

Варианты архитектур системы управления для ближне-среднемагистрального самолета

© С.Е. Постников, А.А. Трофимов, Д.И. Смагин

Московский авиационный институт (НИУ),
Москва, 125993, Россия

Одним из перспективных направлений развития системы управления самолетом является повышение степени электрификации за счет изменения архитектуры силовой части системы управления. В данной статье рассмотрены различные варианты архитектуры системы управления ближне-среднемагистрального самолета с использованием приводов с электрическим силовым питанием, таких как электрогидростатические, комбинированные и электромеханические рулевые приводы. На основе проведенной оценки предложенных вариантов архитектур системы управления для ближне-среднемагистрального самолета по критерию ее надежности с учетом требований действующих авиационных правил выбраны наиболее перспективные варианты для последующей оценки по комплексу критериев: критерий массового и энергетического совершенства, динамические характеристики, эксплуатационные затраты и др.

Ключевые слова: архитектура системы управления, надежность системы управления, рулевой привод, резервирование, комбинированный привод, гидростатический привод

Введение. Современная тенденция к увеличению топливной эффективности самолетов обуславливает задачу уменьшения массы бортовых систем самолета, в частности за счет наращивания уровня электрификации системы управления самолетом при неизменном уровне качества бортовых систем и агрегатов [1]. Для системы управления перспективным направлением является использование следующих приводов с электрическим силовым питанием [2]:

- электрогидростатические рулевые приводы (ЭГСП), построенные на основе управляемого реверсивного двигателя, реверсивного насоса по принципу объемного регулирования, с питанием от бортовой сети $\sim 115/208$ В 400 Гц;
- комбинированные рулевые приводы (КП) с гидропитанием от центральной гидросистемы, совмещающие режимы дроссельного (при работе от центральной гидросистемы) и объемного (в автономном режиме работы) регулирования;
- электромеханические приводы (ЭМП), построенные на основе электродвигателя и редуктора, которые преобразовывают вращение двигателя в перемещение выходного штока, с питанием от бортовой сети $\sim 115/208$ В 400 Гц.

Внедрение в архитектуру системы управления перспективных приводов оказывает влияние на надежность системы управления и как следствие — на ее архитектуру. При разработке сложных бортовых систем, архитектуры и конструкции агрегатов системы управления самолетом необходимо учитывать выполнение всех требований Авиационных правил АП-25, международных норм FAR-25 и CS-25 по обеспечению работоспособности, надежности и безопасности самолета [3–6].

Согласно требованиям Авиационных правил АП-25 [3] и опыту эксплуатации, потеря управления самолетом по одному каналу (крен, тангаж или курс) происходит при стечении неблагоприятных событий и без учета перекрестного управления между каналами. Следовательно, потеря управления в одном из каналов должна быть событием, вероятность которого менее $1 \cdot 10^{-9}$, и не должна быть следствием единичного отказа.

Исходя из большинства архитектур систем управления и оценки функциональных опасностей для различных типов воздушных судов принято допущение, что в наихудшем случае потеря одной из основных поверхностей управления относится к аварийным ситуациям, кроме руля направления, потеря управления которого является катастрофической ситуацией. Следовательно, интенсивность отказов одной поверхности системы управления самолетом должна быть событием, вероятность которого менее $1 \cdot 10^{-7}$.

Цель данной работы — с учетом принятых допущений выполнить расчет интенсивности отказов для различных архитектурных решений системы управления и проанализировать перспективные варианты архитектур системы управления по критерию надежности с учетом требований Авиационных правил.

Исходные данные для расчета типовых примеров архитектурных решений системы управления. На основе анализа публикаций и научных работ отечественных и зарубежных авторов за последние 10 лет проведена усредненная оценка интенсивности отказов типовых компонентов системы управления самолетом: электрической централизованной системы энергопитания (СЭС) и гидравлической централизованной системы энергопитания (ГС) [7–12].

Отказы вычислительной части системы управления в рамках данной работы не рассматриваются, поскольку вне зависимости от выбранного варианта построения архитектуры силовой части системы управления вычислительная часть может оставаться неизменной. Также к вычислительной части системы управления предъявляются жесткие требования по отказобезопасности за счет высокой степени резервирования вычислительных и функциональных мощностей, суммарный отказ которых является практически невероятным событием и не оказывает значительного воздействия на общую надежность системы.

Следует отметить, что отказ типа «Заклинивание» не учитывался при учете интенсивности отказов поверхностей управления.

Таблица 1

**Усредненные показатели интенсивности отказов
(согласно литературным источникам)**

Компонент системы управления	[7]	[8]	[9]	[10]	[11]	[12]	Среднее значение
ГС	$40 \cdot 10^{-6}$	—	—	$1 \cdot 10^{-4}$	$1,68 - 2,12 \cdot 10^{-5}$	—	$5,3 \cdot 10^{-5}$
СЭС	$10 \cdot 10^{-6}$	—	$4 \cdot 10^{-7}$	—	—	—	$5 \cdot 10^{-6}$
Электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП)	$40 \cdot 10^{-6}$	$25-30 \cdot 10^{-6}$	—	10^{-7}	—	—	$1,34 \cdot 10^{-5}$
ЭГСП	$115 \cdot 10^{-6}$	—	$2,20 \cdot 10^{-5}$	$1,61 \cdot 10^{-4}$	—	—	$9,2 \cdot 10^{-5}$
КП	$10 \cdot 10^{-6}$	$22,7 \cdot 10^{-6}$	—	—	—	—	$5 \cdot 10^{-6}$
ЭМП	—	—	—	—	—	$1,37 \cdot 10^{-4}$	$1,37 \cdot 10^{-4}$

Расчет некоторых вариантов компоновки рулевых поверхностей. Интенсивность отказов силовой части системы управления для аэродинамической поверхности элерона вычисляют по формуле

$$\lambda_{\text{элер}} = \left(\lambda_{\text{элер}}^{\text{ЭГРП}} + \lambda_{\text{элер}}^{\text{ГС}} \right) \left(\lambda_{\text{элер}}^{\text{ЭГРП}} + \lambda_{\text{элер}}^{\text{ГС}} \right) = \left(5,3 \cdot 10^{-5} + 5,3 \cdot 10^{-5} \right) \left(5,3 \cdot 10^{-5} + 5,3 \cdot 10^{-5} \right) = 4,4 \cdot 10^{-9}. \quad (1)$$

В качестве примера рассмотрена вероятность отказа двух ЭГРП элерона. Вероятности потери управления — отказа — для управления поверхностью элеронов при различных вариантах компоновки рулевых приводов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Вероятность потери управления одной поверхностью элерона

Номер варианта	Вариант компоновки	Вероятность отказа
1	ЭГРП + ЭГРП	$4,4 \cdot 10^{-9}$
2	ЭГРП + ЭГСП	$6,44 \cdot 10^{-9}$
3	ЭГРП + ЭМП	$9,42 \cdot 10^{-9}$
4	ЭГСП + ЭМП	$1,37 \cdot 10^{-8}$

Вероятности отказа для управления одной поверхностью руля высоты при различных вариантах компоновки рулевых приводов приведены в табл. 3.

Вероятность потери управления одной поверхностью руля высоты

Номер варианта	Вариант компоновки	Вероятность отказа
1	ЭГРП + ЭГРП	$4,4 \cdot 10^{-9}$
2	ЭГРП + ЭГСП	$6,44 \cdot 10^{-9}$
3	ЭГРП + ЭМП	$9,42 \cdot 10^{-9}$
4	ЭГСП + ЭМП	$1,37 \cdot 10^{-8}$
5	ЭГРП + КП	$3,92 \cdot 10^{-9}$

Вероятности отказа для управления поверхностью руля направления при различных вариантах компоновки рулевых приводов приведены в табл. 4.

Вероятность потери управления одной поверхностью руля направления

Номер варианта	Вариант компоновки	Вероятность отказа
1	ЭГРП + ЭГРП+ЭГРП	$2,92 \cdot 10^{-13}$
2	ЭГРП + ЭГРП+ЭГСП	$4,27 \cdot 10^{-13}$
3	ЭГРП + ЭГСП+ЭГСП	$6,24 \cdot 10^{-13}$
4	ЭГРП+ ЭГСП + ЭМП	$9,14 \cdot 10^{-13}$
5	ЭГРП + КП1 + КП2	$1,86 \cdot 10^{-23}$

Из результатов расчетов (см. табл. 2–4) следует, что все компоновочные решения полностью соответствуют принятому допущению. Следует отметить, что вариант компоновки с двумя ЭГРП является наиболее надежным по сравнению с остальными вариантами.

Рассмотренные варианты не учитывают влияния общих точек в системе управления и не дают полного представления о надежности системы. Для получения общей надежности в канале управления необходимо провести комплексную оценку поверхностей, участвующих в управлении самолетом, в отдельном канале.

На основании результатов интенсивностей отказов рассмотрим несколько архитектурных вариантов системы управления.

Варианты архитектуры системы управления. Ниже приведены различные варианты архитектуры системы управления с повышенной степенью электрификации:

- с уменьшенным числом потребителей ГС;
- с одной локальной ГС;
- с двумя централизованными ГС;
- с одной централизованной ГС.

Расчеты вариантов предложенных архитектур не учитывают второстепенные поверхности управления, такие как интерцепторы, стабилизатор и механизация крыла.

Вариант с уменьшенным числом потребителей ГС. Наиболее простым вариантом модернизации структурного построения системы управления является изменение числа потребителей гидравлического питания. На рис. 1 приведен пример структурного построения системы управления типового ближне-среднемагистрального самолета (БСМС) с заменой потребителей ГС на ЭГСП. В данном варианте заменены приводы системы управления, расположенные на максимальном удалении от фюзеляжа. Замещение этих ЭГРП приведет к перераспределению длины гидравлических линий питания, что обусловит сокращение массы гидравлической системы и повышение надежности системы управления за счет уменьшения числа трубопроводов и соединений. Однако при замене приводов возникает проблема неравномерного распределения мощностей гидронасосов трех гидросистем. Для повышения резервирования электропитание ЭГСП осуществляется от двух независимых электрических систем.

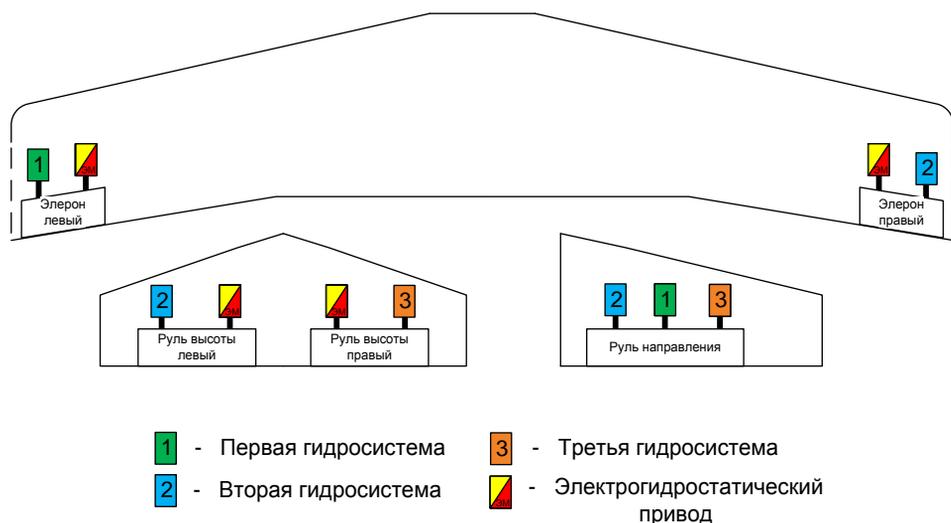


Рис. 1. Система управления с уменьшенным числом потребителей ГС

Применение данного варианта приведет к доработке самолетной ГС для равномерного распределения мощности насосных станций трех ГС. Такое перераспределение позволит сократить мощность каждой насосной станции и, соответственно, их габаритные размеры и массу. При этом следует учитывать увеличение потребляемой мощности от генераторов и необходимость прокладки силовых кабелей энергопитания до ЭГСП, вследствие чего возрастет масса системы электроснабжения. Поэтому необходимо провести дальнейшие исследования весового баланса данных систем.

Вариант структурного построения системы управления с одной локальной ГС. С учетом архитектуры БСМС предлагается рассмотреть вариант структурного построения с одной дополнительной локальной ГС. Локальную ГС целесообразно разместить в хвостовой части самолета, что позволит сократить длину всех трубопроводов ГС, идущих в хвостовую часть.

Реализация варианта с локальной ГС приведет к включению в состав системы управления дополнительной насосной станции, расположенной в хвостовой части фюзеляжа. Для удовлетворения требований надежности насосная станция должна быть подключена как минимум к двум электрическим системам.

Для обеспечения требуемой отказобезопасности необходимо заменить типовые ЭГРП на КП, работающие от независимой электрической системы. ЭГРП позволят сохранить управление основными поверхностями в случае отказа локальной ГС. Перевод хвостовой части системы управления на гидропитание от локальной ГС позволяет сократить мощности основных гидронасосов на 25...40 %. Для увеличения резервирования электропитание КП в хвостовой части осуществляется от двух независимых электрических систем. Структурная схема варианта построения системы управления БСМС с локальной ГС приведена на рис. 2.

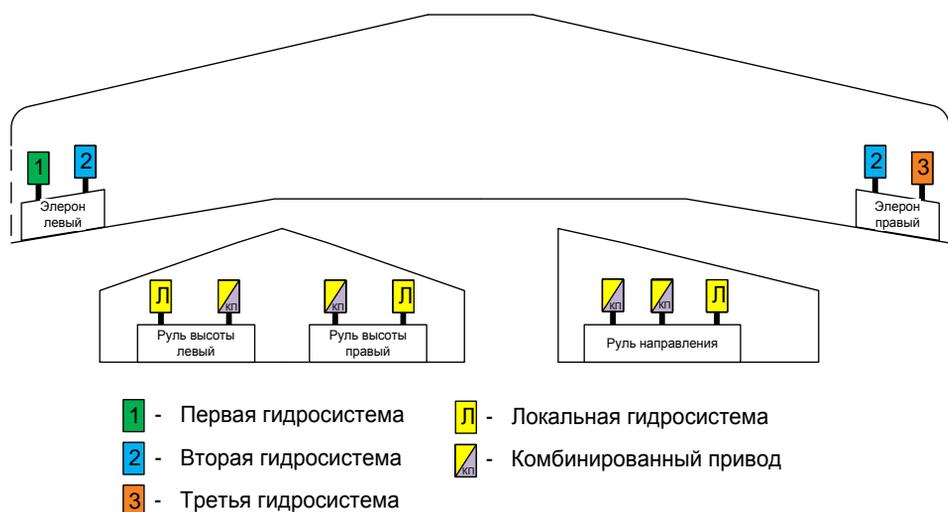


Рис. 2. Система управления с одной локальной ГС

Размещение КП целесообразно в основании кия и оперения, поскольку габаритные размеры сравнительно больше, чем у типовых ЭГРП.

Вариант структурного построения системы управления с двумя ГС. Среди вариантов перехода на две ГС наиболее оптимальным является вариант замены всех приводов одной ГС на ЭГСП. Структурная схема системы управления БСМС с заменой всех приводов третьей ГС на ЭГСП приведена на рис. 3. Для увеличения резервирования электропитание ЭГСП приводов осуществляется от двух независимых электрических систем.

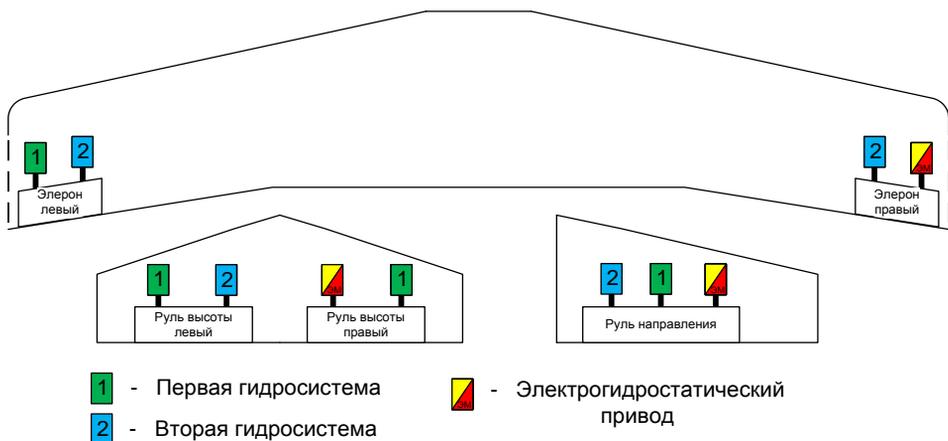


Рис. 3. Система управления с двумя ГС

Вариант структурного построения системы управления с одной ГС. В настоящее время на гражданских самолетах размерности БСМС не используется архитектура с одной ГС вследствие больших технических сложностей. На рис. 4 представлен примерный вариант распределения приводов системы управления типового БСМС с одной ГС. Для увеличения резервирования электропитание ЭГСП приводов осуществляется от двух независимых электрических систем.

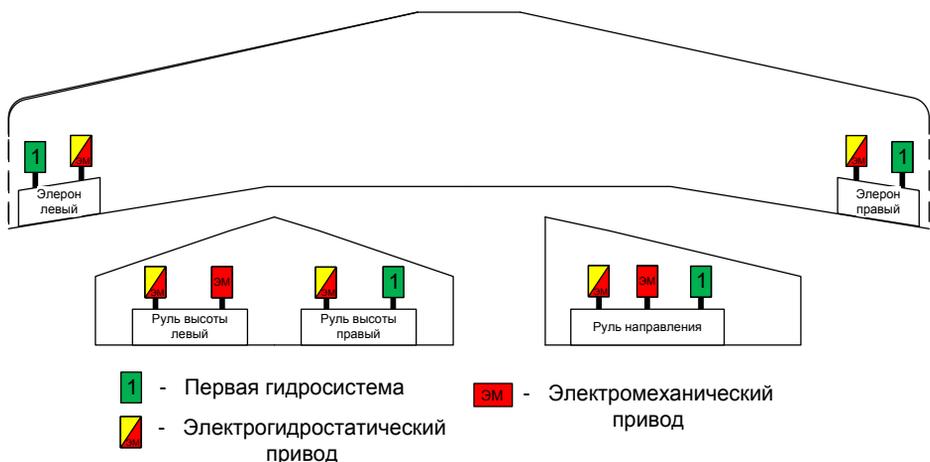


Рис. 4. Система управления с одной ГС

Суммарные показатели надежности вариантов архитектуры системы управления. Суммарные показатели надежности являются показателями интенсивности отказов каждого канала управления. Расчет суммарной интенсивности отказов осуществлен с учетом общих точек питающих ГС и систем электроснабжения.

В табл. 5 приведена суммарная наработка на отказ системы управления с меньшим числом потребителей ГС (вариант 1).

Таблица 5

Суммарная интенсивность отказов для варианта 1

Тип рулевого привода	Компоновка	Число поверхностей	Суммарный показатель надежности, 1/ч
Элерон	ЭГСП+ЭГРП	2	$7,87 \cdot 10^{-18}$
Руль высоты	ЭГСП+ЭГРП	2	$4,15 \cdot 10^{-17}$
Руль направления	ЭГРП+ЭГРП+ЭГРП	1	$2,93 \cdot 10^{-13}$

Суммарная интенсивность отказов системы управления с локальной ГС (вариант 2) представлена в табл. 6, с двумя ГС (вариант 3) — в табл. 7.

Таблица 6

Суммарная интенсивность отказов для варианта 2

Тип привода	Компоновка	Число поверхностей	Суммарный показатель надежности, 1/ч
Элерон	ЭГРП + ЭГРП	2	$2,34 \cdot 10^{-13}$
Руль высоты	КП + ЭГРП	2	$5,3 \cdot 10^{-15}$
Руль направления	КП + КП + ЭГРП	1	$5,3 \cdot 10^{-15}$

Таблица 7

Суммарная интенсивность отказов для варианта 3

Тип привода	Компоновка	Число поверхностей	Суммарный показатель надежности, 1/ч
Элерон	ЭГРП + ЭГРП	1	$6,2 \cdot 10^{-17}$
	ЭГРП + ЭГСП	1	
Руль высоты	ЭГРП + ЭГРП	1	$9,77 \cdot 10^{-13}$
	ЭГРП + ЭГСП	1	
Руль направления	ЭГРП + ЭГРП + ЭГСП	1	$4,27 \cdot 10^{-13}$

Суммарная интенсивность отказов системы управления с одной ГС (вариант 4) приведена в табл. 8.

Суммарная интенсивность отказов для варианта 4

Тип привода	Компоновка	Число поверхностей	Суммарный показатель надежности, 1/ч
Элерон	ЭГРП+ЭГСП	2	$4,99 \cdot 10^{-13}$
Руль высоты	ЭМП+ЭГСП	1	$3,23 \cdot 10^{-14}$
	ЭГРП+ЭГСП	1	
Роль направления	ЭГРП+ЭГСП+ЭМП	1	$2 \cdot 10^{-12}$

Результаты расчетов показывают, что потеря управления по одному каналу управления БСМС соответствует требованиям Авиационных правил АП-25 для катастрофической ситуации.

Суммарная наработка на отказ — среднее время работы системы управления до полного отказа одного из каналов управления — для рассмотренных четырех вариантов:

Вариант	Суммарная наработка на отказ
1	$2,93 \cdot 10^{-13}$
2	$2,43 \cdot 10^{-13}$
3	$3,65 \cdot 10^{-12}$
4	$2,03 \cdot 10^{-12}$

Заключение. В данной работе проанализированы различные варианты архитектуры системы управления по показателям надежности для самолета размерности БСМС. По результатам оценки надежности, самые лучшие показатели имеет вариант с локальной ГС в хвостовой части. Основным типом рулевых приводов данного варианта является привод ЭГРП с использованием КП в хвостовой части самолета. Однако, как отмечалось выше, наличие дополнительной ГС в хвостовой части самолета необходимо проанализировать на уровне самолета в целом, поскольку отсутствуют данные о надежности и массе дополнительной ГС.

Второе место по совокупной оценке отводится варианту с уменьшенным числом потребителей двух ГС, в котором замена агрегатов ЭГРП на ЭГСП равномерно распределена по каждой ГС.

Остальные варианты систем управления также полностью удовлетворяют требованиям Авиационных правил в части надежности самолета.

В дальнейшем разработанные архитектуры системы управления требуют оценки по комплексу таких критериев, как критерии массового и энергетического совершенства, динамические характеристики, эксплуатационные затраты и т. п.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В. Электрический самолет. *Авианорама*, 2009, № 2, с. 23–27.
- [2] Волокитина Е., Шалагинов В., Овечкин О. Вентильные электродвигатели постоянного тока и возрождение концепции полностью электрофицированного самолета. *Электроника и электрооборудование транспорта*, 2005, № 5, с. 7–9.
- [3] *Авиационные правила*. Часть 25 (АП-25). Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Раздел А-0 - «Общие требования летной годности самолета при отказах функциональных систем». Москва, МАК, 2014, с. 14–16.
- [4] *Certification Consideration for Highly Integrated or Complex Systems*. SAEARP4754, 1996.
- [5] *Руководство процесса сертификации высокоинтегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации Р4754*. Москва, МАК, 2007.
- [6] *Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne System and Equipment*. SAEARP4761, 1996.
- [7] Алексеев А.С. Улучшение динамических свойств и исследование рабочих процессов авиационного рулевого гидропривода с комбинированным регулированием скорости при увеличении внешней нагрузки. Дис. ... канд. техн. наук. МАИ, Москва, 2014.
- [8] Ермаков С.А., Каре В.И., Митриченко А.Н. Системы рулевых приводов пассажирских самолетов, их развитие и обеспечение безотказности управления. *Вестник Московского авиационного института*, 2010, т. 17, № 3, с. 27.
- [9] Lawson C.P., Fielding J.P. *Actuation Technology for Flight Control System on Civil Aircraft*. Cranfield University, 2010.
- [10] Maré J.-C. *Aerospace Actuators: Needs, Reliability and Hydraulic Power Solutions*. Wiley-ISTE, 2016, vol. 1.
- [11] Fanliang M. *Actuation System Design with Electrically Powered Actuators*. MSc research thesis. Supervisor: Dr. Lawson C.P. Cranfield University. School of Engineering Publ., vol. 1, 2011.
- [12] Байков С., Блинова Т., Оболенский Ю. Тенденции развития архитектуры исполнительной части системы управления современных самолетов. *Научный вестник ГосНИИ ГА*, 2013, № 2, с. 15.

Статья поступила в редакцию 11.07.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Постников С.Е., Трофимов А.А., Смагин Д.И. Варианты архитектур системы управления для ближне-средне магистрального самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1711>

Постников Сергей Евгеньевич — инженер I-й категории Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: s.postnikov@mai.ru

Трофимов Алексей Андреевич — инженер Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: a.trofimov@mai.ru

Смагин Денис Игоревич — начальник лаборатории Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: d.smagin@mai.ru

Options of control system architectures for short-medium haul aircraft

© S.E. Postnikov, A.A. Trofimov, D.I. Smagin

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

One of the promising areas for the aircraft control system development is an increase in the electrification extent due to an alteration in the architecture of the control system power section. The article considers various options of the architecture of the short-medium haul aircraft control system, using drives with electric power supply, such as electrohydrostatic, combined and electromechanical steering gears. Based on go-no-go evaluation of the proposed options of the architecture of the short-medium haul aircraft control systems and subject to the requirements of the applicable aviation regulations, the most promising options were selected for the further evaluation based on a set of criteria: criteria of mass and energy perfection, dynamic performance, operating costs, etc.

Keywords: control system architecture, control system reliability, steering gear, redundancy, combined gear, hydrostatic gear

REFERENCES

- [1] Voronovich S., Kargopol'tsev V., Kutakhov V. *Aviapanorama — Aviapanorama*, 2009, no. 2, pp. 23–27.
- [2] Volokitina E., Shalaginov V., Ovechkin O. *Elektronika i elektrooborudovanie transporta — Electronics and Electrical Transport*, 2005, no. 5, pp. 7–9.
- [3] *Aviatsionnye pravila*. Chast 25 (AP-23) Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii. Razdel A-0 — “Obshchie trebovaniya letnoy godnosti samoleta pri otkazakh funktsionalnykh system [Aviation regulations. Part 25 (AP-25). The norms of transport category airplane airworthiness. Section A-0 — “General requirements for aircraft airworthiness in case of failures of functional systems”]. Moscow, MAK Publ., 2014, pp. 14–16.
- [4] *Certification Consideration for Highly Integrated or Complex Systems*. SAEARP4754, 1996.
- [5] *Rukovodstvo po protsessam sertifikatsii vysokointegrirrovannykh slozhnykh bortovykh system vozdushnykh sudov grazhdanskoy aviatsii R-4754* [Guidelines for the processes of certification of highly integrated complex airborne systems of civil aircraft P4754]. Moscow, MAK Publ., 2007.
- [6] *Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne System and Equipment*. SAEARP4761, 1996.
- [7] Alekseenkov A.S. *Uluchshenie dinamicheskikh svoystv i issledovanie rabochikh protsessov aviatsionnogo rulevogo gidroprivoda s kombinirovannym regulirovaniem skorosti pri uvelichenii vneshney nagruzki. Diss. ... cand. tekhn. nauk* [Improvement of dynamic properties and study of working processes of the aircraft steering hydraulic gear with combined speed control at increasing external load. Cand. eng. sc. diss.]. Moscow, 2014.
- [8] Ermakov S.A., Kare V.I., Mitrichenko A.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Vestnik of Moscow Aviation Institute*, 2010, vol. 17, no. 3, p. 27.
- [9] Lawson C.P. Fielding J.P. *Actuation Technology for Flight Control System on Civil Aircraft*. Cranfield University Publ., 2010.
- [10] Maré J.-C. *Aerospace Actuators: Needs, Reliability and Hydraulic Power Solutions*. Vol. 1. Wiley-ISTE Publ., 2016.

- [11] Fanliang M. *Actuation System Design with Electrically Powered Actuators*. MSc research thesis. Supervisor: Dr. Lawson C.P. Cranfield University. School of Engineering Publ., vol. 1, 2011.
- [12] Baykov S., Bliznova T., Obolensky Yu. *Nauchnyy vestnik GosNII GA — Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, 2013, no. 2, p. 15.

Postnikov S.E., engineer of the 1st category, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: s.postnikov@mai.ru

Trofimov A.A., engineer, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: a.trofimov@mai.ru

Smagin D.I., Head of the laboratory, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: d.smagin@mai.ru