

А.Г. Панкратов¹, Н.В. Решетникова¹

¹ Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения

ВЫБОР ПРИВОДА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Аннотация. В статье рассматриваются типы приводов и конструкционные особенности элеронов, применяемых в самолетостроении. Приводится расчет элементов неизменяемой части системы (двигатель, редуктор, усилитель мощности).

Ключевые слова: система автоматического управления, расчет электрического привода, самолет, БПЛА.

A. G. Pankratov¹, N. V. Reshetnikova¹

¹ Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation

SELECTING AN AILERON CONTROL SYSTEM DRIVE FOR AN AIRCRAFT

Abstract. The article examines the types of drives and design features of ailerons used in aircraft construction. The calculation of the elements of the unchangeable part of the system (engine, gearbox, power amplifier) is given.

Keywords: automatic control system, electric drive calculation, aircraft, UAV.

Введение

Система управления элеронами является одной из важнейших при эксплуатации летательного аппарата (ЛА). Она обеспечивает возможность маневрирования и стабилизации во время полета.

Некорректная работа привода управления элеронами может привести к потере способности изменения курса воздушного судна и невозможности эксплуатации технического устройства. Важность выбора типа привода объясняется высокими требованиями к безопасности, предъявляемыми к механизмам данного типа, а также требованиями к финансовой эффективности системы.

Типы приводов в самолетостроении

В самолетостроении активное распространение получили механические, гидромеханические, электромеханические и электрогидромеханические типы приводов [1].

Основной особенностью механических приводов является передача управляющих сигналов без усиления по мощности. Данный тип механизмов широко применяется при конструировании легких ЛА, а также в качестве аварийной системы управления на среднемагистральных самолетах.

Электромеханический привод выполняет передачу управляющего сигнала с предварительным усилением и сложением электрических импульсов за счет электроэнергии. Данный тип механизмов применяется при разработке систем с повторно-кратковременным управлением и систем автопилотирования.

Электрогидромеханические системы управления сочетают в себе особенности трех типов привода. Электромеханический привод выполняет усиление и сложение управляющих импульсов, механический и гидравлический приводы применяются для соединения рулевого агрегата исполнительного механизма с рулевым устройством [2].

Активный рост полупроводниковой техники, возможность самоторможения исполнительной части при отключении от питания, низкая сложность энергоснабжения, а

также возможность создания полностью электрифицированной системы управления с централизованным питанием выделяют электромеханический привод в сравнении с иными видами применяемого силового оборудования [3-8].

Использование электромеханической системы управления элеронами (рис. 1) позволит сэкономить полезное пространство в связи с отсутствием трубопроводов для осуществления гидроснабжения [9]. Применение электроприводов упростит процесс обслуживания и повысит эксплуатационные характеристики разрабатываемого технического устройства.

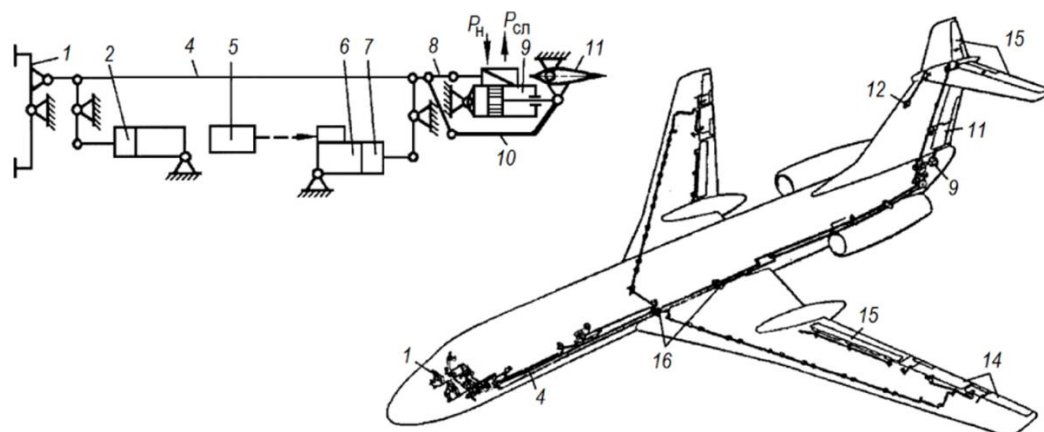


Рис. 1. Система управления летательным средством с электромеханическим приводом стабилизатора и гидромеханическим приводом руля направления (1 – педали; 2 – устройство отключения механизма загрузки педалей; 3 – механизм загрузки педалей; 4 – механическая проводка; 5 – автопилот; 6 – рулевая машина; 7 – устройство включения и отключения рулевой машины; 8 – устройство переключения на аварийное управление; 9 – гидромеханический привод; 10 – аварийное управление; 11 – руль направления; 12 – электромеханический привод стабилизатора; 13 – руль высоты; 14 – элероны; 15 – интерцепторы; 16 – гермовыводы)

Конструкция элерона летательного аппарата

Элероны летательного аппарата принято разделять на две секции: внутренняя, располагаемая между нервюрами, и внешняя, находящаяся у концевой обтекателя крыла [10, 11]. Конструктивно элероны состоят из лонжерона, представляющего собой несущий элемент для передачи различного типа нагрузок, нервюров для поддержания контура крыла, концевой обода, лобовой обшивки, насадок, узлов подвески элеронов, триммеров (рис. 2). На нижней части обшивки элерона располагаются технические люки, предназначенные для доступа к кронштейнам подвески, изготовленным из магнитного сплава, и съемные обтекатели, необходимые для управления триммерами крыла [12]. Для лучшей массовой балансировки рулевых поверхностей на продольные насадки элерона устанавливаются заранее рассчитанные грузы.

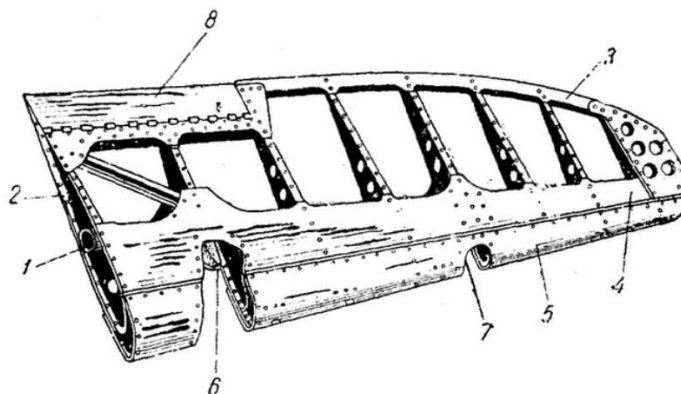


Рис. 2. Конструкция элеронов

(1 – лонжерон элерона; 2 – нервюры; 3 – концевой обод; 4 – лобовая обшивка; 5 – насадка; 6, 7 – узлы подвески элерона; 8 – триммер)

Приводы управления элеронами могут располагаться в фюзеляже устройства с

закрепленными качалками (дисками) на выходном валу двигателя (рис. 3) для присоединения тяги управления или в консоли крыла (рис. 4) для уменьшения лобового сопротивления и потребляемой мощности.

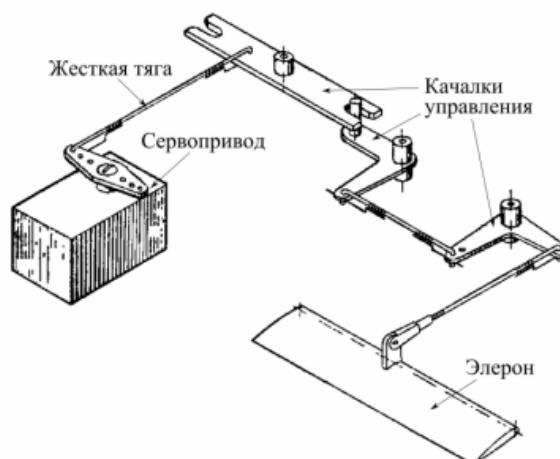


Рис. 3. Конструкция системы передачи усилия элеронам при расположении исполнительного механизма в фюзеляже летательного средства



Рис. 4. Конструкция системы передачи усилия элеронам при расположении исполнительного механизма в консоли крыла летательного средства. Дальнейший расчет выполнялся для системы управления элеронами российского ближнемагистрального пассажирского самолёта *Sukhoi Superjet 100*. В качестве механизма управления выбирается электромеханический привод в связи с возможностью создания летательного средства с полностью электрифицированным оборудованием и централизованной системой электроснабжения.

Расчет элементов неизменяемой части системы

Разрабатываемая система управления элеронами представляет собой электромеханический следящий привод позиционного типа, выполняющий отклонение рабочих поверхностей на желаемый угол с заданной точностью, основная задача – нахождение регулируемой величины (угла отклонения) в пределах требуемых значений [13]. Параметры нагрузки рассчитываемого привода приведены в таблице 1.

Таблица 1.

Сведения о характере нагрузки

| | |
|--|------------|
| Момент сухого трения $M_{ТМ}$, Н·м | 0,2 |
| Шарнирный момент $M_{Ш}$, Н·м | 20,8 |
| Коэффициент шарнирного момента $K_{Ш}$, Н·м/рад | 400 |
| Максимальный угол поворота α_m , рад | 0,069 (4°) |
| Максимальная угловая скорость Ω_m , с ⁻¹ | 1 |
| Максимальное ускорение нагрузки ϵ_m , с ⁻² | 0,5 |

Выбор двигателя осуществляется методом подбора по мощности последовательным приближением и дальнейшим уточнением методом эквивалентного рабочего цикла [14]. В результате первичного расчета был выбран двигатель МИГ-40ДТ, со встроенным тахогенератором:

$$P_{\text{тр}} = K_p \Omega_m \left(M_{\text{ТМ}} + K_{\text{Ш}} \alpha_m + \frac{J_H \varepsilon_m}{\sqrt{2}} \right) = 36,14 \text{ Вт},$$

где $M_{\text{ТМ}}$ – момент сухого трения; Ω_m – заданное в техническом задании максимальное значение скорости объекта управления; $K_{\text{Ш}}$ – коэффициент шарнирного момента; α_m – максимальный угол поворота; ε_m – максимальное ускорение нагрузки; J_H – момент инерции ($J_H=0$ в связи с высоким коэффициентом редукции); K_p – коэффициент запаса (выбирается от 1,2 до 1,4).

Для проверки правильности выбора исполнительного двигателя определяется предварительное значение передаточного числа редуктора, а также находятся значения результирующего и эквивалентного моментов, уточняющие пригодность выбранного двигателя

$$i = \frac{\Omega_N}{\Omega_m} = 600.$$

Максимальное значение момента сопротивления:

$$M_{\text{резmax}} = \frac{M_{\text{HM}}}{i\eta} + (J_{\text{дв}} + J_{\text{ред}}) + \left(\frac{J_H}{i^2} \right) \varepsilon_{\text{max}} i = 0,055 \text{ Нм}.$$

Эквивалентный момент:

$$M_{\text{Э}} = \sqrt{\left(J_{\text{дв}} + J_{\text{ред}} + \frac{J_H}{i^2} \right)^2 \frac{\varepsilon_{\text{max}}^2 i^2}{2} + \left(\frac{M_{\text{HM}}}{i\eta} \right)^2} = 0,055 \text{ Нм}.$$

Максимальный результирующий и эквивалентный момент находятся в пределах требуемых значений. Двигатель МИГ-40ДТ удовлетворяет предъявленным требованиям

$$M_{\text{П}} \geq M_{\text{резmax}},$$

$$M_{\text{Н}} \geq M_{\text{Э}}.$$

В качестве механической передачи редуктора предполагается использование зубчатого механизма в связи с высокой нагрузочной способностью, малыми габаритными размерами в сравнении с другими видами передач, надежностью при использовании. В результате расчетов число пар зубчатых колес $n=5$ (округление до ближайшего меньшего числа), количество зубцов ведущих колес принимается равным 18:

$$n = \frac{\lg i}{\lg(3 \div 5)} = 5,82.$$

Передаточные числа пар зубчатых колес:

$$i = \prod_{k=1}^n i_k = 600.$$

Число зубцов ведущих зубчатых колес:

$$z_1 = z_3 = z_5 = z_7 = z_9 = 18.$$

Количество зубцов всех остальных колес:

$$z_{2i} = i_j z_{2j-1},$$

$$z_2 = z_4 = 36 \text{ шт},$$

$$z_6 = z_8 = 90 \text{ шт},$$

$$z_{10} = i_5 z_9 = 108 \text{ шт}.$$

Определяется размер зубчатых колес при рассчитанном значении модуля $m=2$ мм:

$$d_j = m z_j,$$

$$d_1 = d_3 = d_5 = d_7 = d_9 = 36 \text{ мм},$$

$$d_2 = d_4 = 72 \text{ мм},$$

$$d_8 = d_6 = 180 \text{ мм},$$

$$d_{10} = 216 \text{ мм}.$$

Определение ширины зубчатых колес:

$$b = \psi m = 12 \text{ мм.}$$

При предположении, что зубчатые колеса сплошные и одинаковой ширины находится момент инерции редуктора:

$$J_{\text{ред}} = \frac{\pi b \rho}{32} \left(d_1^4 + \frac{d_2^4 + d_3^4}{i_1^2} + \frac{d_4^4 + d_5^4}{i_1^2 i_2^2} + \frac{d_6^4 + d_7^4}{i_1^2 i_2^2 i_3^2} + \frac{d_8^4 + d_9^4}{i_1^2 i_2^2 i_3^2 i_4^2} + \frac{d_{10}^4}{i_1^2 i_2^2 i_3^2 i_4^2 i_5^2} \right) = 124,11 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

В результате повторной проверки подтверждается корректность выбора двигателя МИГ-40ДТ, при этом момент инерции редуктора численно превышает значение момента инерции двигателя, что является основанием к учету его при дальнейших расчетах.

Для осуществления контроля и измерения угла поворота в систему управления элеронами встраивается потенциметрический измеритель преобразования ПТП-51 4. Выбор данного первичного измерительного прибора обуславливается низкой стоимостью данного устройства, по сравнению с иными видами ПИП. Коэффициент измерителя рассогласования

$$k_{\text{ИП}} = \frac{U_{\text{ИП}}}{\varphi} = 4,297 \text{ В/рад.}$$

Для проверки корректности, рассчитанного привода производится моделирование системы в среде *MATLAB Simulink* [15]. При этом в рассматриваемой модели системы управления требуется учитывать шарнирный момент, приводящий электрический привод к астатизму. Итоговая передаточная функция по углу поворота ИМ имеет вид:

$$W_{\text{ИМ}}(p) = \frac{\alpha(p)}{U(p)} = \frac{k_{\text{ИМ}}}{a_0 p^2 + a_1 p + 1} = \frac{0,262}{1,869 p^2 + 5,492 p + 1}.$$

Также при моделировании в систему управления требуется ввести усилитель, выполненный на транзисторных и тиристорных усилительных устройствах. При этом в связи с малым значением постоянная времени T_y (0,005÷0,008), происходит переход от апериодического звена к коэффициенту усиления

$$W_{\text{УС}}(p) = \frac{k_y}{T_y p + 1} = k_y = \frac{k_{\text{раз}}}{k_{\text{ИП}} k_p k_M} = 708.$$

В результате моделирования полученной системы (рис.5-6) можно наблюдать установившийся процесс, что свидетельствует о правильности вычислений. Высокий процент перерегулирования и размер переходного процесса может быть скорректирован с помощью введения в модель корректирующего устройства.

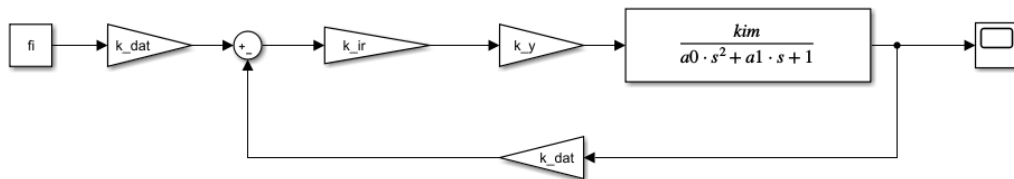


Рис. 5. Структурная схема нескорректированной системы

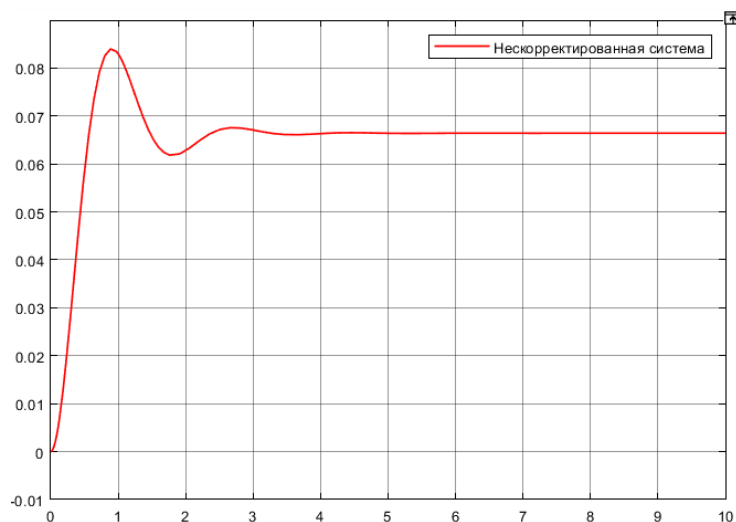


Рис. 6. График переходного процесса нескорректированной системы

Заключение:

Система управления элеронами является одной из важнейших при эксплуатации летательного аппарата самолетного типа, она позволяет осуществлять поперечное управление воздушным судном, не допуская потерю стабилизации во время полета. Применение элеронов получило широкое распространение не только в самолётостроении, но и при производстве беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) самолетного типа.

Применение электромеханического привода при создании системы управления позволит сэкономить полезное пространство внутри летательного судна за счет отсутствия трубопроводов для гидроснабжения, обеспечит бесперебойную работу механизмов отклонения.

Рассмотренный в статье привод регулирования наклона рабочих поверхностей обеспечивает устойчивое функционирование с малой предельной ошибкой. Для дальнейшего увеличения быстродействия системы и уменьшения колебательности предлагается использование корректирующего устройства на активных электрических элементах (операционных усилителях). Так же для подтверждения корректности работы системы и пригодности использования при эксплуатации летательного аппарата необходимо выполнить моделирование с контролем показателей качества при нелинейных воздействиях, имитирующих реальные физические явления, возникающие во время полета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Системы энергооборудования летательных аппаратов : учебное пособие / под ред. А.С. Захарова. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2005. - 348 с.
2. Башта Т.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967. 495 с.
3. Кушнсров В.В. Электротехнический комплекс самолетов нового поколения / В.В. Кушнсров // Датчики и системы. - 2002. - № 7. - С. 29-34.
4. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов. Том 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов / под ред. С.А. Грузкова. - Москва : Издательство МЭИ, 2005. - 568 с.
5. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов. Том 2. Элементы и системы электрооборудования летательных аппаратов / под ред. С.А. Грузкова. - Москва : Издательский дом МЭИ, 2008. - 552 с.
6. Брускин Д.Э. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта / Д. Э. Брускин, С. И. Зубакин. - Москва : ВИНТИ, 1986. - Т. 6 - 108 с.

7. Гарганеев А.Г. Перспективные системы электроснабжения самолета с полностью электрифицированным оборудованием / А.Г. Гарганеев, С.А. Харитонов // Доклады ТУСУРа. - 2009. - № 2(20). - С. 185-192.
8. Гарганеев, С.А. Харитонов // Доклады ТУСУРа. - 2009. - № 2(20). - С. 185-192.
9. Soinne, E. Aerodynamic and flight dynamic simulations of aileron characteristics / E. Soinne, 2003. – 1 p. – EDN EWNJUU.
10. Кириакиди С.К., Сатин В.А. Проектирование самолетов. М., ВГТУ, 2009.
11. Romano, F. Structural design and test capability of a CFRP aileron / F. Romano, J. Fiori, U. Mercurio // Composite Structures. – 2009. – Vol. 88, No. 3. – P. 333-341. – DOI 10.1016/j.compstruct.2008.04.010. – EDN KUMECV.
12. Романенко Л.Г. Проектирование систем управления полетом летательных аппаратов. Изд-во «Магариф». – Казань. 2004. – 180 с.
13. Prasad, M. Aileron endurance test rig design based on high fidelity mathematical modeling / M. Prasad, K. V. Gangadharan // CEAS Aeronautical Journal. – 2017. – Vol. 8, No. 4. – P. 653-671. – DOI 10.1007/s13272-017-0267-y. – EDN SNZHJA.
14. Selection of Driving Motor and Power Battery of Electric Vehicle Research // Academic Journal of Engineering and Technology Science. – 2022. – Vol. 5, No. 10. – DOI 10.25236/ajets.2022.051007. – EDN UCVMQO.
15. Talanov, M. V. Software and hardware solution for digital signal processing algorithms testing / M. V. Talanov, V. M. Talanov // E3S Web of Conferences : 2019 International Scientific and Technical Conference Smart Energy Systems, SES 2019, Kazan, 18–20 сентября 2019 года. Vol. 124. – Kazan: EDP Sciences, 2019. – P. 03006. – DOI 10.1051/e3sconf/201912403006. – EDN RTVKAM.

REFERENCES

1. Aircraft power equipment systems : textbook / edited by A.S. Zakharov. - Novosibirsk : NSTU Publishing House, 2005. - 348 с.
2. Bashta T.M. Hydraulic drives of aircraft. Moscow: Mashinostroenie, 1967. 495 с.
3. Kushnsrov, V.V. Electrical engineering complex of the new generation airplanes (in Russian) / V.V. Kushnsrov. Kushnsrov // Sensors and systems. - 2002. - № 7. - С. 29 34.
4. Electrical equipment of aircrafts: textbook for universities. Volume 1. Systems of aircraft electrical supply / edited by S.A. Gruzkov. - Moscow : MPEI Publishing House, 2005. - 568 с.
5. Aircraft electrical equipment: textbook for universities. Volume 2: Elements and systems of electrical equipment of aircraft / edited by S.A. Gruzkov. - Moscow : MPEI Publishing House, 2008. - 552 с.
6. Bruskin, D.E. Airplanes with fully electrified equipment. Ser. Electrical equipment of transport / D. E. Bruskin, S. I. Zubakin. - Moscow : VINITI, 1986. - Т. 6 - 108 с.
7. Garganeev, A.G. Perspective systems of an airplane power supply with the fully electrified equipment (in Russian) / A.G. Garganeev, S.A. Kharitonov // Reports of TUSUR. - 2009. - № 2(20). - С. 185-192.
8. Garganeev, S.A. Kharitonov // Reports of TUSUR. - 2009. - № 2(20). - С. 185-192.
9. Soinne, E. Aerodynamic and flight dynamic simulations of aileron characteristics / E. Soinne, 2003. Soinne, 2003. - 1 p. - EDN EWNJUU.
10. Kiriakidi S.K., Satin V.A. Designing airplanes. M., VGTU, 2009.
11. Romano, F. Structural design and test capability of a CFRP aileron / F. Romano. Romano, J. Fiori, U. Mercurio // Composite Structures. - 2009. - Vol. 88, No. 3. P. 333-341. - DOI 10.1016/j.compstruct.2008.04.010. - EDN KUMECV.
12. Romanenko L.G. Designing of flight control systems of flying machines. Publishing house “Magarif”. - Kazan. 2004. - 180 с.
13. Prasad, M. Aileron endurance test rig design based on high fidelity mathematical modeling / M. Prasad. Prasad, K. V. Gangadharan // CEAS Aeronautical Journal. - 2017. - Vol. 8, No. 4. - P. 653-671. - DOI 10.1007/s13272-017-0267-y. - EDN SNZHJA.

14. Selection of Driving Motor and Power Battery of Electric Vehicle Research // Academic Journal of Engineering and Technology Science. - 2022. - Vol. 5, No. 10. - DOI 10.25236/ajets.2022.051007. - EDN UCVMQO.

15. Talanov, M. V. Software and hardware solution for digital signal processing algorithms testing / M. V. V. Talanov, V. M. Talanov // E3S Web of Conferences : 2019 International Scientific and Technical Conference Smart Energy Systems, SES 2019, Kazan, September 18-20, 2019. Vol. 124. - Kazan: EDP Sciences, 2019. - P. 03006. - DOI 10.1051/e3sconf/201912403006. - EDN RTVKAM.

Информация об авторах

Панкратов Аркадий Геннадьевич – студент кафедры управления в технических системах, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург, e-mail: arkadipan@mail.ru

Решетникова Наталия Викторовна – старший преподаватель, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург, e-mail: bessonnica_90@mail.ru

Authors

Pankratov Arkady Gennadyevich - student of the Department of Management in Technical Systems, St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St. Petersburg, e-mail: arkadipan@mail.ru.

Reshetnikova Natalia Viktorovna - Senior Lecturer, St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, St. Petersburg, e-mail: bessonnica_90@mail.ru

Для цитирования

Панкратов А.Г. Выбор привода системы управления элеронами летательного аппарата // «Информационные технологии и математическое моделирование в управлении сложными системами»: электрон. науч. журн. – 2024. – №3. – С. 44-51 – Режим доступа: <https://ismm.irgups.ru/toma/323-2024>, свободный. – Загл. с экрана. – Яз. рус., англ.

For citations

Pankratov A.G. Application of SOAR solutions for automation of incident detection, analysis, and response processes in a corporate network // Informacionnye tehnologii i matematicheskoe modelirovanie v upravlenii slozhnymi sistemami: ehlektronnyj nauchnyj zhurnal [Information technology and mathematical modeling in the management of complex systems: electronic scientific journal], 2024. No. 3. P. 44-51.