

## **ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ BIG DATA В РАЗРАБОТКЕ АДАПТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**



***Е.И. Бавбель***

*Аспирант кафедры*

*проектирования информационно-компьютерных систем БГУИР*

*egorigorevichw9@gmail.com*

### ***Е.И. Бавбель***

*Окончил Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники. Область научных интересов связана с исследованием методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации.*

**Аннотация.** В статье рассмотрены особенности проектирования и применения элеронов как органов поперечного управления летательного аппарата, а также связанных с ними систем управления. Проанализированы принципы формирования управляющих моментов, конструктивные решения и функциональные особенности исполнительных механизмов. Показана взаимосвязь аэродинамических и механических характеристик элеронов с параметрами системы управления. Обосновано, что выбор рациональных конструктивных параметров и алгоритмов управления позволяет повысить устойчивость и управляемость летательного аппарата.

Особое внимание уделено возможностям использования методов анализа больших данных (Big Data) при разработке адаптивных систем управления элеронами. Предложен подход к обработке массивов полетной

информации, включающей данные о параметрах движения, характеристиках аэродинамики и работе исполнительных механизмов. На основе анализа этих данных формируются адаптивные алгоритмы, позволяющие корректировать параметры управления в зависимости от текущего режима полета и состояния конструкции. Использование методов Big Data дает возможность выявлять скрытые закономерности, прогнозировать изменения аэродинамической эффективности элеронов и своевременно адаптировать управляющие воздействия.

Результаты работы могут быть применены при создании систем управления беспилотных летательных аппаратов с повышенными требованиями к точности, надежности и адаптивности в изменяющихся условиях эксплуатации.

**Ключевые слова:** элероны, системы управления, летательный аппарат, управляющий момент, аэродинамика, устойчивость, управляемость.

**Введение.** Управляемость и устойчивость летательного аппарата в значительной степени определяются эффективностью его органов управления. Элероны, обеспечивающие создание управляющего момента относительно продольной оси за счет перераспределения подъемной силы по консолям крыла, занимают среди них центральное место. От характеристик элеронов напрямую зависят маневренность, точность траекторного управления и устойчивость полета [1, с. 2].

Современные летательные аппараты эксплуатируются в широком диапазоне режимов, что предъявляет повышенные требования к точности, надежности и адаптивности систем управления. Это влечет усложнение как конструктивного исполнения элеронов, так и алгоритмического обеспечения их управления. В числе ключевых факторов, подлежащих учету, – аэродинамические нелинейности, зависимость характеристик от скорости полета и взаимодействие с другими органами управления [1, с. 3]. Разработка элеронов и систем их управления представляет собой многокомпонентную задачу, объединяющую аэродинамический анализ, механическое проектирование и синтез алгоритмов управления. Согласование этих компонентов становится критическим: недостаточная эффективность любого из них может привести к ухудшению общей управляемости аппарата [2, с. 47].

В последние годы активно развиваются подходы, основанные на анализе больших данных (Big Data). В авиационной отрасли такие методы применяются для обработки телеметрической информации, идентификации параметров летательных аппаратов, прогнозирования отказов и оптимизации управления [1, с. 1; 3, с. 8]. В работе [4] предложена методика автоматизированного анализа данных бортовых систем ракеты-носителя с использованием гибридной архитектуры на основе сверточных нейронных сетей (CNN) и долгой краткосрочной памяти (LSTM), интегрированной с платформами Apache Hadoop и SparkML. Авторами показано, что применение методов машинного обучения в сочетании с инфраструктурой Big Data позволяет сократить время анализа и повысить точность выявления аномалий [4, с. 2]. В исследовании [3] представлена усовершенствованная стратегия управления летательным аппаратом на основе данных, включающая идентификацию, управление и валидацию. Предложенный подход позволяет синтезировать регулятор без явного моделирования объекта, используя только вход-выходные данные. Авторами также показано, что при параметризованном регуляторе задача управления сводится к идентификации параметров, что опирается на развитый аппарат теории оценивания [3, с. 2–3].

Вместе с тем вопросы применения методов Big Data и аналитики для проектирования и управления элеронами как исполнительными органами летательного аппарата остаются проработанными недостаточно. Требуют уточнения особенности учета аэродинамических характеристик элеронов в условиях больших массивов полетных данных, а также возможности использования интеллектуальных алгоритмов для адаптации параметров управления в реальном времени.

Таким образом, цель настоящих исследований – анализ особенностей проектирования элеронов и систем их управления с позиции интеграции методов анализа больших данных,

направленный на повышение эффективности формирования управляющих моментов и устойчивости летательного аппарата.

### **Аэродинамические и конструктивные особенности работы элеронов.**

Элероны являются основным органом поперечного управления летательного аппарата и обеспечивают формирование кренящего момента за счет перераспределения подъемной силы по размаху крыла [5, с. 2]. При отклонении элерона на одной консоли происходит увеличение подъемной силы, на противоположной – ее уменьшение, что приводит к возникновению вращательного движения вокруг продольной оси [7]. Эффективность данного процесса определяется совокупностью аэродинамических и геометрических факторов, а также условиями полета [13].

Характер обтекания крыла с отклоненными элеронами отличается от базового случая наличием локального изменения угла атаки [5, с. 3]. На участке крыла, где элерон отклонен вниз, эффективный угол атаки возрастает, что сопровождается ростом подъемной силы и, как правило, увеличением сопротивления. На противоположной консоли наблюдается обратный эффект. В результате возникает не только полезный управляющий момент, но и побочный рыскательный момент, обусловленный асимметрией сопротивления. Это явление, известное как неблагоприятный рыскательный момент, требует учета при проектировании систем управления [7].

Величина формируемого управляющего момента зависит от плеча приложения аэродинамической силы, которое определяется положением элерона по размаху крыла [5, с. 4]. Наиболее эффективно размещение элеронов в удаленных от корня зонах, где плечо максимальное. Однако такая компоновка приводит к увеличению изгибающих нагрузок на консоль крыла и требует усиления конструкции. Таким образом, при проектировании возникает необходимость поиска компромисса между аэродинамической эффективностью и прочностными ограничениями [2, с. 47].

Существенное влияние на характеристики элеронов оказывает их относительная площадь. Увеличение площади приводит к росту управляющего воздействия, однако одновременно возрастает сопротивление и нагрузка на приводы [11]. При этом избыточное увеличение площади может привести к ухудшению общей аэродинамической эффективности крыла. Практика проектирования летательных аппаратов свидетельствует о том, что рациональная площадь элеронов определяется в пределах 20–30 % от площади консоли крыла. Данное соотношение позволяет достичь компромисса между требуемым уровнем управляемости и аэродинамическим сопротивлением [9].

Значительное влияние на эффективность поперечного управления оказывает величина угла отклонения элеронов. Экспериментальные исследования показывают, что при небольших углах отклонения наблюдается практически пропорциональная зависимость между управляющим моментом и углом отклонения, что облегчает процесс управления. По мере увеличения угла отклонения начинают проявляться нелинейные аэродинамические эффекты, обусловленные развитием отрывных явлений в пограничном слое. Указанные процессы приводят к снижению инкремента подъемной силы и деградации аэродинамической эффективности элеронов. В связи с этим в штатных режимах эксплуатации углы отклонения ограничиваются значениями, при которых обеспечивается прикрепленное обтекание профиля [13].

С конструктивной точки зрения элероны выполняются как подвижные поверхности, шарнирно соединенные с несущими элементами крыла. Функционирование элеронов сопряжено с передачей значительных аэродинамических нагрузок на элементы привода, что предъявляет повышенные требования к жесткостным и прочностным характеристикам механизмов управления [2, с. 48]. В современной авиационной технике находят применение как традиционные механические системы привода, так и электромеханические актуаторы, отличающиеся высокой точностью позиционирования и быстродействием.

Система управления элеронами должна обеспечивать формирование требуемого управляющего воздействия и его координацию с функционированием иных органов управления. Для устранения нежелательного рыскательного момента, возникающего при отклонении элеронов, применяется принцип дифференциального управления, при котором величины углов отклонения элеронов вверх и вниз различны. Указанный подход способствует снижению асимметрии аэродинамического сопротивления и повышению устойчивости самолёта в режиме поперечного управления [5, с. 5].

Количественная оценка управляющего момента элеронов производится по зависимости:

$$M_x = 12V^2 S b C_l, \quad (1)$$

где  $C_l$  – коэффициент крена, определяемый параметрами крыла и углом отклонения элеронов.

Из (1) видно, что эффективность управления возрастает с увеличением скорости полета и геометрических размеров крыла.

Анализ выражения показывает, что эффективность работы элеронов определяется совокупностью аэродинамических, геометрических и конструктивных факторов. Необходимо комплексно подходить к проектированию БПЛА, учитывая характеристики обтекания, особенности силовой схемы крыла, а также системы управления.

**Динамика управления элеронами и особенности их взаимодействия с системой управления.** Функционирование элеронов не сводится исключительно к формированию статического управляющего момента. В условиях реального полёта необходим учёт динамических характеристик их отклика. Процесс изменения угла отклонения управляющих поверхностей сопровождается переходными режимами, в ходе которых возникают не только целевой крен, но и сопутствующие аэродинамические и инерционные эффекты [14]. Система автоматического управления обязана обеспечивать устойчивый и детерминированный отклик на управляющее воздействие.

При отклонении элеронов фиксируется временной лаг между формированием управляющей команды и фактическим изменением пространственного положения летательного аппарата. Указанная задержка обусловлена инерционными свойствами привода и аэродинамической инерцией конструкции [1, с. 5]. Система управления корректирует динамические свойства объекта с целью устранения перерегулирования и колебательных режимов. При недостаточном демпфировании возможно возбуждение автоколебаний по крену, что детерминирует снижение устойчивости и точности управления [14].

Изменение крена неизбежно сопровождается изменением рыскания из-за асимметрии сопротивления при отклонении элеронов [1, с. 3]. При отсутствии компенсации аппарат отклоняется от заданного курса. Для устранения этого эффекта применяется согласованное управление: элероны работают совместно с рулем направления. Такое взаимодействие снижает паразитные моменты и повышает точность управления [15, с. 112].

Тип привода оказывает существенное влияние на динамические свойства системы управления. В механических системах доминирующими ограничивающими факторами выступают люфты и упругие деформации тяг. В электромеханических приводах приоритетными характеристиками являются быстродействие и точность позиционирования [16]. Современные системы управления базируются на цифровых алгоритмах, обеспечивающих адаптацию динамических характеристик отклика в зависимости от скоростного режима полёта. Указанный подход гарантирует устойчивое функционирование системы в диапазоне от низких до высоких скоростей [16].

По мере нарастания скоростного режима полёта аэродинамическая эффективность элеронов возрастает, что может инициировать избыточную резкость отклика. Для нейтрализации данного эффекта применяются ограничения на максимальный угол отклонения либо реализуются алгоритмы управления с адаптацией к скорости полёта [15,

с. 113]. Перечисленные меры обеспечивают равномерность управляемости на всём диапазоне эксплуатационных режимов.

Устойчивость конструкции элеронов при воздействии динамических нагрузок представляет самостоятельный аспект проектирования. Вибрационные воздействия и переменные аэродинамические нагрузки инициируют процессы усталостного накопления повреждений, преимущественно в зонах узлов крепления и приводных механизмов [2, с. 48]. Это обуславливает необходимость выполнения расчётов на долговечность и выбора конструктивно-технологических решений с требуемым запасом прочности.

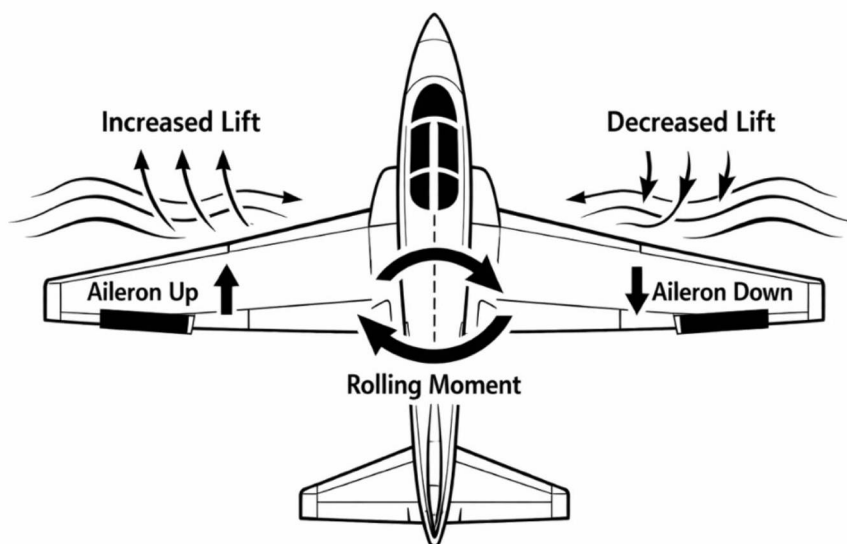


Рисунок 1. Схема работы элеронов и формирования управляющего момента

Представленная на рисунке схема иллюстрирует принципиальный механизм формирования управляющего момента. В условиях реального полёта обтекание несущей поверхности приобретает более сложный пространственный характер. На распределение подъёмной силы оказывают влияние индуктивные эффекты, концевые вихревые структуры и взаимодействие с элементами фюзеляжа [1, с. 3]. Фактическая аэродинамическая эффективность элеронов может девиировать от расчётных значений, преимущественно в режимах низких скоростей и при значительных углах отклонения. Учёт перечисленных факторов осуществляется на этапе аэродинамического моделирования и натурных экспериментальных исследований [2, с. 47].

**Особенности применения элеронов в различных режимах полета.** Аэродинамическая эффективность элеронов варьируется в зависимости от скоростного режима, высоты полёта и угла атаки. Модификация условий обтекания крыла детерминирует характеристики формируемого управляющего момента [15, с. 108].

На этапах взлёта и посадки, характеризующихся низкими скоростями, эффективность элеронов деградирует вследствие снижения динамического напора. Для обеспечения требуемой управляемости приходится увеличивать углы отклонения, что усиливает нелинейные эффекты, включая локальный отрыв потока. Это снижает прирост подъёмной силы и ухудшает эффективность управления. В ряде случаев для компенсации недостатка управляющего момента применяются закрылки или интерцепторы [17].

С увеличением скорости до крейсерских значений эффективность элеронов возрастает. Зависимость управляющего момента от угла отклонения остается близкой к линейной, что упрощает реализацию алгоритмов управления [17]. При этом рост скорости

увеличивает нагрузки на конструкцию и приводы, что требует ограничения максимальных углов отклонения [15, с. 109].

**Высокие скорости.** При больших скоростях проявляются эффекты, связанные с изменением распределения давления по профилю крыла. Возможно уменьшение эффективности элеронов или даже изменение знака создаваемого управляющего момента из-за перераспределения аэродинамических сил и изменения структуры потока. В таких условиях традиционные схемы управления могут оказаться недостаточными, используются дополнительные органы управления или специальные законы управления [16, с. 215].

**Влияние угла атаки и пространственного обтекания.** С ростом угла атаки возрастает вероятность отрыва потока, что снижает эффективность органов управления. Особенно это заметно в околокритических режимах, где управление становится менее устойчивым. В указанных условиях возникает необходимость пристального внимания к характеристикам системы управления, обеспечивающей сохранение контролируемости летательного аппарата [15, с. 110].

Пространственный характер обтекания несущей поверхности оказывает существенное влияние на аэродинамическую эффективность элеронов. В условиях реального полёта поток обладает трёхмерной структурой, детерминированной взаимодействием с концевыми вихревыми образованиями и элементами фюзеляжа [18]. В приконцевых зонах крыла индуктивные эффекты усиливаются, что может детерминировать снижение инкремента подъёмной силы при отклонении элеронов. Данное обстоятельство приобретает особое значение при размещении элеронов в периферийных зонах: с одной стороны, достигается максимальное плечо силы, с другой – возрастает влияние вихревых структур [18].

Отклонение элеронов сопровождается существенной модификацией распределения давления по поверхности крыла. Перераспределение аэродинамических нагрузок инициирует формирование локальных зон повышенных напряжений. При неблагоприятных аэродинамических условиях это способствует развитию отрывных явлений, преимущественно вблизи задней кромки. В результате наблюдается деградация эффективности управления и инкремент аэродинамического сопротивления [18].

Упругие свойства конструкции крыла оказывают влияние на функционирование элеронов. Под воздействием аэродинамических нагрузок возникают деформации, модифицирующие геометрию профиля и угол установки управляющих поверхностей. Это детерминирует изменение характеристик управления и может инициировать аэроупругие явления: деградацию управляющего момента или запаздывание реакции летательного аппарата на управляющее воздействие [2, с. 49]. Взаимодействие элеронов с системой автоматического управления представляет собой дополнительный фактор, подлежащий учёту. При анализе эффективности системы поперечного управления необходимо рассматривать совокупное влияние аэродинамических и кинематических параметров. В частности, вариация угла атаки, скоростного режима полёта и характеристик набегающего потока обуславливает изменение коэффициента крена, которое может быть формализовано следующей функциональной зависимостью:

$$Cl=f(a, V), \quad (2)$$

где:  $a$  – угол отклонения элерона, – угол атаки,  $V$  – скорость полета.

Указанное соотношение отражает многофакторный характер формирования управляющего воздействия: аэродинамическая эффективность элеронов определяется не изолированными параметрами, а их взаимосвязанным влиянием [19].

**Конструктивные и эксплуатационные ограничения при проектировании элеронов.** При разработке элеронов существенное значение приобретают ограничения, обусловленные как прочностными характеристиками конструкции, так и условиями эксплуатации летательного аппарата. В отличие от идеализированных аэродинамических

моделей, реальные управляющие поверхности функционируют в условиях переменных аэродинамических нагрузок, вибрационных воздействий и температурных факторов, что требует комплексного учёта перечисленных явлений на этапе проектирования.

Одним из определяющих ограничений является прочность и жёсткость конструкции крыла в зоне размещения элеронов. При отклонении управляющих поверхностей возникают дополнительные аэродинамические силы, порождающие изгибающие и крутящие моменты. Перечисленные нагрузки транслируются на силовой набор крыла, что может инициировать локальные концентрации напряжений и деформации. При недостаточной жёсткости конструктивных элементов возможны нежелательные явления, в частности упругая деформация профиля несущей поверхности, приводящая к деградации эффективности управления. В ряде случаев указанный эффект может трансформироваться в аэродинамическую неустойчивость, обусловленную взаимодействием упругих и аэродинамических сил [20].

**Ограничение по усилиям в системе управления.** По мере нарастания скоростного режима полёта возрастает аэродинамическая нагрузка на элероны, что детерминирует увеличение требуемого усилия на приводах. В механических системах управления указанное обстоятельство проявляется в росте усилий на органах управления, снижая эргономические характеристики пилотирования. В автоматизированных системах возникает необходимость в наращивании мощности приводов и повышении точности их позиционирования. Для оценки нагрузок на привод применяется следующее выражение:

$$F=12V^2SaCh, \quad (3)$$

где:  $F$  – сила, действующая на элерон;  $\rho$  – плотность воздуха;  $V$  – скорость полета;  $S_a$  – площадь элерона;  $Ch$ – коэффициент шарнирного момента.

Нагрузка на привод возрастает пропорционально квадрату скорости полёта, что детерминирует критичность режимов высоких скоростей. Это обуславливает необходимость введения ограничений на максимальные углы отклонения либо применения усиленных приводов с отрицательной обратной связью.

**Эксплуатационные условия.** Вибрационные воздействия, возникающие в процессе полёта, способны инициировать процессы усталостного накопления повреждений в элементах крепления и приводных механизмах. Особую актуальность данная проблематика приобретает для летательных аппаратов с продолжительным ресурсом эксплуатации. Для повышения надёжности функционирования применяются конструктивно-технологические решения, обеспечивающие снижение концентрации напряжений и равномерное распределение нагрузок.

**Влияние на аэродинамическое качество.** Отклонение элеронов сопровождается инкрементом лобового сопротивления, что может детерминировать снижение энергетической эффективности полёта, преимущественно при длительном выполнении маневров. При проектировании реализуются подходы, направленные на минимизацию указанного влияния путём оптимизации геометрических параметров и диапазона углов отклонения.

**Заключение.** Формирование управляющего момента детерминировано перераспределением подъёмной силы по размаху крыла и обусловлено геометрическими параметрами элеронов, величиной их отклонения и параметрами полёта. Аэродинамическая эффективность элеронов существенно зависит от скоростного режима. При низких скоростях управляющее воздействие деградирует вследствие снижения динамического напора; при высоких скоростях возрастают нагрузки на конструкцию и систему управления. По мере увеличения угла атаки повышается вероятность развития отрывных явлений и деградации эффективности управляющих поверхностей.

На характеристики поперечного управления оказывают влияние пространственная структура потока, аэроупругие явления и взаимодействие с системой автоматического

управления. Это подтверждает необходимость системного подхода при проектировании, учитывающего взаимосвязь аэродинамических и конструктивных параметров. При разработке элеронов требуется учёт ограничений, связанных с прочностью конструкции, нагрузками на приводы и условиями эксплуатации. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании перспективных летательных аппаратов и модернизации систем управления.

#### Список литературы

- [1] Improved data driven strategy for aircraft controller design / Scientific Reports. – 2025. – Vol. 15, Article number 40438.
- [2] Васильев, В. В. Механика конструкций из композиционных материалов / В. В. Васильев. – Москва : Машиностроение, 1988. – 272 с.
- [3] Ван, С. Управление летательным аппаратом на основе данных: идентификация, управление и валидация / С. Ван, Х. Чжан, Л. Лю // Авиакосмические системы. – 2024. – Т. 12, № 3. – С. 1–15.
- [4] Saju, S. Bigdata Analytical Framework For Launch Vehicle Avionics System Automated Clearance Using Advanced ML Algorithms / S. Saju, A. Varghese, S. Sujith [et al.] // Proceedings of the International Astronautical Congress (GLEX-2025). – 2025. – Paper GLEX-2025,13,IP,6,x93078.
- [5] Adamopoulou, E. Applications and Technologies of Big Data in the Aerospace Domain / E. Adamopoulou, E. Daskalakis // Electronics. – 2023. – Vol. 12, No. 10. – P. 2225.
- [6] Badea, G. Big Data in the Aerospace Industry / G. Badea // Informatica Economica. – 2018. – Vol. 22, No. 1. – P. 17–24.
- [7] Приводимый в действие поворотом элерон, установленный с зазором и создающий большую подъемную силу : пат. 2625384 Российская Федерация, МПК В64С 9/02 / заявитель и патентообладатель The Boeing Company. – № 2015149638 ; заявл. 17.11.2015 ; опубл. 12.07.2017, Бюл. № 20. – 16 с.
- [8] Chinchani, S. A Review on Machine Learning, Big Data Analytics, and Design for Additive Manufacturing for Aerospace Applications / S. Chinchani, S.S. Ohol // Journal of Materials Engineering and Performance. – 2022. – Vol. 31, No. 8. – P. 6112–6130.
- [9] Левитский, Н.Ф. Видоизменение элеронов самолета : пат. 18073 СССР, МПК В64С 9/02 / Н.Ф. Левитский. – № 29301 ; заявл. 23.06.1928 ; опубл. 30.09.1930, Бюл. № 1. – 3 с.
- [10] Wang, S. A New Data Processing Architecture for Multi-Scenario Applications in Aviation Manufacturing / S. Wang [et al.] // IEEE Access. – 2019. – Vol. 7. – P. 83637–83648.
- [11] Левитский, Н. Ф. Элероны самолета : пат. 18072 СССР, МПК В64С 9/12 / Н.Ф. Левитский. – № 29300 ; заявл. 22.09.1928 ; опубл. 30.09.1930, Бюл. № 1. – 2 с.
- [12] Mikalef, P. Big Data Analytics and Firm Performance: Findings from a Mixed-Method Approach / P. Mikalef [et al.] // Journal of Business Research. – 2019. – Vol. 98. – P. 261–276.
- [13] Орган управления летательного аппарата : пат. 2028251 Российская Федерация, МПК В64С 9/00 / И. М. Харитонов, В. А. Зинченко ; заявитель и патентообладатель Авиационный научно-технический комплекс им. А.Н. Туполева. – № 5034788 ; заявл. 14.02.1992 ; опубл. 09.02.1995, Бюл. № 4. – 4 с.
- [14] Козлов, В. В. Управляемость и устойчивость летательных аппаратов / В. В. Козлов. – Москва : Машиностроение, 1985. – 304 с.
- [15] Петров, А. В. Аэродинамика летательных аппаратов / А. В. Петров. – Санкт-Петербург : Политехника, 2010. – 512 с.
- [16] Воскресенский, А. А. Алгоритмы управления и распознавания, применяемые на БПЛА / А. А. Воскресенский, Е. И. Бавбель // Электронные системы и технологии. – 2014. – № 2. – С. 45–49.
- [17] Алексеев, В. Ф. Автономная посадка БПЛА с использованием визуального сервоуправления / В. Ф. Алексеев, Е. И. Бавбель // Электронные системы и технологии. – 2024. – № 1. – С. 32–38.
- [18] Жэнь, Цзиньху [и др.] Разработка и применение системы управления элеронами на основе моделей [на кит. яз.] // Проектирование и исследование гражданских самолетов. – 2022. – № 1. – С. 50–59.
- [19] Мерзляков, В. Н. Системы управления летательными аппаратами / В. Н. Мерзляков. – Москва : Машиностроение, 1990. – 368 с.
- [20] Nelson, R. C. Flight Stability and Automatic Control / R. C. Nelson. – New York : McGraw-Hill, 1998. – 512 p.

#### Авторский вклад

**Бавбель Егор Игоревич** – постановка задачи исследования, выполнен анализ конструктивных и аэродинамических особенностей элеронов и систем их управления летательных аппаратов, сформулированы основные зависимости, описывающие формирование управляющих моментов. Проведено обобщение современных подходов к проектированию систем управления, а также выполнена интерпретация полученных результатов с позиции их практического применения.

## **APPLICATION OF BIG DATA METHODS IN THE DEVELOPMENT OF ADAPTIVE AILERON CONTROL SYSTEMS FOR AIRCRAFT**

*E.I. Bavbel*

*Postgraduate student, Department of Information  
Computer Systems Design BSUIR*

**Abstract.** The paper discusses the design and application features of ailerons as aircraft lateral control surfaces, as well as the associated control systems. The principles of control moment generation, design solutions, and functional characteristics of actuation mechanisms are analyzed. The relationship between the aerodynamic and mechanical properties of ailerons and the parameters of the control system is demonstrated. It is substantiated that the selection of rational design parameters and control algorithms can improve aircraft stability and controllability.

Particular attention is paid to the potential of using Big Data analytics in the development of adaptive aileron control systems. An approach is proposed for processing flight data arrays, including motion parameters, aerodynamic characteristics, and actuation mechanism performance. Based on the analysis of these data, adaptive algorithms are formed to adjust control parameters depending on the current flight mode and structural condition. The use of Big Data methods enables the identification of hidden patterns, prediction of changes in aileron aerodynamic efficiency, and timely adaptation of control inputs.

The results of the work can be applied in the development of control systems for unmanned aerial vehicles with increased requirements for accuracy, reliability, and adaptability under varying operating conditions.

**Keywords:** ailerons, control systems, aircraft, roll moment, aerodynamics, stability, controllability