

## Раздел II. Управление в авиационных, робототехнических и транспортных системах

УДК 629.7.015.7

DOI 10.18522/2311-3103-2021-7-41-51

**А.С. Алексеенков, Е.В. Ерофеев, А.И. Стеблинкин, А.Д. Тимофеева**

### **ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА СНИЖЕНИЯ ВЗАИМОНАГРУЖЕНИЯ ДВУХ ПРИВодОВ, ОДНОВРЕМЕННО УПРАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ РУЛЕМ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА**

*При совместной работе рулевых приводов на поверхности управления (руле направления, в определенных случаях на элеронах и руле высоты) магистрального самолета возникают силы их взаимонагружения, приводящие к ускорению расхода ресурса узлов крепления и снижению показателей качества регулирования. Для уменьшения этих сил применяются различные методы, в том числе специальные алгоритмы снижения взаимонагружения. В ходе исследования проведена оценка качества работы алгоритма и определено его влияние на статические и динамические свойства системы из двух приводов. В статье представлена программно-математическая модель совместной работы двух электрогидравлических рулевых приводов (ЭГРП) на аэродинамическом руле, учитывающая нелинейности ЭГРП (ограничение по ходу и скорости золотника, нелинейность коэффициента расхода жидкости, ограничение скорости и максимального перемещения штоков гидроцилиндров) и жесткости механических креплений штоков ЭГРП к поверхности управления. Разработаны тестовые режимы, воспроизводящие наиболее тяжелые режимы работы привода. Проведена оценка влияния алгоритма на переходные процессы отклоняемой поверхности управления, на запасы устойчивости системы двух ЭГРП и отклоняемой поверхности управления, и на количественные показатели снижения силового нагружения. Показано, что алгоритм на основе ПИД-регулятора с обратной связью по перепаду давлений в полостях гидроцилиндров значительно (до 95%) снижает силовое взаимонагружение в системе одновременно работающих приводов. При использовании разработанного алгоритма не выявлено уменьшение запасов устойчивости системы из двух ЭГРП. Также показано, что в режимах работы с внешней нагрузкой следует вводить ограничение величины корректирующего сигнала алгоритма для уменьшения просадки штоков до определенных в техническом задании значений. Результаты работы будут использованы для уточнения методики испытаний одновременно работающих приводов и, в дальнейшем, для внедрения алгоритма снижения взаимонагружения на магистральные отечественные летательные аппараты.*

*Снижение взаимонагружения; электрогидравлический рулевой привод; совместная работа приводов; математическое моделирование.*

**A.A. Alekseenkov, E.V. Erofeev, A.I. Steblinkin, A.D. Timofeeva**

### **STUDYING OF A FORCE EQUALIZATION ALGORITHM FOR TWO ACTUATORS SIMULTANEOUSLY TURNING ASIDE THE FLIGHT CONTROL SURFACE OF NARROW-BODY CIVIL AIRCRAFT**

*Some civil aircraft assume two actuators simultaneously turning aside the flight control surface (rudder, in some cases aileron or elevator). Thus resulting in onset of the force fighting (mutual loading force). There are several ways to reduce the mutual loading force. One of them is to insert specific force equalization algorithm in actuators steering. This article deals with effectiveness of force equalization algorithm as well as its influence on system "2 active actuators - elevator". Math-*

*ematic model of two actuators on elevator has been formed and tested by the developed testing method that reproduces the most severe operation conditions. There are several nonlinearities which is contained in mathematic model: sleeve-travel physical limits, nonlinear effects of fluid foil, rod-travel physical limits and attachment rigidity. Force equalization algorithm comprises a pressure differential feedback loop with PID regulator. The results show that force equalization algorithm is highly efficient (mutual loading force has been reduced over than 90%) in mode test without external load. However, in test mode with external load it is necessary to introduce a limitation on the magnitude of the corrective signal so as decrease the rod drop to level specified in terms of reference. Algorithm has no effect on stability margin of the system. In conclusion, results of this study could also be useful to expand the test program for two actuators simultaneously turning aside the flight control surfaces to further simplify the implementation of the force equalization algorithm.*

*Force equalization algorithm; electro-hydraulic servo actuator (EHSA); simultaneous use of actuators; mathematic model; force fighting.*

**Введение.** Неотъемлемой частью комплексной системы управления (КСУ) полетом современного магистрального самолета является её исполнительная часть, включающая в себя рулевые приводы (наиболее часто встречающиеся на современных самолетах – электрогидравлические рулевые приводы (ЭГРП), рассмотренные в данной работе). Одним из основных требований, предъявляемых к КСУ, является обеспечение высоких показателей надежности и отказобезопасности в полете [1], в связи с чем на основных аэродинамических рулях магистральных самолетов устанавливается несколько приводов [2].

На руле направления одновременно работают, как правило, два или более ЭГРП. Штатно на элеронах и руле высоты в активном (следящем по положению выходного звена) режиме работы функционирует один привод, а второй находится в пассивном режиме, не обрабатывая заданное положение (полости гидроцилиндра закольцованы). Возможны ситуации, в которых развиваемого усилия одного активного ЭГРП на всех режимах полёта недостаточно. Тогда второй привод будет переводиться в активный режим работы, и, таким образом, аэродинамическую поверхность будут одновременно отклонять два ЭГРП [3, 4].

При одновременной работе приводов возникают силы взаимонагружения, усложняющие расход ресурса узлов креплений РП и ухудшающие выходные характеристики системы. Возникновение сил взаимонагружения обусловлено:

- ♦ технологическим разбросом конструктивных параметров приводов (различные характеристики золотников, погрешности в установке приводов на борт ЛА, изменение сечений гидроканалов из-за загрязнения и т.д.), в следствие чего одинаковые управляющие сигналы обрабатываются по-разному [5];

- ♦ различием в управляющих сигналах (погрешности датчиков обратных связей, временные задержки сигналов электронных блоков управления приводами и пр.) [6].

Существует ряд способов снижения силы взаимонагружения, обладающих своими достоинствами и недостатками [7]. Способы разделяются на механические, предполагающие изменение конструкции исполнительной части КСУ, и алгоритмические, предполагающие модификацию законов управления приводами. В сравнении с механическими способами снижения взаимонагружения у алгоритмических есть ряд достоинств: простота внедрения, экономия массы и монтажных объемов ЛА.

Для исследования алгоритма снижения взаимонагружения следует рассмотреть варианты построения алгоритма снижения взаимонагружения и провести оценку одного из вариантов алгоритма с точки зрения его влияния на систему из двух совместно работающих приводов.

**Описание алгоритма снижения взаимонагружения.** В общем виде алгоритмы снижения взаимонагружения выполняют коррекцию управляющего сигнала, подаваемого на один или оба РП, по сигналу рассогласования, определяющего степень силового взаимонагружения между двумя приводами.

Алгоритмы снижения взаимонагружения по типу обратной связи делятся на алгоритмы с обратной связью по:

- ◆ датчикам положения штоков (не получил распространения, так как различие в положениях не является прямой причиной различия развиваемых усилий);
- ◆ датчикам силы [8] (сложность применения данного варианта заключается в отсутствии общей практики установки датчиков силы в область, где располагаются приводы на борту, а также в больших вибрационных нагрузках и перепадах температур, возникающих в полете и влияющих на показатели датчиков);
- ◆ датчикам перепада давлений (ДПД) [9] (которые являются частью конструкции ЭГРП и могут быть предустановлены на привод до сборки силовой части КСУ на борту).

Алгоритмы снижения взаимонагружения по схемам построения делятся на:

- ◆ Схема «ведомый-ведомый», которая предполагает коррекцию управляющего сигнала, поступающего на оба ЭГРП, относительно вычисленного «среднего» перепада давлений в полостях гидроцилиндров. Это позволяет повысить точность коррекции и улучшить выходные характеристики системы двух ЭГРП [10]. Недостатком данной схемы является количество требуемых ДПД на один гидроцилиндр (по требованиям отказобезопасности каждый привод должен обладать независимым трактом измерений и преобразований, таким образом на гидроцилиндре должно быть установлено по два ДПД [11]).

- ◆ Схема «ведущий-ведомый» предполагает коррекцию управляющего сигнала второго ЭГРП («ведомого») относительно первого (ведущего). Недостатком такой схемы построения алгоритма является то, что при отказе ведущего ЭГРП происходит значительное по амплитуде кратковременное изменение управляющего сигнала ведомого ЭГРП. Достоинством построения алгоритма по схеме «ведущий-ведомый» является уменьшенное количество требуемых ДПД (по одному на гидроцилиндр каждого ЭГРП).

В работе исследована схема включения вида «ведущий-ведомый» с обратной связью по перепаду давлений в гидроцилиндрах, показанная на рис. 1.

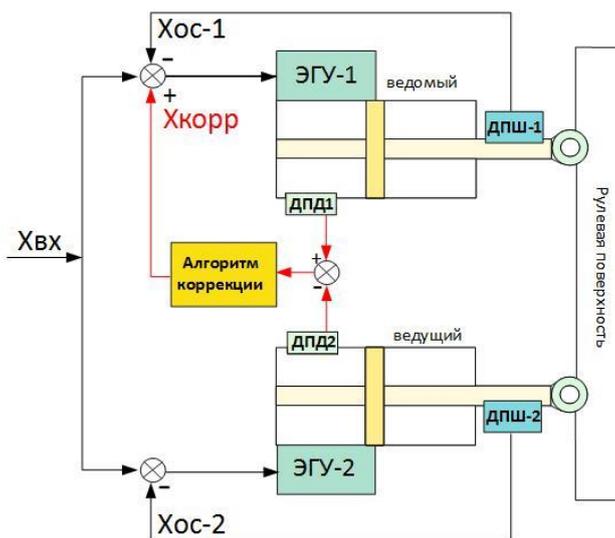


Рис. 1. Алгоритм с обратной связью по перепаду давлений и схемой «ведущий-ведомый», ЭГУ – электрогидравлический усилитель, ДПД – датчик перепада давлений в полостях, ДПШ – датчик положения штока.

Управляющий сигнал на ведомый ЭГРП производится по формуле:

$$X_1 = X_{вх} + X_{корр} - X_{ос-1},$$

$$X_{корр} = K_p * \Delta dP + K_i * \int(\Delta dP) + K_d * \frac{d\Delta dP}{dt},$$

$$\Delta dP = dP1 - dP2,$$

где  $X_1$  – управляющий сигнал ЭГРП-1,  $X_{вх}$  – общий управляющий сигнал от КСУ,  $X_{корр}$  – корректирующий сигнал по перепаду давлений,  $X_{ос}$  – сигнал обратной связи по положению штоков,  $K_p$ ,  $K_i$  и  $K_d$  – пропорциональный, интегральный и дифференциальный коэффициенты алгоритма,  $\Delta dP$  – разность перепадов давлений в полостях первого ( $dP1$ ) и второго ( $dP2$ ) гидроцилиндра.

**Математическое моделирование совместной работы двух приводов на одной рулевой поверхности.** Для исследования алгоритма коррекции в среде MATLAB/Simulink была разработана программно-математическая модель, включающая в себя два ЭГРП и аэродинамический руль. Параметризация математических моделей [12, 13] выполнялась по характеристикам натуральных ЭГРП, отработка которых планируется на стенде [14, 15].

На рис. . 2 представлен верхний уровень модели. Сигналы датчиков обратной связи, представленных в модели, приведены в табл. 1.

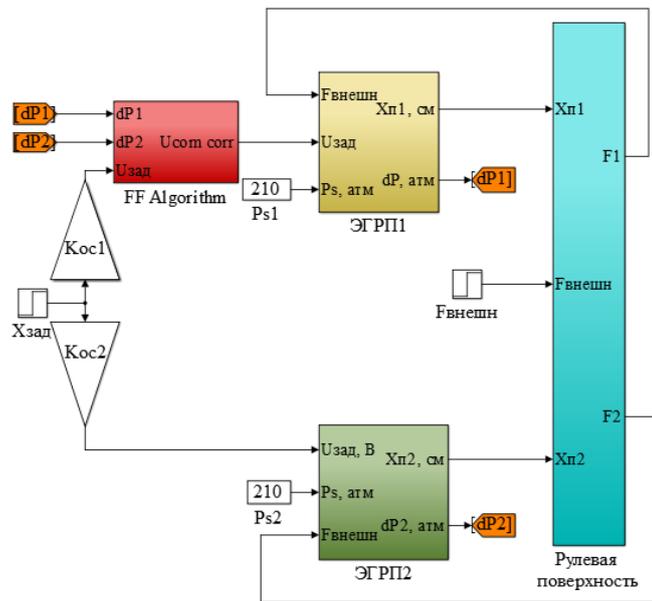


Рис. 2. Блок-схема модели работы двух РП на рулевой поверхности

Таблица 1

**Сигналы обратных связей в модели**

$X_{тр}$ , [мм]	Перемещение рулевой поверхности (линейное)
$X_{п1}$ , [мм]	Перемещение поршня ЭГРП1
$X_{п2}$ , [мм]	Перемещение поршня ЭГРП2
$dP1$ , [атм]	Перепад давлений на поршне ЭГРП1
$dP2$ , [атм]	Перепад давлений на поршне ЭГРП2

Блоки «ЭГРП-1» и «ЭГРП-2» включают в себя следующие нелинейности: ограничение по ходу и скорости золотника, нелинейность коэффициента расхода жидкости, ограничение скорости и максимального перемещения штоков гидроцилиндров [16], а также особенности цифровой реализации управляющих блоков [17]. В блоке «рулевая поверхность» учитывается жесткость крепления штоков ЭГРП, масса и крутильная жесткость рулевой поверхности. Входной сигнал ЭГРП-1 корректируется в блоке «Алгоритм снижения взаимонагружения».

ПИД-регулятор в блоке «Алгоритм снижения взаимонагружения» формирует корректирующий сигнал в тракте управления ведомого привода по разности перепадов давлений в полостях гидроцилиндров. Важно отметить, что параметры ПИД-регулятора должны обеспечивать максимальное снижение взаимонагружения и необходимые запасы устойчивости системы двух РП [18]. В результате моделирования были определены значения коэффициентов  $K_i = 0,18$ ,  $K_p = 0,6$ ,  $K_d = 0,0085$ .

**Исследование алгоритма снижения взаимонагружения.** Величина развиваемого усилия  $F$  определяется по формуле  $F = \Delta p \cdot A_p$ , где  $\Delta p$  [Па] – перепад давлений на поршне гидроцилиндра,  $A_p$  [м<sup>2</sup>] – площадь поршня. В математической модели учитываются диссипативные силы (силы вязкого и сухого трения). В связи с этим присутствует погрешность определения реального развиваемого усилия, так как приведенная формула не учитывает рассеяние энергии диссипативными силами. Проведенное моделирование показало, что погрешность растет с увеличением скорости, и достигает 3% при достижении максимальной скорости ЭГРП-1.

В ходе моделирования был реализован набор тестовых режимов, воспроизводящих определенный сценарий функционирования двух ЭГРП при работе алгоритма снижения взаимонагружения. Для оценки влияния алгоритма на работу системы приводов первоначально рассматриваются характеристики, параметры которых обозначены в таблице 2, полученные без применения алгоритма. Стоит отметить, что инженерная практика допускает уровень взаимонагружения в системе в 10% от максимального развиваемого усилия [19]. Показатель эффективности  $\Delta FF$  рассчитывается по следующей формуле:

$$\Delta FF = \frac{FF_1 - FF_2}{FF_1} * 100\%,$$

где  $FF_1$  – сила взаимонагружения до подключения алгоритма,  $FF_2$  – сила взаимонагружения после подключения алгоритма.

Таблица 2

**Тестовые режимы для исследования влияния алгоритма на систему приводов**

№	Тест	Хвх	Гвнешн	Форма сигнала	f, Гц	Задачи
1	Плавные перекладки без нагрузки	Хmax	0	треугольная	0,0625 ... 1	Исследование режима с постоянной скоростью управляющего сигнала и переходного режима во время изменения направления движения

№	Тест	$X_{вх}$	$F_{внешн}$	Форма сигнала	$f$ , Гц	Задачи
2	Резкие пере- кладки без нагрузки	$X_{max}$ $X_{max}/2$ $X_{max}/4$	0	ступенча- тая	—	Исследование пере- ходного процесса, в т.ч. времени сраба- тывания и заброса
3	Удержание градиентной нагрузки	0	$F_{max}$	треуголь- ная	0,0625 ... 1	Исследование про- садки привода под воздействием зна- копеременной на- грузки постоянной скорости
4	Резкое нагружение	0	$F_{max}$ $F_{max}/2$ $F_{max}/4$	ступенча- тая	—	Исследование про- садки привода под воздействием сту- пенчатой нагрузки различной амплитуды

**Плавные перекладки без нагрузки.** До подключения алгоритма взаимонагружение в системе после частоты управляющего сигнала 0.3 Гц превышает допустимый уровень взаимонагружения 10 % от  $F_{max}$  (рис. 3). После подключения алгоритма взаимонагружение снижается и на всех исследуемых частотах составляет <10%  $F_{max}$ . Эффективность алгоритма в данном тесте составляет от 82 до 91% и повышается с увеличением частоты управляющего сигнала.

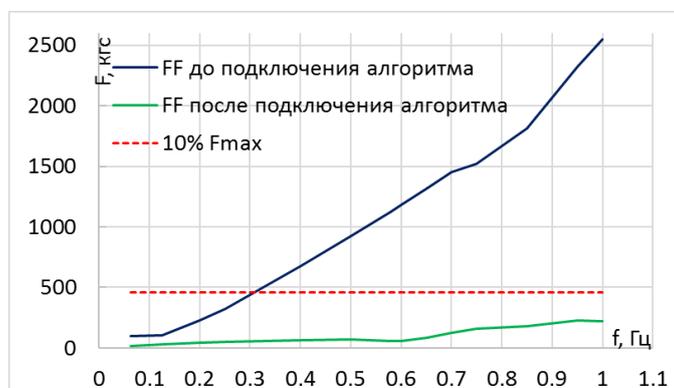


Рис. 3. Взаимонагружение в системе до и после подключения алгоритма в сравнении с 10% от максимального развиваемого усилия

**Резкие перекладки без нагрузки.** Взаимонагружение в системе при ступенчатом воздействии возрастает с увеличением амплитуды задающего сигнала (рис. 4). Эффективность алгоритма в данном тесте находится в пределах от 87 % до 94 %. Стоит отметить, что при подключении алгоритма снижения взаимонагружения возрастает время срабатывания (время достижения 95 % от установившегося значения), не превышая 0,36 с. Заброс по силе на всех исследуемых режимах отсутствует.

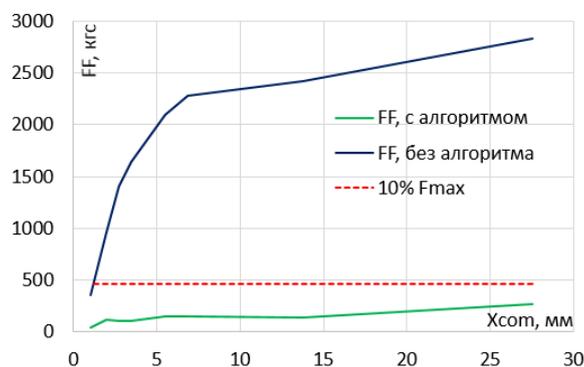


Рис. 4. Взаимонагружение в системе до и после подключения алгоритма в сравнении с 10% от максимального развиваемого усилия

**Удержание медленно меняющейся нагрузки.** Под действием внешней нагрузки может появляться движение штоков приводов в сторону действия нагрузки, называемое просадкой штоков. При подключении алгоритма на 93 % снижается сила взаимонагружения, но увеличивается величина просадки  $X_{пр}$  (табл. 3), оставаясь в пределах 1,62 мм. Для регулировки просадки штоков необходимо вводить ограничение силы коррекции алгоритма, таким образом штоков можно снизить до 1,2 мм при эффективности алгоритма 81,5 %.

Таблица 3

**Удержание медленно меняющейся нагрузки**

$f, Гц$	Тест 3 без алгоритма		Тест 3 с алгоритмом		Тест 3 с ограничителем	
	$FF, кгс$	$X_{пр}, мм$	$FF, кгс$	$X_{пр}, мм$	$FF, кгс$	$X_{пр}, мм$
0,063	1105	0,55	66	1,62	204	1,22
0,125	1100	0,58	67	1,61	205	1,21
0,2	1108	0,58	68	1,59	207	1,19
0,25	1107	0,59	69	1,58	207	1,18
0,4	1105	0,59	68	1,54	206	1,14
0,5	1102	0,59	71	1,53	209	1,13

**Резкое нагружение.** В данном режиме работы эффективность алгоритма находится в пределах от 61 до 76%. Увеличение эффективности происходит с увеличением частоты внешней силы. Просадка штоков увеличивается (табл. 4).

Таблица 4

**Резкое нагружение**

$F_{внешн}, кгс$	Без алгоритма FF		С алгоритмом FF	
	$FF, кгс$	$X_{пр}, мм$	$FF, кгс$	$X_{пр}, мм$
920	305	0,18	117	0,3
1150	360	0,23	133	0,4
2300	580	0,56	190	0,7
4600	1100	1,15	270	1,6

**Исследование запасов устойчивости системы.** Проведена оценка запасов устойчивости системы двух совместно работающих ЭГРП с подключением алгоритма снижения взаимонагружения на различных амплитудах входного сигнала (рис. 5). Запасы устойчивости системы соответствуют требованиям [20] и составляют 15 дБ по амплитуде и  $87^\circ$  по фазе при амплитуде входного сигнала  $A_{вх} = 1$  мм.

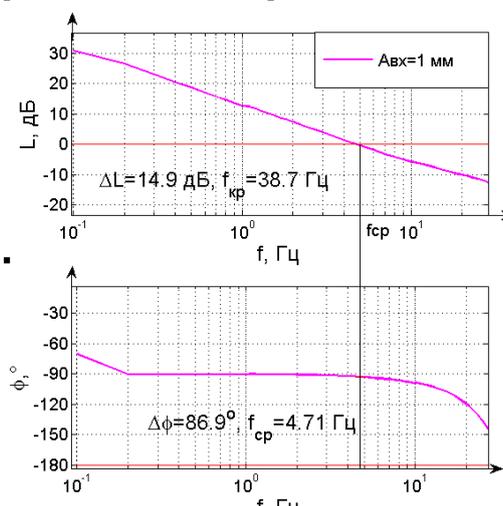


Рис. 5. АФЧХ разомкнутой системы

**Заключение.** Проведено исследование эффективности алгоритма снижения взаимонагружения и его влияния на систему двух совместно работающих ЭГРП. По результатам моделирования сделаны следующие выводы:

- ◆ Алгоритм обладает высокой эффективностью (до 94%) в режимах работы без внешней аэродинамической нагрузки;
- ◆ В режимах работы с внешней нагрузкой эффективность алгоритма составила более 76%; для уменьшения просадки штоков следует вводить ограничение амплитуды корректирующего сигнала;
- ◆ Использование алгоритма не приводит к уменьшению запасов устойчивости контура «два ЭГРП– рулевая поверхность»;

Определено, что за счет различных скоростей и добротностей ЭГРП в момент переключения возникает кратковременное повышение силы взаимонагружения, что может приводить к искажению процессов управления рулевой поверхностью. При рассогласовании в удерживаемых положениях штоков сила взаимонагружения меньше по амплитуде, чем в движении, но действует на протяжении более длительного времени.

В дальнейшем планируется проведение испытаний по разработанным тестовым режимам на стенде-имитаторе рулевой поверхности в отделении динамики полета и систем управления ЦАГИ. На основании данной работы будут уточнены методы испытаний двух приводов на аэродинамическом руле, что в дальнейшем необходимо для внедрения алгоритма на отечественные магистральные ЛА.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (с поправками 1-7), п. 25.671. – М.: МАК, 2014.
2. Алешин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелухин Ю.Ф. Системы дистанционного управления магистральных самолетов. – М.: Изд-во Наука, 2013.

3. Руководство по летной эксплуатации Airbus A320 FCOM.
4. *Tucker B.G.S.* Primary Flight Control System – Philosophy and Implementation // RAeS Conference – Advanced Avionics on the A330/340 and the Boeing 777, November 1993.
5. Гидравлические приводы летательных аппаратов / под ред. В.И. Корева. – М.: Изд-во Машиностроение, 1992.
6. *Chen C., Liao P.* Fuzzy controller design for positioning and synchronization of electrohydraulic system // Second IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Harbin, China, 2007. – P. 971-976.
7. *Алексеев А.С., Ерофеев Е.В., Найденов А.В.* Исследование силового взаимонагружения разнородных электрогидравлических рулевых приводов при их совместной работе // Современные наукоемкие технологии. – 2019. – № 9. – С. 26-30.
8. *Lijian Wang, Jean-Charles Mare.* A force equalization controller for active/active redundant actuation system involving servo-hydraulic and electro-mechanical technologies // Proc IMechE Part G: j of Aerospace Engineering. Toulouse, 2014. – Vol. 228 (10). – P. 1768-1787.
9. *Waheed Ur Rehman, Wang Shaoping, Wang Xingjian, Fan Lei, Kamran Ali Shah.* Motion synchronization in a dual redundant HA/EHA system by using a hybrid integrated intelligent control design // Chinese Journal of Aeronautics. – 2016. – P. 789-798.
10. *Алексеев А.С., Ермаков С.А., Константинов С.В., Кузнецов В.Е., Оболенский Ю.Г., Редько П.Г.* Системы электрогидравлических рулевых приводов комплексов управления потом самолетов / под ред. д-ра техн. наук, проф. С.В. Константинова. – СПб.: Изд-во СПбГЭ, 2019.
11. *Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И.* Управление полетом самолетов. – М.: Изд-во «Машиностроение», 1991.
12. *Steffens M.* RRJ Aileron Actuator. – Liebherr-Aerospace, 2006.
13. *Алексеев А.С.* Улучшение динамических свойств и исследование рабочих процессов авиационного рулевого гидропривода с комбинированным регулированием скорости при увеличении внешней нагрузки: дисс. ... канд. техн. наук: 05.02.02. – МАИ (НИУ). – М., 2014. – 144 с.
14. *Erofeev E., Skryabin A., Steblinkin A., Khaletskiy L.* Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems // Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Component 2018 Conference proceedings. Toulouse, France, 2018. – P. 109-116.
15. *Roben T., Stumpf E., Grom T., Weber G.* An Innovative All-Active Hybrid Actuation System Demonstrator. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.
16. *Raymond E.T., Chenoweth C.C.* Aircraft Flight Control Actuation System Design», USA, Society of Automotive Engineers, Inc., 1993.
17. *Кую Б.* Теория и проектирование цифровых систем управления. – М.: Изд-во «Машиностроение», 1986.
18. *Ким Д.П.* Теория автоматического управления. – М.: Изд-во «Физматлит», 2007.
19. *Оболенский Ю.Г.* Управление полетом маневренных самолетов. – М.: Воениздат, 2007. – С. 150-208.
20. SAE Aerospace – AS94900 «Flight Control Systems», 2018. – P. 62-63.

#### REFERNCES

1. Aviatsonnyye pravila. Chast' 25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii (s popravkami 1-7), p. 25.671 [Aviation regulations. Part 25. Airworthiness standards transport category airplanes (with amendments 1 to 7), p. 25.671]. Moscow: MAK, 2014.
2. *Aleshin B.S., Bazhenov S.G., Didenko Yu.I., Shelyukhin Yu.F.* Sistemy distantsionnogo upravleniya magistral'nykh samoletov [Remote control systems of mainline aircraft]. Moscow: Izd-vo Nauka, 2013.
3. Rukovodstvo po letnoy ekspluatatsii Airbus A320 FCOM [Airbus A320 FCOM Flight Operation Manual].
4. *Tucker B.G.S.* Primary Flight Control System – Philosophy and Implementation, *RAeS Conference – Advanced Avionics on the A330/340 and the Boeing 777, November 1993.*
5. *Gidravlicheskie privody letatel'nykh apparatov* [Hydraulic drives of aircraft], ed. by V.I. Koreeva. Moscow: Izd-vo Mashinostroenie, 1992.

6. *Chen C., Liao P.* Fuzzy controller design for positioning and synchronization of electrohydraulic system, *Second IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*. Harbin, China, 2007, pp. 971-976.
7. *Alekseenkov A.S., Erofeev E.V., Naydenov A.V.* Issledovanie silovogo vzaimonagruzheniya raznorodnykh elektrogidravlicheskiykh rulevykh privodov pri ikh sovmestnoy rabote [Investigation of the power mutual loading of heterogeneous electrohydraulic steering drives when they work together], *Sovremennye naukoemkie tekhnologii* [Modern high-tech technologies], 2019, No. 9, pp. 26-30.
8. *Lijian Wang, Jean-Charles Mare.* A force equalization controller for active/active redundant actuation system involving servo-hydraulic and electro-mechanical technologies, *Proc IMechE Part G: j of Aerospace Engineering*. Toulouse, 2014, Vol. 228 (10), pp. 1768-1787.
9. *Waheed Ur Rehman, Wang Shaoping, Wang Xingjian, Fan Lei, Kamran Ali Shah.* Motion synchronization in a dual redundant HA/EHA system by using a hybrid integrated intelligent control design, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, pp. 789-798.
10. *Alekseenkov A.S., Ermakov S.A., Konstantinov S.V., Kuznetsov V.E., Obolenskiy Yu.G., Red'ko P.G.* Sistemy elektrogidravlicheskiykh rulevykh privodov kompleksov upravleniya potom samoletov [Systems of electrohydraulic steering drives of aircraft engine control systems], ed. by d-ra tekhn. nauk, prof. S.V. Konstantinova. Saint Petersburg: Izd-vo SPbGE, 2019.
11. *Gus'kov Yu.P., Zagaynov G.I.* Upravlenie poletom samoletov [Aircraft flight control.]. Moscow: Izd-vo «Mashinostroenie», 1991.
12. *Steffens M.* RRJ Aileron Actuator. Liebherr-Aerospace, 2006.
13. *Alekseenkov A.S.* Uluchshenie dinamicheskikh svoystv i issledovanie rabochikh protsessov aviatsionnogo rulevogo gidroprivoda s kombinirovannym regulirovaniem skorosti pri uvelichenii vneshney nagruzki: diss. ... kand. tekhn. nauk [Improvement of dynamic properties and study of operational processes of an aircraft hydraulic steering drive with combined speed control with an increase in external load: cand. of eng. sc. diss.]: 05.02.02. MAI (NIU). Moscow, 2014, 144 p.
14. *Erofeev E., Skryabin A., Steblinkin A., Khaletskiy L.* Methodologies and test-rig configurations for the experimental improvement of flight control actuation systems, *Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Component 2018 Conference proceedings*. Toulouse, France, 2018, pp. 109-116.
15. *Roben T., Stumpf E., Grom T., Weber G.* An Innovative All-Active Hybrid Actuation System Demonstrator. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.
16. *Raymond E.T., Chenoweth C.C.* Aircraft Flight Control Actuation System Design», USA, Society of Automotive Engineers, Inc., 1993.
17. *Kuo B.* Teoriya i proektirovanie tsifrovyykh sistem upravleniya [Theory and design of digital control systems]. Moscow: Izd-vo «Mashinostroenie», 1986.
18. *Kim D.P.* Teoriya avtomaticheskogo upravleniya [Theory of automatic control]. Moscow: Izd-vo «Fizmatlit», 2007.
19. *Obolenskiy Yu.G.* Upravlenie poletom manevrennykh samoletov [Flight control of maneuverable aircraft]. Moscow: Voenizdat, 2007, pp. 150-208.
20. SAE Aerospace – AS94900 «Flight Control Systems», 2018, pp. 62-63.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. Г.С. Вересников.

**Алексеенков Артем Сергеевич** – МАИ; e-mail: atovus@yandex.ru; г. Москва, Россия; тел.: +74991585000; кафедра «Системы приводов авиационно-космической техники»; к.т.н.; доцент.

**Ерофеев Евгений Валерьевич** – ФГУП «ЦАГИ»; e-mail: florobot@yandex.ru; г. Жуковский, Россия; тел.: +74955563838; начальник установки научно-исследовательского комплекса безопасности полетов.

**Стеблинкин Антон Игоревич** – e-mail: anton.steblinkin@tsagi.ru; тел.: +74955563838; ведущий инженер научно-исследовательского комплекса безопасности полетов.

**Тимофеева Анастасия Дмитриевна** – e-mail: anastasiya.timofeeva@tsagi.ru; тел.: +74955563838; инженер научно-исследовательского комплекса безопасности полетов.

**Alekseenkov Artem Sergeevich** – Moscow Aviation Institute; e-mail: atovus@yandex.ru; Moscow, Russia; phone: +74991585000; the department of aircraft actuators systems; cand. of eng. sc.; associate professor.

**Erofeev Evgeny Valeryevich** – TsAGI; e-mail: florobot@yandex.ru; Zhukovsky, Russia; phone: +74955563838; laboratory lead in flight dynamics and control system department.

**Steblinkin Anton Igorevich** – e-mail: anton.steblinkin@tsagi.ru; phone: +74955563838; leading research engineer in flight dynamics and control system department.

**Timofeeva Anastasiya Dmitrievna** – e-mail: anastasiya.timofeeva@tsagi.ru; phone: +74955563838; research engineer in flight dynamics and control system department.

УДК 681.5, 62-503.51

DOI 10.18522/2311-3103-2021-7-51-63

**А.З. Асанов, А.В. Куковинец, А.Ю. Чекин**

### **АНАЛИТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕСА ШАССИ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

*В настоящее время отечественные и зарубежные исследователи развивают в авиационной отрасли технологии, связанные с электрификацией функциональных систем воздушных судов. Тормозная система оказывает непосредственное влияние на безопасность, устойчивость и функциональные возможности воздушного судна. Поэтому мотивация замены гидравлической системы сопровождается результатами многосторонних исследований архитектур электрических систем торможения, в том числе возможностью повышения качества таких систем за счёт внедрения эффективного управления. Работа посвящена методике аналитического синтеза алгоритма управления электрической системой торможения шасси воздушного судна, как многосвязного объекта управления, основанной на применении технологии вложения систем. Математическая модель содержит описание электрических, механических и тепловых процессов системы. Требования к качеству переходных процессов по угловой скорости колеса и температуре на поверхности фрикциона задаются в виде ограничений на время регулирования и величину перерегулирования и далее преобразуются в форму эталонной модели. Показаны результаты компьютерного моделирования динамики исходной и линеаризованной систем, а также системы с синтезированным регулятором по полному вектору состояний. Приведены рассуждения о робастности получаемого решения и показаны результаты компьютерного моделирования системы с «упрощённым» регулятором.*

*Аналитический синтез; алгоритм управления; технология вложения; более электрический самолёт; система торможения.*

**A.Z. Asanov, A.V. Kukovinets, A.Yu. Chekin**

### **ANALYTICAL SYNTHESIS OF THE CONTROL ALGORITHM FOR THE ELECTRIC BRAKING SYSTEM OF THE AIRCRAFT LANDING GEAR**

*Nowadays, researchers are developing technologies in the aviation industry related to the electrification of aircraft functional systems. The braking system has a direct impact on the safety, stability and functionality of the aircraft. Therefore, the motivation for replacing the hydraulic system is accompanied by the results of comprehensive studies of the architectures of electric braking systems, including the possibility of improving the quality of such systems through the introduction of effective control. The work is devoted to the methodology of analytical synthesis of the control algorithm for the electric braking system of the aircraft landing gear, as a multi-connected control object, based on the theory of embedded systems. The mathematical model contains a description of the electrical, mechanical and thermal processes of the system. The require-*