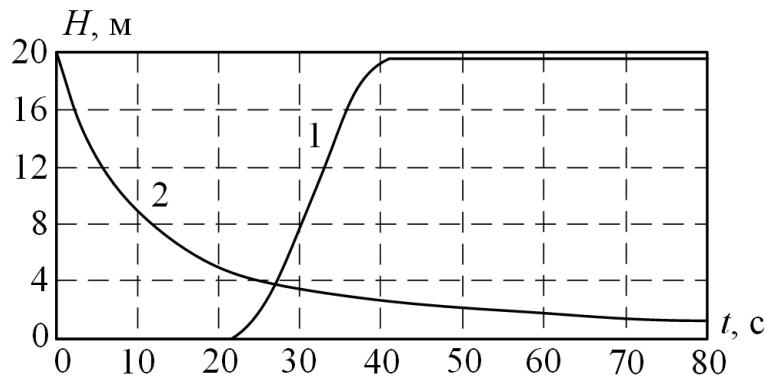


Рис. 7. Графики высоты полета исследуемого объекта при взлете (1) и посадке (2) с НЛР нелинейного закона управления

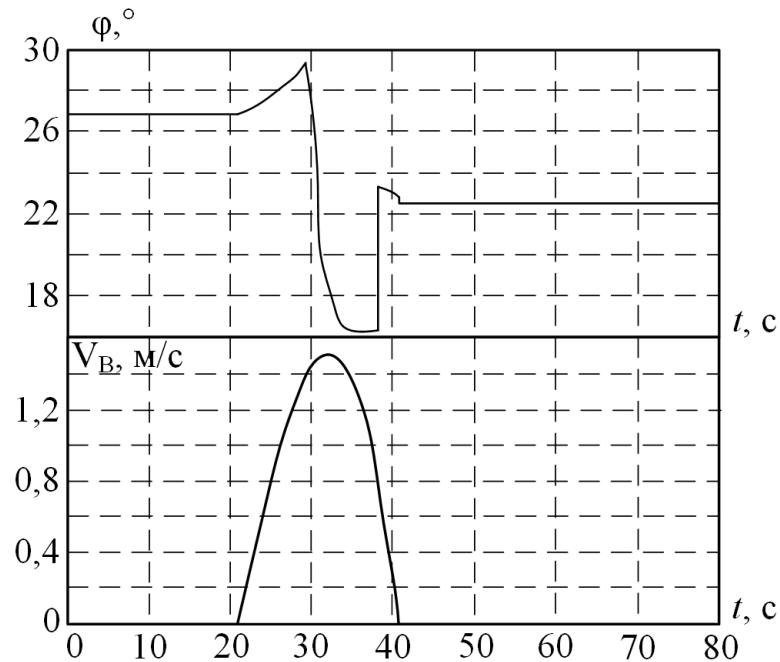


Рис. 8. Графики изменения генерируемого регулятором сигнала установки шага НВ и вертикальной скорости вертолета с НЛР нелинейного закона управления

Сравнивая графики результатов работы НЛР линейного (рис. 4-6) и нелинейного (рис. 7-8) законов управления можно сделать вывод, что нелинейный закон позволяет уменьшить статическую ошибку, а также уменьшить время переходного процесса.

### Заключение

После включения в схему нечеткого ПД-регулятора удалось стабилизировать максимальную высоту вертолета на отметке, близкой к 20 м. Статическая ошибка управления составляет 2,5% от требуемой величины (0,5 м). Вертолет набирает высоту за время  $T=20$  с и удерживает ее за счет уравновешивания действующих сил. Траектория вертикальной скорости в обоих операторах управления имеет одинаковую форму, однако разные максимальные значения, что влияет и на изменение высоты полета.

Расхождение времени переходного процесса объясняется учетом различных факторов, действующих на основные элементы конструкции вертолета в основной математической модели. Такие факторы как сопротивление воздуха, максимально возможная тяга винта, обороты двигателя, критические углы и срывы потоков накладывают определенные ограничения на возможности модели. Эти ограничения и выражаются в увеличении времени достижения требуемой высоты.

Графики высоты полета, приведенные на рис. 7, показывают, что посадка занимает существенно больше времени (более 60 с), чем взлет. Это объясняется требованиями к безопасности полета, аэродинамическими явлениями вблизи поверхности земли, а именно воздушной подушкой и невозможностью дальнейшего уменьшения угла атаки лопастей НВ.

Результат моделирования схемы показывает, что ПД-регулятор может управлять взлетом и посадкой вертолета при правильной настройке и учете всех факторов. При реальном применении такого управляющего устройства в модель и настройку регулятора необходимо будет включить как можно



больше факторов, влияющих на полет, для обеспечения большей безопасности и надежности.

*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, соглашение № FSRF-2023-0003, «Фундаментальные основы построения помехозащищенных систем космической и спутниковой связи, относительной навигации, технического зрения и аэрокосмического мониторинга».*

### Литература

1. Evdokimenkov V.N., Gogolev A.A., Ermakov P.G. Operational Control of an Unmanned Helicopter to Ensure an Emergency Safe Landing on an Unequipped Pad. Journal of Computer and Systems Sciences International. 2024. Vol. 63, No. 3. pp. 521-533.
2. Адаева С.Я., Борисов Е.А., Крупенев М.Ю., Крымский В.С., Рубинштейн М.А., Русаков И.В. Разработка математических моделей динамики полёта винтокрылых летательных аппаратов. Труды МАИ. 2025. № 142. URL: [trudymai.ru/published.php?ID=185115](http://trudymai.ru/published.php?ID=185115).
3. Панкратов А.Г., Решетникова Н.В. Выбор привода системы управления элеронами летательного аппарата. Информационные технологии и математическое моделирование в управлении сложными системами. 2024. № 3(23). С. 44-51.
4. Вермель В.Д., Евдокимов Ю.Ю., Качарава И.Н. Николаев П.М., Трифонов И.В., Чернышев Л.Л. Оптимизация конструктивных параметров лонжерона крупноразмерной лопасти аэродинамической модели несущего винта вертолета. Автоматизация в промышленности. 2021. № 5. С. 24-27.
5. Зубов Н.Е., Рябченко В.Н. Инвариантность управления боковым движением вертолета по углу крена. Аналитический. Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22, № 6. С. 331-336.



6. Кириллов О.Е., Головкин М.А., Ефремов А.А., Леонтьев В.А. Аэродинамика и динамика полета вертолетов и самолетов на больших углах атаки и в штопоре. Материалы XXIX научно-технической конференции по аэrodинамике. 2018. С. 136.
  7. Большаков А.А., Кулик А.А. Исследование комплексной системы управления летательного аппарата вертолетного типа при отказах бортового оборудования. Мехатроника, автоматизация, управление. 2019. Т. 20, № 9. С. 568-575.
  8. Файзрахманов Р.А., Тютюных А.А., Полевщикова И.С. Математическое, алгоритмическое и программное обеспечение задачи расчета управляющих воздействий на основе нечеткой логики при моделировании перемещения груза в тренажере портального крана // Инженерный вестник Дона, 2022, № 1. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/n1y2022/7384/](http://ivdon.ru/magazine/archive/n1y2022/7384/).
  9. Данилова М.Г., Серов М.Ю., Богадевич Д.И., Черемных И.С., Князев И.С. Моделирование системы прямого управления моментом асинхронного двигателя с регулятором на основе нечеткой логики в Simulink // Инженерный вестник Дона, 2017, № 2. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/N2y2017/4260/](http://ivdon.ru/magazine/archive/N2y2017/4260/).
  10. Буков В.Н., Бронников А.М., Сельвесюк Н.И., Чекин А.Ю. Компенсация возмущений в канале управления высотой полета вертолета при произвольном горизонтальном маневрировании. Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № S9. С. 15-23.
  11. Shishlakov V.F., Reshetnikova N.V., Vataeva E.Y. General scheme for solving the problem of synthesis of nonlinear non - Stationary automatic control systems in the time domain. Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems, WECONF 2021. P. 9470639.
-



## References

1. Evdokimenkov V.N., Gogolev A.A., Ermakov P.G. Journal of Computer and Systems Sciences International. 2024. Vol. 63, No. 3. pp. 521-533.
2. Adaeva S.Ya., Borisov E.A., Krupenev M.Yu., Krymskij V.S., Rubinshtejn M.A., Rusakov I.V. Razrabotka matematicheskix modelej dinamiki polyota vintokrylyx letatelnyx apparatov. Trudy MAI. 2025. № 142. URL: [trudymai.ru/published.php?ID=185115](http://trudymai.ru/published.php?ID=185115).
3. Pankratov A.G., Reshetnikova N.V. Informacionnye texnologii i matematicheskoe modelirovanie v upravlenii slozhnymi sistemami. 2024. № 3(23). p. 44-51.
4. Vermel' V.D., Evdokimov Yu.Yu., Kacharava I.N. Nikolaev P.M., Trifonov I.V., Cherny'shev L.L. Avtomatizaciya v promyshlennosti. 2021. № 5. p. 24-27.
5. Zubov N.E., Ryabchenko V.N. Mexatronika, avtomatizaciya, upravlenie. 2021. T. 22, № 6. p. 331-336.
6. Kirillov O.E., Golovkin M.A., Efremov A.A., Leont'ev V.A. Materialy XXIX nauchno-texnicheskoy konferencii po aerodinamike. 2018. p. 136.
7. Bol'shakov A.A., Kulik A.A. Mexatronika, avtomatizaciya, upravlenie. 2019. T. 20, № 9. p. 568-575.
8. Fajzraxmanov R.A., Tyutyunykh A.A., Polevshhikov I.S. Inzhenernyj vestnik Dona, 2022, № 1. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/n1y2022/7384/](http://ivdon.ru/magazine/archive/n1y2022/7384/).
9. Danilova M.G., Serov M.Yu., Bogadevich D.I., Cheremnykh I.S., Knyazev I.S. Inzhenernyj vestnik Dona, 2017, № 2. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/N2y2017/4260/](http://ivdon.ru/magazine/archive/N2y2017/4260/).
10. Bukov V.N., Bronnikov A.M., Sel'vesyuk N.I., Chekin A.Yu. Mexatronika, avtomatizaciya, upravlenie. 2006. № S9. p. 15-23.



11. Shishlakov V.F., Reshetnikova N.V., Vataeva E.Y. Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems, WECONF 2021. P. 9470639.

**Дата поступления: 4.12.2025**

**Дата публикации: 8.01.2026**