

## АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК И ВЫБОР ТИПА ПРИВОДА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ ТЯЖЕЛОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.А. Радецкая

radetskayaaa@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Приводы рулевых поверхностей самолета составляют часть системы управления рулями самолета, обеспечивающую как пилотирование самолета летчиком, так и автоматический полет самолета по заданным траекториям, поэтому задача выбора необходимого привода для управления элеронами летательного аппарата является неотъемлемой стадией проектирования бокового канала управления и требует учета множества параметров и расчетных данных. Текущая работа посвящена анализу характеристик и выбору типа привода для управления элеронами тяжелого беспилотного летательного аппарата. Выбор правильного типа привода для управления элеронами позволяет решить ряд фундаментальных инженерных задач при создании системы автопилота и комплексной системы управления беспилотного летательного аппарата.

### Ключевые слова

Тяжелый беспилотный летательный аппарат, элероны, электро-механический привод, электрогидравлический привод, автопилот, характеристики, рулевая поверхность

Поступила в редакцию 14.06.2022

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

---

**Введение.** Современное самолетостроение характеризуется широким использованием систем автоматического управления (САУ). Внедрение средств автоматизации в процесс управления летательным аппаратом (ЛА) диктуется изменением пилотажных характеристик, особенно характеристик устойчивости и управляемости. Для беспилотного летательного аппарата (БПЛА) автопилот служит системой полного управления ЛА во время всех фаз полета. БПЛА оснащен двумя элеронами и двумя рулями высоты.

Привод рулевых поверхностей — это комплекс устройств, осуществляющих отклонение рулевых поверхностей по командным сигналам летчика, САУ и других систем, формирующих командные сигналы на отклонение рулевых поверхностей для управления самолетом и стабилизации параметров его движения [1]. Приводы — это элементы системы, которые перемещают поверхности элеронов и рулей высоты самолета по командам. Элероны используются для управления креном самолета, рули высоты — ориентацией летательного аппарата путем изменения угла тангажа.

В работе рассмотрены основные типы приводов для управления элеронами: электромеханический и электрогидравлический.

**Электромеханический привод управления элеронами.** Электромеханический привод осуществляет дистанционную передачу, суммирование и усиление электрических командных сигналов [2], преобразование этих сигналов в механическое перемещение с помощью электрической энергии и отклонение рулевой поверхности в соответствии с механическим перемещением.

Для управления элероном крыла изделия в электромеханической системе [3] кроме коллекторного двигателя постоянного тока могут использоваться шаговые двигатели (ШД) и индукторные электрические машины. Принцип действия этих машин аналогичен, и различаются они методом управления.

Известны три типа конструктивного исполнения ШД: двигатели с переменным магнитным сопротивлением, двигатели с постоянными магнитами и гибридные двигатели. Лучшие показатели с точки зрения экономичности обеспечивают ШД с постоянными магнитами.

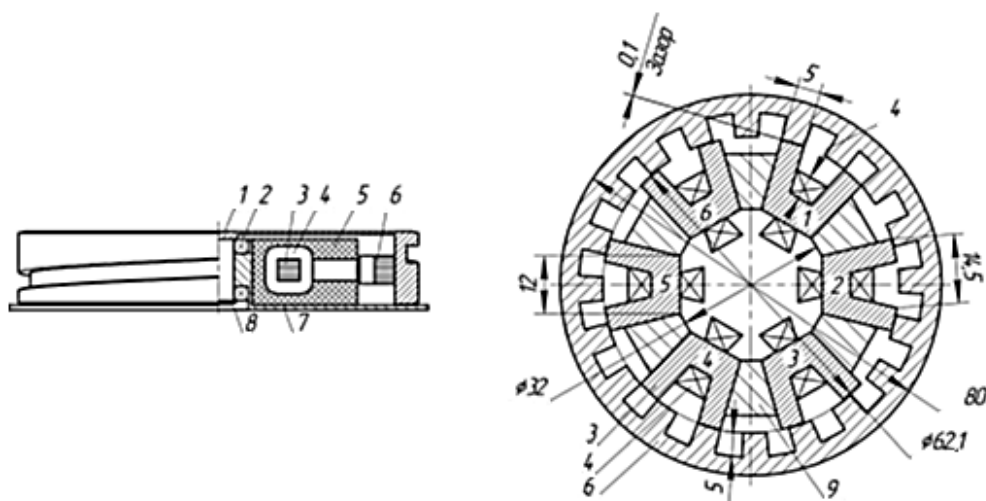


Рис. 1. Общий вид шагового двигателя:

1 — корпус кулачковой пары; 2 — опорные подшипники; 3 — магнитопровод электромагнитной системы; 4 — обмотка управления; 5 — компаунд; 6 — зубчатый ротор; 7 — основание; 8 — стопорная пружинная шайба; 9 — постоянный магнит

Общий вид ШД представлен на рис. 1. Видно, что ШД представляет собой обращенную электрическую машину, зубчатый ротор которой является внутренним кольцом винтовой пары, управляющей элероном. Статор ШД формируется из шести сдвоенных электромагнитных систем (ЭМС) с постоянными магнитами. После намотки обмоток управления ЭМС устанавливают в кондуктор и заливают эпоксидным или другим компаундом. После этого всю сборку обра-

батывают для установки подшипников и внешнего размера. Обмотки управления ЭМП (1-4, 2-5, 3-6, см. рис. 1) соединены последовательно и подключены к трем мостовым преобразователям (рис. 2), которые обеспечивают в обмотках разнополярные импульсы. Порядок коммутации обмоток представлен на рис. 2, б, где знак плюс или минус соответствует направлению тока в обмотке. Отсутствие тока обозначено нулем. Изменение направления вращения ротора обеспечивается сменой направления токов в обмотках.

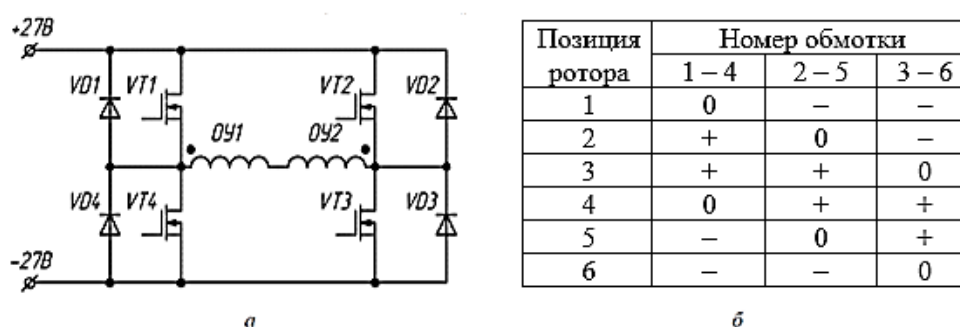


Рис. 2. Схема питания обмотки ЭМП (а) и порядок коммутации обмоток (б)

Таким образом, одно полюсное деление ротора, равное  $18^\circ$ , проходит за шесть тактов коммутации обмоток или шесть тактов с дискретностью в  $3^\circ$ . При максимальном угле поворота кулачкового механизма барабанного типа  $330^\circ$  необходимо выполнить 110 шагов. При этом максимальный поворот элерона составляет  $24^\circ (\pm 12^\circ)$ , что обеспечит точность его позиционирования  $0,22^\circ$ .

**Электрогидравлический рулевой привод для управления элеронами.** Электрогидравлический рулевой привод — это исполнительное устройство, преобразующее электрический сигнал в гидравлическую энергию рабочей жидкости, которая осуществляет механическое перемещение объекта регулирования.

Электрогидравлический усилитель (ЭГУ) — это устройство, который преобразует входной электрический сигнал в расход рабочей жидкости, поступающей в полости исполнительного гидроцилиндра.

В современных электрогидравлических рулевых приводах дроссельного регулирования пилотируемых ЛА применяются двухкаскадные ЭГУ, первым каскадом которого является гидроусилитель типа «сопло — заслонка» или «струйная трубка», а вторым — золотник. Также данные приводы являются следящими. Это означает, что привод замкнут позиционной обратной связью по положению или обратной связью по положению выходного звена.

В настоящее время гидроприводы находят широкое применение в различных технических отраслях, в том числе являются основным типом приводов авиационной и ракетно-космической техники.

Беспилотный летательный аппарат [4] оснащен двумя элеронами и двумя рулями высоты. Электрогидравлические приводы (ЭГРП) — это элементы системы, которые перемещают соответственно поверхности элеронов и рулей высоты самолета по командам. Движением каждой поверхности управляет комплект из двух ЭГРП, задействованных по схеме дублирования, т. е. один из ЭГРП работает в активном режиме, другой — в режиме демпфирования.

Основными компонентами привода являются:

1) блок электропривода с бесколлекторным двигателем постоянного тока (БДПТ) с элементами его управления [5]: системой преобразования напряжения переменного тока в высоковольтное напряжение постоянного тока 270 или 540 В; контроллером, формирующим в зависимости от угла поворота ротора электродвигателя команды на переключение обмоток; усилителем-инвертором, который состоит из трех стоек высоковольтных транзисторов, переключающих три обмотки двигателя БДПТ;

2) механическая передача (редуктор), которая преобразует вращательное движение вала БДПТ в поступательное перемещение выходного звена привода;

3) гидростатическая передача энергии от вала БДПТ к поршню типового гидравлического цилиндра.

Комбинация всех трех перечисленных выше блоков соответствует электроприводу с гидростатической передачей. Выбор типа передачи зависит от области применения привода и от многих других факторов.

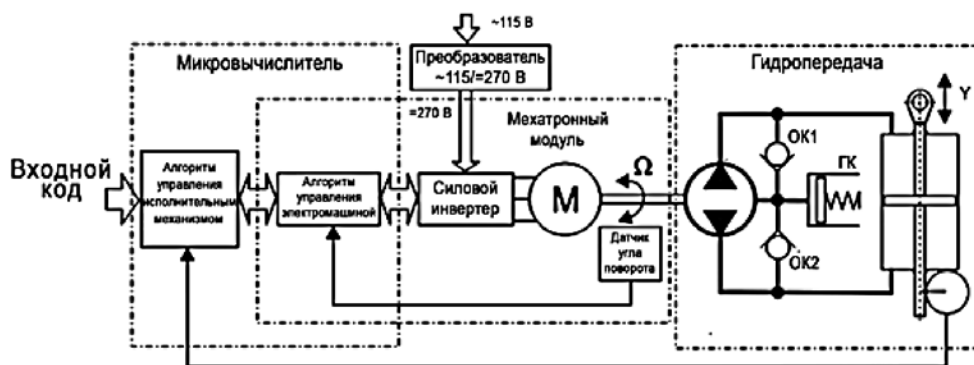


Рис. 3. Общая структура типового ЭГРП:

ГК — гидрокомпенсатор; М — электродвигатель; ОК1, ОК2 — обратные клапаны подпитки полостей гидроцилиндра

В электромеханических рулевых приводах с механическим редуктором при отсутствии увеличения зазора за время эксплуатации имеется риск заклинивания деталей и их повышенного износа. Поэтому для самолетов ближайшей перспективы управления основными рулями [6] более приемлемым является электропривод с гидростатической передачей. Показатели износа и безотказности

гидроцилиндров рулевых приводов хорошо известны и могут прогнозироваться, в то время как электропривод с механической передачей больше подходит для систем ракет и космических аппаратов, в которых требуется обеспечить длительное время хранения системы при сравнительно малых ресурсах. Общая структура ЭГРП представлена на рис. 3.

Статические характеристики такого электрогидравлического привода полностью определяются характеристиками мехатронного модуля и деформированы только под влиянием утечек в насосе.

**Сравнительные характеристики приводов.** Электромеханический привод для управления элеронами обладает следующими достоинствами:

1) электрические приводы обладают высокой точностью позиционирования (точность может достигать 8 мкм с повторяемостью не хуже 1 мкм). Настройки привода масштабируемы для любых целей и требующихся усилий;

2) электрические приводы могут быть быстро подключены к системе [7]. Диагностическая информация доступна в режиме реального времени;

3) обеспечивается полное управление параметрами движения [8]. Могут включать энкодеры для контроля скорости, положения, момента и приложенных сил;

4) электрические приводы работают тише гидравлических и пневматических;

5) в связи с отсутствием жидкостей отсутствует риск загрязнения окружающей среды.

Также электромеханическому приводу присущи некоторые недостатки:

1) начальная стоимость электрических приводов выше, чем пневматических и гидравлических;

2) в отличие от пневматических приводов электрические приводы (без дополнительных средств) не подходят для применения во взрывоопасных местах;

3) при продолжительной работе электродвигатель может перегреваться, увеличивая износ редуктора. Электродвигатель также может иметь большие размеры, из-за чего при установке возможны затруднения;

4) сила электропривода, допустимые осевые нагрузки и скоростные параметры электропривода определяются выбранным электродвигателем. При изменении заданных параметров необходимо менять электродвигатель.

Электрогидравлический привод для управления элеронами обладает следующими достоинствами:

1) гидравлические приводы подходят для задач, требующих большие силы. Они могут создавать силу в 25 раз больше, чем пневматические приводы того же размера. Они работают при давлениях до 27 МПа;

2) гидравлические двигатели имеют высокий показатель удельной объемной мощности;

3) гидравлические приводы могут держать силу и момент постоянными без подачи насосом дополнительной жидкости или давления, поскольку жидкости, в отличие от газа практически не сжимаются;

4) гидравлические приводы могут располагаться на значительном расстоянии от насосов и двигателей с минимальной потерей мощности.

Недостатки электрогидравлического привода для управления элеронами:

1) подобно пневматическим приводам, потеря жидкости в гидравлических приводах приводит к меньшей эффективности. Помимо того, утечка жидкости приводит к загрязнениям и потенциальным повреждениям рядом расположенных компонентов;

2) для работы гидравлических приводов требуется много сопровождающих компонентов, включающих резервуар для жидкости, двигателя, насосы, стравливающий клапан, теплообменник и др., в связи с чем такие привода сложно разместить на БПЛА.

**Заключение.** По сравнительной характеристике, приведенной выше, а также исходя из детального описания каждого из рассматриваемых приводов можно сделать вывод о том, что для тяжелого БПЛА наиболее применима система с электрогидравлическим рулевым приводом для управления элеронами, поскольку самолет имеет большую массу (50 т пустой, 120 т — с максимальной нагрузкой), приводы данного типа обладают высокими показателями мощности и обеспечивают постоянство силы и момента.

Рассматриваемый БПЛА является тяжелым транспортным, поэтому необходимо выбрать именно тот привод, который соответствовал бы габаритам самолета и обладал оптимальной массой. Электромеханический привод должен обладать большой массой и габаритами ( $m_{\min} \geq 25$  кг) для обеспечения необходимой тяги для данного БПЛА (масса пустого БПЛА 50 т), что является огромным недостатком системы. Поэтому наиболее рациональным вариантом стала бы установка ЭГРП (масса рулевого привода без блока управления не более 22 кг).

## Литература

- [1] Ермаков С.А., Карев В.И., Митриченко А.Н. и др. Системы рулевых приводов пассажирских самолетов, их развитие и обеспечение безотказности управления. *Вестник МАИ*, 2010, т. 17, № 3. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=23441>
- [2] Батищев Д.В., Гуммель А.А., Гильмияров К.Р. Электромеханический привод для управления элеронами летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Технические науки*, 2013, № 1, с. 74–78.
- [3] Разница между электрическими, пневматическими и гидравлическими линейными приводами. *engineering-solutions.ru: веб-сайт*. URL: [https://engineering-solutions.ru/motorcontrol/actuator\\_linear/](https://engineering-solutions.ru/motorcontrol/actuator_linear/) (дата обращения: 29.05.2022).
- [4] Михалев И.А. Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. М., Машиностроение, 1987.
- [5] Кузнецов С.В., Гусев А.А. Методические указания по изучению дисциплины «Системы автоматического управления полетом». М., МГТУ ГА, 2004.
- [6] Кириакиди С.К., Сатин В.А. Проектирование самолетов. М., ВГТУ, 2009.

- [7] Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. М., Транспорт, 1995.
- [8] Воробьев В.В., Гриценко Н.А., Николаев Ю.А. и др. Системы самолета и двигателя. Системы вертолета и двигателя. М., МГТУ ГА, 2015.

**Радецкая Александра Алексеевна** — студентка кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Брылев Александр Иванович, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации», МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:**

Радецкая А.А. Анализ характеристик и выбор типа привода для управления элеронами тяжелого беспилотного летательного аппарата. *Политехнический молодежный журнал*, 2022, № 10(75). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-10-833>

---

## CHARACTERISTICS ANALYSIS AND DRIVE TYPE SELECTION FOR AILERON CONTROL OF A HEAVY UNMANNED AERIAL VEHICLE

A.A. Radetskaya

radetskayaaa@student.bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

**Abstract**

*Aircraft rudder actuators form part of the aircraft rudder control system, which ensures both piloting of the aircraft by the pilot and automatic flight of the aircraft along the specified trajectories, therefore the task of choosing the required actuator for aileron control of the aircraft is an integral stage in the design of the lateral control channel and requires consideration of many parameters and computational data. The present work is devoted to analyzing the characteristics and selecting the type of actuator for aileron control of a heavy unmanned aerial vehicle. Choosing the right type of aileron control actuator solves a number of fundamental engineering problems when creating an autopilot system and a comprehensive control system for an unmanned aerial vehicle.*

**Keywords**

*Heavy unmanned aerial vehicle, ailerons, electromechanical drive, electrohydraulic drive, autopilot, characteristics, steering surface*

Received 14.06.2022

© Bauman Moscow State Technical University, 2022

**References**

- [1] Ermakov S.A., Karev V.I., Mitrichenko A.N. et al. Control actuation systems of civil aircraft. New developments and reliability. *Vestnik MAI* [MAI Aerospace Journal], 2010, vol. 17, no. 3. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=23441> (in Russ.).
- [2] Batishchev D.V., Gummel A.A., Gilmiyarov K.R. Electro-mechanical drive for aileron aircraft. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Severo-Kavkazskiy region. Tekhnicheskie nauki* [Bulletin of Higher Educational Institutions. North Caucasus Region. Technical Sciences], 2013, no. 1, pp. 74–78 (in Russ.).
- [3] Raznitsa mezhdru elektricheskimi, pnevmaticheskimi i gidravlicheskimi lineynymi privodami [Difference between electric, pneumatic and hydraulic linear drives]. *engineering-solutions.ru: website* (in Russ.). URL: [https://engineering-solutions.ru/motorcontrol/actuator\\_linear/](https://engineering-solutions.ru/motorcontrol/actuator_linear/) (accessed: 29.05.2022).
- [4] Mikhalev I.A., Okoemov B.N., Chikulaev M.S. Sistemy avtomaticheskogo upravleniya samoletom [Automatic control systems of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987 (in Russ.).
- [5] Kuznetsov S.V., Gusev A.A. Metodicheskie ukazaniya po izucheniyu distsipliny “Sistemy avtomaticheskogo upravleniya poletom” [Methodological instructions for the study of “Automatic flight control systems discipline”]. Moscow, MGTU GA Publ., 2004 (in Russ.).
- [6] Kiriakidi S.K., Satin V.A. Proektirovanie samoletov [Aircraft design]. Moscow, VGTU Publ., 2009 (in Russ.).



- [7] Vorobyev V.G., Kuznetsov S.V. Avtomaticheskoe upravlenie poletom samoletov [Automatic aircraft flight control]. Moscow, Transport Publ., 1995 (in Russ.).
- [8] Vorobyev V.V., Gritsenko N.A., Nikolaev Yu.A. et al. Sistemy samoleta i dvigatelya. Sistemy vertoletov i dvigatelya [Aircraft and engine systems. Helicopter and engine systems]. Moscow, MGTU GA Publ., 2015 (in Russ.).

**Radetskaya A.A.** — Student, Department of Orientation, Stabilization and Navigation Devices and Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — Brylev A.I., Assoc. Professor, Department of Orientation, Stabilization and Navigation Devices and Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Please cite this article in English as:**

Radetskaya A.A. Characteristics analysis and drive type selection for aileron control of a heavy unmanned aerial vehicle. *Politekhnicheskij molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2022, no. 10(75). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-10-833.html> (in Russ.).