

Д.А. Кудерко¹, В.А. Целищев², Д.В. Целищев²

¹АО «Технодинамика», Москва, Россия

²Уфимский государственный авиационный
технический университет, Уфа, Россия

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ПРИВОДОВ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА

Рассматриваются основные направления развития систем приводов рулевых поверхностей перспективных пассажирских самолетов. Определены задачи электродистанционной системы управления приводами рулевых поверхностей самолета. Приведены направления развития улучшения массогабаритных и динамических характеристик, совершенствования конструктивно-компоновочных схемных решений, систем управления и повышения эксплуатационных характеристик, что обеспечивает повышение показателей качества и безопасности эксплуатации самолета.

Сформулирована концепция развития приводов рулевых поверхностей пассажирского самолета, включающая основные направления научных и опытно-конструкторских работ, проводимые конструкторскими бюро, научными организациями и производителями гидравлических агрегатов как в России, так и за рубежом.

Улучшение массогабаритных характеристик возможно за счет энергетического совершенствования рулевых приводов, обеспечения синхронизации их работы, использования схем автономных рулевых приводов и насосных станций переменной производительности.

Вопросы улучшения динамических характеристик рулевых приводов затрагивают проблемы повышения быстродействия, точности, устойчивости, управляемости.

При рассмотрении перспективных конструктивно-компоновочных схем рулевых приводов показаны особенности использования электрогидростатических приводов, интегральной компоновки, электрогидравлического управления и преимущества автономного электрогидравлического привода.

Раздел, посвященный системам управления, характеризует электродистанционное управление, использование LS-регулирования объемных гидромашин, вопросы управления работоспособностью и интеграции с интеллектуальной компьютерной системой управления.

При рассмотрении эксплуатационных характеристик перспективных рулевых приводов освещаются возможности снижения тепловых потерь, проблемы повышения надежности и ресурса, особенности проведения стендовых испытаний.

Рассмотрены новые направления развития рулевых приводов, такие как применение оптоволоконной проводки управления взамен электрической, а также использование плазменных технологий управления рулевыми поверхностями.

Ключевые слова: самолет, рулевой привод, электродистанционная система управления, гидравлическая система, гидропривод, гидроусилитель, гидродвигатель, насос, автономный рулевой привод.

D.A. Kudenko¹, V.A. Tselischev², D.V. Tselischev²

¹JSC "Technodinamika", Moscow, Russian Federation,

²Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation

PROSPECTS FOR DEVELOPMENT OF FLIGHT CONTROL SURFACES ACTUATORS OF CIVIL AIRCRAFT

The main problems arising in the development of systems of actuators with remote control for promising aircraft are considered. The tasks of the fly-by-wire control system for actuators of the aircraft are determined. The directions of development of improving the mass-dimensional and dynamic characteristics, improving the design and layout of circuit solutions, control systems and improving operational characteristics, which provide an increase in the quality and safety of the aircraft operation, are given.

A concept for the development of actuators for the control surfaces of a passenger aircraft has been formulated, including the main directions of scientific and experimental work carried out by technical design companies, scientific organizations and manufacturers of hydraulic units both in Russia and abroad.

The improvement of weight and size characteristics is possible due to the energy perfection of actuators and ensuring synchronization of their operation, the use of autonomous actuator circuits, and pumping stations of variable capacity.

The issues of improving the dynamic characteristics of actuators involve the problems of increasing speed, accuracy, stability, and controllability.

When considering promising design and layout schemes of actuators, the features of the use of electrohydrostatic actuators, integrated layout, electrohydraulic control and the advantage of an autonomous electrohydraulic actuator are shown.

The section devoted to control systems characterizes fly-by-wire system, the use of Load Sensing (LS)-regulation of volumetric hydraulic machines, issues of performance management and integration with an intelligent computer control system.

When considering the performance characteristics of perspective actuators, the possibilities of reducing heat losses, problems of increasing reliability and resource, and features of bench testing are highlighted.

New directions for the development of actuators are considered, such as the use of fiber-optic control wiring instead of electric, as well as the use of plasma technologies for control surfaces.

Keywords: aircraft, actuator, aircraft control system, fly-by-wire control system, hydraulic system, hydraulic drive, hydraulic booster, hydraulic motor, pump, autonomous actuator.

Введение

В системах управления рулевыми поверхностями летательных аппаратов различного назначения применяются разнообразные приводы – от одноканальных гидромеханических приводов, получающих сигналы от пилота по системе механической проводки управления, до многократно резервированных электрогидравлических следящих рулевых приводов, управляющихся электродистанционным образом с помощью сложной авионики. Эволюция систем управления летательного аппарата приводила к существенным изменениям в конструктивно-компоновочных схемах рулевых приводов.

Разработка основ теории и методов повышения эффективности средств управления рулевыми приводами, в том числе и системами дистанционного управления (СДУ), осуществляется с начала 1980-х гг. в трудах многих отечественных и зарубежных ученых и инженеров, в их числе Н.С. Гамынин, Д.Н. Попов, И.С. Шумилов, В.О. Гониодский, С.А. Ермаков, М.А. Ключев, М.А. Локшин, Б.С. Манукян, А.М. Матвеев, П.Г. Редько, В.М. Фомичев, С.В. Константинов, О.И. Трифоновой, Ю.Г. Оболенского, О.В. Вашкевича, В.С. Хомутова, А.М. Селиванова, P. Pratum-suwan A. Junchangpood, M. Xul, B. Jin, G. Chen, J. Ni, Y. Ji, S. Peng, L. Geng, Z. Wang, L. QiuH, E.T. Raymond, C.C. Chenoweth, G.R. Keller, M. Gassman и др.

Развивающиеся с 60-х гг. прошлого столетия электродистанционные системы управления (ЭДСУ) обеспечили качественный скачок в развитии приводов рулевых поверхностей управления полетом пассажирского самолета.

ЭДСУ внедрялись с достаточной осторожностью ввиду недостаточной надежности ее элементов на начальных этапах развития, поэтому самолеты имели основную ЭДСУ и резервную механическую систему управления [5].

Состав конструктивно-компоновочной схемы электрогидравлического следящего привода рулевых поверхностей определяют следующие факторы:

- задачи системы дистанционного управления;
- законы и алгоритмы работы системы управления;
- критерии качества работы: требуемая точность обработки сигналов управления рулевым приводом;
- требования к гидросистемам самолета, обеспечивающим энергетiku работы рулевых приводов, как к источникам ограниченной мощности с известными проблемами эксплуатации;
- действующие случайные и позиционные нагрузки;
- взаимное влияние одновременно работающих рулевых приводов на их точность, устойчивость, управляемость;
- требования по быстродействию и надежности элементов ЭДСУ.

При создании новых решений для ЭДСУ необходимо принимать во внимание присущие летательным аппаратам гражданского назначения общие требования, в том числе требования по массогабаритным и динамическим характеристикам, техническому обслуживанию, резервированию, стоимости и т.д.

На рис. 1 представлена типовая схема электрогидравлической дистанционной системы управления рулевым приводом самолета.

Авионика. Под блоком «Авионика» здесь понимается совокупность пилотажных электронных систем, устанавливаемых на борту воздушного судна, для управления положением рулевых поверхностей самолета. Информация с интерфейса обрабатывается, преобразовывается электронным блоком управления и формируется в виде командных управляющих сигналов от пилота или автопилота дистанционно на рулевые приводы поверхностей.



Рис. 1. Электрогидравлическая дистанционная система управления рулевым приводом самолета

Интерфейс. Под интерфейсом понимается система сбора, хранения и обработки информации со следующих датчиков: скорости полета летательного аппарата; аэродинамических нагрузок на рулевые поверхности; перемещения исполнительных гидродвигателей и управляющих золотников гидроусилителей; температуры окружающего воздуха; деформации механической проводки; давления и расхода гидросистемы.

Электрогидравлический усилитель (ЭГУ) предназначен для преобразования управляющего электрического сигнала малой мощности (до 40 мА) в электромеханическом преобразователе в поворот управляющего элемента первого каскада усиления (заслонку или струйную трубку) на угол не более 1 градуса. Возможно использование в первом каскаде усиления многоканального электрогидравлического усилителя с непосредственным управлением электродвигателем, а во втором каскаде – использование многопозиционного дросселирующего золотника, формирующего управляющее воздействие в виде потенциальной энергии рабочей жидкости к гидродвигателю. Перемещение золотника происходит на расстояние до 1 мм в обе стороны от нейтрального положения, тем самым осуществляя реверс поршня гидродвигателя и контроль скорости его перемещения за счет ограничения расхода жидкости к гидродвигателю. Положение золотника при его смещении может контролироваться внутренней механической обратной связью между золотником и заслонкой гидроусилителя, а также обратной связью

с золотника, входящей в интерфейс системы управления.

Гидродвигатель. Гидродвигатель рулевого привода самолета представляет собой гидроцилиндр с одно или двухсторонним штоком, оснащенный датчиком обратной связи по положению. В гидросистемах управления рулевыми поверхностями самолетов регуляторы насосов поддерживают постоянное давление рабочей жидкости. Это частично позволяет компенсировать возмущающие воздействия на рулевые плоскости самолета, а значит, и на рулевые приводы.

Системы электродистанционного управления не способны учесть и обработать доступные информационные сигналы, поступающие с интерфейса гидросистемы самолета на бортовое оборудование летательного аппарата (авионику) без соответствующих цифровых алгоритмов управления рулевыми приводами и гидросистемой. Действующие на рулевой привод возмущения при взлете, посадке и непосредственно в полете большого пассажирского самолета весьма разнообразны и значительны (рис. 2).

Следует отметить, что рулевые приводы самолетов гражданского назначения не предназначены для испытания предельных режимов полета, как у высокоманевренных самолетов, и предельные динамические нагрузки на рулевые приводы здесь не рассматриваются. Аэродинамические нагрузки на рулевые приводы самолета при полете вызваны сопротивлением воздуха (зависят от высоты и скорости полета), климатическими и погодными условиями, носящими случайный характер как по направлению воздействия на рулевую поверхность, так и по величине шарнирного момента на опоры рулевого привода.

Разделяют статические нагрузки на рулевую поверхность самолета (постоянная, позиционная), вызванные полетом самолета при постоянной скорости на определенной высоте, и динамические нагрузки, возникающие при взлете, посадке, маневрировании, внезапном порыве ветра в полете, зачастую носящие ударный или вибрационный характер. Кроме того, при перемещении рулевой плоскости на рулевой привод действуют инерционная нагрузка, вызванная перемещением значительной массы, силы вязкого и сухого трения в узлах крепления рулевой поверхности.

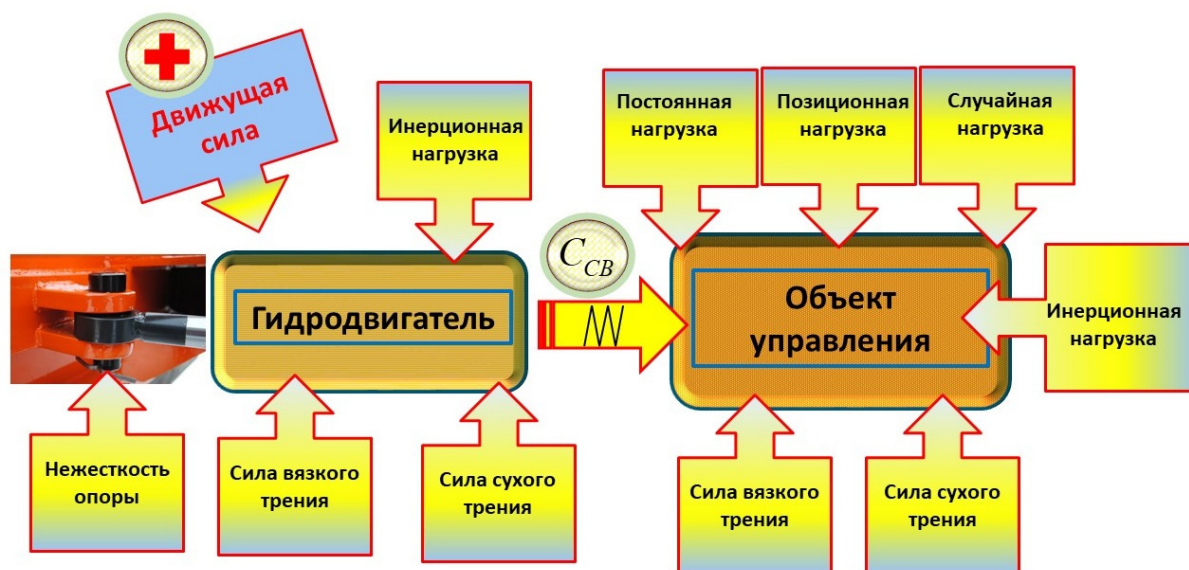


Рис. 2. Нагрузки, действующие на рулевой привод самолета

На сам исполнительный гидродвигатель рулевого привода, кроме единственной положительной движущей силы, вызванной перепадом давления рабочей жидкости в полостях гидродвигателя, действуют силы сопротивления: силы вязкого и сухого трения в уплотнениях, инерционная нагрузка подвижных частей гидродвигателя и перемещаемых масс рабочей жидкости, нежесткость крепления гидродвигателя к конструкции летательного аппарата. Между рулевым приводом и рулевой поверхностью имеется механическая проводка со своей определенной величиной жесткости C_{CB} .

В летательных аппаратах с неустойчивой аэродинамической компоновкой сочетание значительных моментов инерции управляющих поверхностей с недостаточной динамической жесткостью рулевых приводов приводит к возникновению сложностей в управлении самолетом, особенно на малых скоростях полета.

Безусловно, учет всех действующих на рулевой привод нагрузок при создании его цифровой модели представляет собой достаточно сложную задачу. С учетом большого количества рулевых приводов на летательном аппарате, испытывающих различные нагрузки и зачастую работающих одновременно, данная задача представляет большой интерес для развития теории создания перспективных электрогидравлических рулевых приводов. Аэродинамические шарнирные моменты и скорости переклад-

ки органов управления рулевыми плоскостями определяют требуемую мощность приводов, т.е. фактически определяют их размеры и вес. Рекомендуется в зависимости от особенностей поверхности управления вводить коэффициент запаса по тяге (моменту), который может иметь значения от 1,25 до 1,5.

Анализ современных исследований позволил сформулировать концепцию развития рулевых приводов, основные направления которой приведены на рис. 3.

Энергетические и массогабаритные характеристики рулевых приводов

Проблемы энергетического обеспечения приводов системы управления и их энергетического совершенства являются одними из самых сложных в эволюции самолетов большой мощности. Обеспечение летно-технических характеристик в связи с изменением облика больших пассажирских самолетов, расширение использования авионики для обеспечения характеристик устойчивости и управляемости, расширение диапазона режимов полета определяют новые особенности компоновки систем перспективных самолетов:

- увеличение количества рулевых поверхностей и, соответственно, рулевых приводов;
- совмещение работы нескольких рулевых приводов для обеспечения высоких летно-технических характеристик самолета;



Рис. 3. Направления развития рулевых приводов

- рост требуемых скоростей перекладки рулевых поверхностей с учетом компенсации возрастающих аэродинамических моментов;

- потребность целенаправленного изменения структуры управления (реконфигурации) для сохранения управляемости самолета и компенсации значительных внешних воздействий, что требует резервирования запасов по мощности;

- увеличение мощности и сложности гидравлической системы в зависимости от взлетного веса летательного аппарата.

Повышение энергетической эффективности рулевых приводов с дроссельным регулированием может быть произведено за счет перехода на новые принципы работы источников гидравлической энергии (насосных станций): замены насосов постоянной производительности на насосы переменной производительности.

Расширение автоматизации управления, совмещение работы нескольких рулевых приводов для обеспечения высоких летно-технических характеристик самолета вынуждает повысить коэффициент одновременности работы приводов до 0,8 и более.

Использование автономного рулевого привода в рамках концепции «более электрического самолета» [1, 2] направлено на совершенствование целого ряда характеристик

рулевых приводов, в том числе и массогабаритных, на адаптацию к действию внешних нагрузок. Одним из вариантов решения вопроса «автономности» может быть использование новых схем взаимодействия насоса с приводным электродвигателем постоянного или переменного тока:

- регулируемый насос с электромеханическим регулятором и приводом от электродвигателя с постоянными оборотами;

- нерегулируемый насос с приводом от реверсивного электродвигателя, управляемого полупроводниковым блоком коммутации.

В первом случае для обеспечения требуемых динамических характеристик насосная станция работает постоянно даже в период отсутствия команды на перемещение исполнительного гидродвигателя рулевого привода, на что расходуется до 30 % номинальной мощности станции. Во втором случае, при использовании реверсивного электродвигателя, проблема непроизводительных потерь мощности в период ожидания команды на перемещение рулевой поверхности самолета устранена. Но значительно ухудшаются динамические характеристики насосной станции, которые частично могут быть улучшены за счет использования новых высокоэффективных магнитных материалов.

Необходимо отметить, что желание получить более экономичный рулевой привод, в том числе с требуемыми устройствами резервирования, приводит к значительному ухудшению массовых характеристик автономных рулевых приводов рассматриваемой конструкции. Вес таких приводов в зависимости от степени резервирования и конструкции может превышать вес приводов с дроссельным регулированием в 2–6 раз.

С внедрением ЭДСУ отпала обязательная потребность в механической проводке, а защиту от «передозировки» сигналов от летчика стали выполнять компьютеризованные электронные блоки ограничителей сигналов, поэтому стало актуальным обращение к мини-ручкам и мини-штурвалам, позволяющим уменьшить массу, занимаемый объем и инерционность рычагов управления [5].

Снижение массы гидросистемы возможно за счет замены трубопроводов из нержавеющей стали на титановые, размещения агрегатов ГС на планере с учетом минимизации их длины, а также сокращения гидравлических потерь в напорных и сливных магистралях [5].

Существует возможность снижения массы гидросистемы путем повышения давления в ней до 35 МПа. Чем больше давление в гидравлической системе, тем большие усилия возможно реализовать с помощью исполнительных гидродвигателей и, как следствие, снизить массу последних. А380 стал первым в мире пассажирским самолетом, а затем и В787, на которых применена гидросистема с давлением 35 МПа вместо традиционных 21 МПа [5].

Динамические характеристики рулевых приводов

Одной из основных проблем, определяющих основные базовые параметры и функциональную структуру привода, является обеспечение устойчивости и управляемости самолета с системой дистанционного управления в области малых входных сигналов (возмущений) управления [3, 4, 5]. Для маневренных самолетов актуальны принципы определения предельных динамических характеристик рулевых приводов современных маневренных самолетов на основе предельных режимов полета, таких как предельные

перегрузки и располагаемые угловые скорости крена [4].

Для пассажирских самолетов при формировании структуры рулевого привода требования к критериям качества динамических характеристик следует рассматривать [3]:

- обеспечение динамической точности привода в области малых входных сигналов ($\sim 0,1\%$) за счет степени линейности регулировочных характеристик дросселирующих гидрораспределителей и высокой стабильности функциональных характеристик привода при стационарных и нестационарных возмущающих воздействиях;

- минимизация нелинейностей в механических и гидравлических элементах привода, обеспечивающих подавление автоколебательных режимов в замкнутом контуре электрогидравлического следящего привода.

В [3, 6] сформулированы желаемые требования к нелинейностям скоростных характеристик исполнительных механизмов рулевого привода, а также требования к настроечным добротностям позиционных их контуров управления.

При создании перспективных схем электрогидравлических рулевых приводов самолетов нового поколения следует пересмотреть комплекс требований к их статическим и динамическим характеристикам для выбора и обоснования эффективности адаптивных алгоритмов управления приводом. Необходимо разработать методологию интеграции интеллектуальной адаптивной компьютерной системы управления динамическими процессами в электрогидравлических рулевых приводах [12].

Существенная роль при этом подходе будет принадлежать объектно-ориентированной классификации и созданию цифровых моделей электрогидравлических и гидромеханических устройств рулевых приводов, так как появляется возможность гибкого учета множества факторов и их исследования, а также решения многопараметрических задач.

Конструктивно – компоновочные схемы

Проблемы, которые возникают при разработке перспективных пассажирских самолетов, характеристики которых имеют существенные отличия от существующих, формируют

новые направления НИОКР, направленные на повышение энергетической и функциональной эффективности систем управления самолетом.

В целях дальнейшего уменьшения массы гидросистемы наметилось направление перехода от трех независимых централизованных гидросистем к двум централизованным гидросистемам, а третий резерв реализуется с помощью электросистем и автономных рулевых гидроприводов (АРП) с электроприводом, однако следует признать, что данный вариант менее надежен [5].

В настоящее время концепция создания «более электрического самолета» с повышенным уровнем электрификации системы управления воплощается в реальные конструкции (приводы Liebherr для Airbus A-380, приводы Parker для Airbus A-400M, приводы Moog для F-35) [18]. Разработанные электрогидростатические рулевые приводы проявили малое энергопотребление в нейтральном состоянии, высокий КПД (70...80 %), а кроме того, использование таких приводов позволяет упростить гидравлический комплекс самолета, уменьшив количество централизованных гидросистем [17]. Разработки систем управления «более электрического самолета» в России проводятся в МАИ, МГТУ им. Баумана, ЦАГИ, ОКБ «Родина», ПМЗ «Восход», «Электропривод» и др.

Несмотря на то, что в публикациях упоминалось достижение снижения массы системы из электрогидростатических приводов в целом [1, 9], в общем и целом пока гидростатические приводы имеют очевидный проигрыш в размере и весе по сравнению с дроссельными приводами [18]. Было отмечено, что в области малых сигналов управления этими приводами уменьшается динамическая чувствительность и другие критерии качества переходных процессов [18]. Выявлено, что динамические характеристики электрогидростатических приводов в значительной степени зависят от технического и технологического совершенства локальной насосной станции с электрическим приводом и с очень широким диапазоном скоростей [18]. Кроме того, при воздействии случайных нагрузок значительной силы на рулевые поверхности летательного аппарата наблюдается потеря устойчиво-

сти замкнутой системы управления и снижение безопасности полета. Сравнительно большая стоимость таких приводов и трудоемкость их изготовления определяются качеством электроники блока управления электродвигателем.

В [10] показано, что определенные преимущества имеют электрогидравлические приводы с комбинированным регулированием: регулирование частоты вращения приводного электродвигателя и дроссельный способ регулирования гидроприводом.

В [11] для улучшения массогабаритных характеристик предлагается использование рулевых приводов интегральной компоновки, т.е. совмещение в едином блоке источника гидравлической энергии и его потребителя. Отказ от длинных трубопроводных коммуникаций и замена их на электродистанционную систему позволяют увеличить надежность системы управления и исключить влияние неисправности других потребителей на работоспособность рулевого привода [11]. Основным недостатком внедрения интегральной компоновки является повышенный нагрев жидкости в локальной гидросистеме.

Вопросы совершенствования «классической» схемы электрогидравлического следящего рулевого привода в последнее время направлены на получение адекватной математической модели с учетом известных и подлежащих определению нелинейностей, на обеспечение перехода к безразмерным параметрам [7, 8].

Развитие автономных электрогидравлических рулевых приводов связывают с различными подходами и техническими решениями. Прежде всего это отказ от централизованного энергопитания, от общих насосных станций со своими баками и гидромагистралями. Выбор принципиальных схемных решений автономных электрогидравлических рулевых приводов продиктован жесткими требованиями к подобной авиационной технике по энергетике, динамике, надежности, ресурсу и т.д. [11]. Одним из таких решений может быть использование принципа комбинированного регулирования скорости гидродвигателя рулевого привода. При больших сигналах управления используется объемное

регулирование насоса или регулирование частоты вращения приводного электродвигателя, а при малых сигналах управления для повышения точности управления используется традиционный способ дроссельного регулирования скорости гидродвигателя [13].

Увеличение ресурса гидравлических агрегатов и систем, снижение стоимости их жизненного цикла, необходимость повышения их надежности и отказобезопасности, повышение скоростей и высот полета самолета, снижение массы его системы управления, снижение затрат на изготовление и техническое обслуживание, а также научно-технический прогресс (появление новых материалов, широкое внедрение новых технологий) – все это, вероятно, потребует поиска радикальных решений в авиастроении.

Одним из возможных решений представляется развитие технологии плазменных приводов (plasma actuator). Принцип работы плазменного привода заключается в создании пограничного слоя из ионизированной плазмы над управляемой рулевой поверхностью. Наличие плазмы влияет на характер обтекания воздухом поверхности и увеличивает подъемную силу, при этом отсутствует необходимость в использовании подвижных частей механизации крыла.

Управлению обтеканием поверхностей с помощью плазменных технологий посвящены работы целого ряда исследователей [27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35].

Управление пограничным слоем позволяет увеличить подъемную силу и снизить сопротивление воздуха, что, в свою очередь,

позволит сократить требуемую длину взлетно-посадочной полосы, улучшить маневренность, увеличить рабочие углы атаки, уменьшить площадь и массу рулевых поверхностей, упростить их конструкцию и снизить расход топлива. Помимо этого у плазменного привода отсутствует запаздывание, присущее гидравлическим системам при отработке сигналов управления.

В общем случае плазменный привод включает два полярных электрода, расположенных по обеим сторонам диэлектрической вставки, соединенных цепью переменного тока высокого напряжения (рис. 4).

Первый незащищенный электрод подвергается воздействию набегающего потока воздуха, а второй находится внутри корпуса самолета. Активация и энергопитание привода осуществляются посредством электричества, что хорошо согласуется с концепцией электрического самолета. После активации привода на рулевой поверхности самолета образуется плазменный пограничный слой. Плазма ускоряет движение воздуха над поверхностью, увеличивая подъемную силу под крылом.

Ускорение потока воздуха над крылом с помощью плазменных приводов улучшает профиль давления на аэродинамическое крыло для достижения более высокого отношения подъемной силы к лобовому сопротивлению, что дает более высокий коэффициент подъемной силы [34]. Это позволяет системе создавать разницу подъемной силы между рулевыми поверхностями. Если систему плазменного управления использовать в элементах

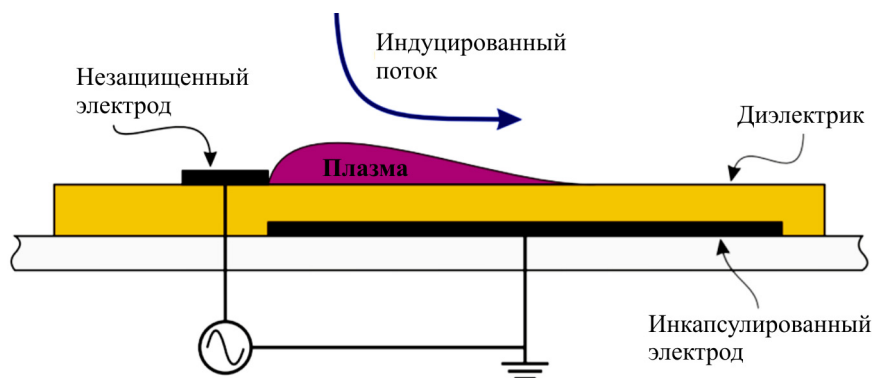


Рис. 4. Схема плазменного привода [32]

механизации крыла (например, закрылки и элероны), то ее активация сделает поток на одном конце крыла более скоростным, чем на другом, это создаст разницу подъемной силы между двумя поверхностями и позволит летательному аппарату маневрировать, не имея подвижных элементов механизации крыла.

Система управления рулевых приводов

В рамках системы управления самолетом перспективным направлением развития является уменьшение числа потребителей гидравлической энергии, замена электрогидравлических рулевых приводов (ЭГРП) на электрогидростатические и/или электромеханические приводы (ЭМП) [9]. С каждым поколением ЛА уменьшается число потребителей гидросистемы, однако замена ЭГРП основных поверхностей управления на ЭМП на данный момент не представляется возможной с точки зрения надежности и отказобезопасности [9].

Основное отличие ЭДСУ заключается в том, что комплексирование сигналов от разных систем (летчика, автопилота, системы устойчивости и управляемости, датчиков давления, расхода, положения, скорости и т.д.) осуществляется бортовой цифровой вычислительной машиной на основе электрических сигналов [19].

Существует ряд проблем, связанных с применением ЭДСУ: недостаточная надежность электронных элементов; необходимость обеспечения бесперебойного питания. Электропитание должно быть резервированным. При этом если ЭДСУ не резервирована механической или гидромеханической системой, должно быть исключено полное, даже кратковременное (менее 0,1с) обесточивание системы [19].

Использование насосов, работающих по принципу «чувствительный к нагрузке» LS (Load Sensing), в централизованных системах или в автономных рулевых приводах позволит выполнить требования по энергоэффективности, точности, устойчивости и управляемости системы управления самолета.

Принцип LS-регулирования основан на поддержании давления насоса идентичным давлению нагрузки наиболее нагруженного потребителя при постоянном воздействии управляю-

щего давления. Управляющее устройство насоса мгновенно реагирует на изменение нагрузки на исполнительном органе рулевого привода. Управление скоростью движения нескольких работающих одновременно гидродвигателей независимо от колебаний давления (противодействия нагрузок) в гидросистеме является основным преимуществом системы с LS-регулированием по сравнению с существующими системами постоянного давления.

LS-регулирование позволит обеспечить повышение энергоэффективности, быстродействия, КПД, ресурса, времени наработки на отказ и динамических характеристик привода, а также надежности и интервала межремонтного обслуживания гидравлической системы.

Одним из направлений перспективных работ является организация адаптивного управления рулевыми приводами. Высокие требования по динамической и статической точности обработки управляющего сигнала, а также по широкому диапазону регулирования, большие амплитуды и высокая максимальная скорость перемещения выходного звена при проектировании электрогидравлического агрегата приводят к большим массогабаритным параметрам гидродвигателей и сравнительно низкому КПД [12, 13]. Следует ожидать достижение требуемых показателей качества электрогидравлических следящих рулевых приводов на основе использования адаптивных алгоритмов управления, обеспечивающих повышение динамической точности и стабилизацию при действии внешних возмущений [20]. Разработка методологии построения адаптивных систем управления динамическими процессами в сервоприводах и рулевых авиационных системах представляет собой одно из важных направлений исследований в рассматриваемой области [20].

Помимо разработки новых схемных решений рулевых приводов актуальны работы по интеграции рулевого привода с интеллектуальной системой управления. Примером такого решения является разработка совмещенного с рулевым приводом электронного блока управления. Интеграция электронного блока в конструкцию привода позволяет сократить количество проводов до 90 %, поскольку обмен инфор-

мацией осуществляется по цифровой линии данных вместо аналоговых линий связи [9, 13]. Использование новых технологий при разработке системы управления позволит обеспечить выигрыш в массе для ближнемагистрального самолета от 12 до 16 %, а для дальнемагистрального от 14 до 18 % [9]. При этом необходимо учитывать, что перспективные самолеты являются сложной и высоко интегрированной структурой, здесь необходим системный анализ данного решения.

С середины 90-х гг. в авиационной отрасли наблюдается рост использования композитов в конструкции самолетов, в значительной степени обусловленный возможностью снижения веса и повышения прочности по сравнению с их металлическими аналогами. Применение композиционных материалов в обшивке самолета повысило уязвимость системы управления для электромагнитных излучений, что привело к рассмотрению возможности использования оптоволоконных кабелей вместо электрических, поскольку они по своей природе устойчивы к помехам. Это подтолкнуло к созданию оптоволоконных систем управления полетом самолета (Fly-by-light).

Оптоволоконные кабели используют оптические волокна и оптические датчики. Оптические волокна легче в 10 раз, чем электрические кабели, которые они заменяют [23].

По мере роста совершенства самолета возрастает скорость передачи данных, а оптические волокна имеют большую полосу пропускания, означающее, что они могут передавать больше данных в секунду [24].

Летные испытания по модернизации системы управления элеронов на McDonnell Douglas 87 подтвердили возможность использования волоконной оптики. Кроме того, НАСА испытало оптоволоконную проводку управления на истребителе F-18 и провело испытания на Boeing 757 [23].

Эта технология используется для высокоскоростной связи оптической шины данных с основными системами авионики в Eurofighter Typhoon [25].

Airbus A-400M Atlas использует оптическую технологию для передачи данных о топливе [26].

Замена традиционной кабельной сети истребителя A-7 на оптоволоконную позволила сэкономить более 38 кг веса [21].

В конструкции самолета Boeing 787 имеется 110 оптоволоконных соединений и 1,7 км оптического кабеля [16].

Эксплуатационные характеристики

Одной из основных причин задержки внедрения рулевых приводов большой мощности на современных самолетах является значительное тепловыделение, что приводит к недопустимому перегреву гидравлической жидкости. Тепловыделение вызвано, прежде всего, использованием для управления скоростью движения выходного звена рулевого привода дроссельного способа регулирования. Используемые электрогидравлические усилители рулевого привода предполагают дросселирование потока рабочей жидкости в гидроусилителе типа «сопло-заслонка» и в золотниковом дросселирующем гидрораспределителе. Что и приводит к излишнему нагреву рабочей жидкости. Поэтому поиск альтернативных решений и схем компоновки рулевого привода и переход на объемный способ регулирования являются задачами снижения тепловых потерь и, как следствие, повышения энергетического совершенства.

Неотъемлемой частью развития систем передачи мощности являются направления по развитию конструктивно-компоновочных и эксплуатационных характеристик, позволяющие повысить эффективность и срок работы агрегатов. В данном вопросе желание улучшить существующие конструкции, добавить возможностей и гибкости системе конфликтует с известным результатом такого подхода в виде сложности изготовления, управления, ремонта, обслуживания, и выявления неполадок. Однако обе стороны заслуживают внимания, а потому возникает потребность найти решение, позволяющее как можно ближе подобраться к самому эффективному решению.

Таким образом, следуя по пути совершенствования работы электрогидравлических следящих рулевых приводов, необходимо достичь оптимального соотношения технических характеристик для наиболее точного соответствия основным рабочим режимам.

Совершенствование эксплуатационных характеристик рулевых приводов традиционно влияет на повышение надежности и ресурса. При значительном сроке службы гражданских самолетов (превышает 60 000 часов) средний срок службы объемных аксиально-плунжерных гидромашин в системе насосных станций для обеспечения работы рулевых приводов составляет не более 35 000 часов. Есть много факторов, которые влияют на надежность работы насоса и которые следует учитывать: износ трущихся поверхностей, чистота масла в смазочной системе, плохая всасывающая способность самого насоса, кавитация, пульсации и колебания температуры рабочей жидкости.

Обычно рулевым приводам назначен ресурс в 12 000 летных часов, количество циклов их срабатывания, в то же время фактическая наработка по выпуску-уборке средств механизации планера самолета изменяется в три раза (4 000 ... 12 000 циклов) [14]. Статистические материалы авиакомпании «Красноярские авиалинии» показывают, что за весь период эксплуатации самолетов Ту-154М и Б отказов рулевых приводов не наблюдалось, были досрочные (до выработки ресурса) замены, вызванные неисправностями, не влияющими на безопасность полетов [14]. В связи с этим закономерна постановка вопроса об увеличении межремонтного ресурса рулевых приводов до межремонтного ресурса планера либо об их переводе на техническое обслуживание по фактическому техническому состоянию с контролем параметров [14].

Стендовые испытания перспективных рулевых приводов желательно ориентировать на использование современного подхода к экспериментальным автоматизированным исследованиям. Они могут быть направлены на сбор исследовательских данных для построения корректных математических моделей приводов, предварительную оценку проектных решений,

допуск к испытательным полетам, сертификацию системы приводов, приемку-передачу изделий и др. [22,17]. Автоматизированные испытания рулевых приводов на специализированных стендах позволяют получать статические, скоростные, амплитудно- и фазочастотные, механические характеристики, а также характеристики переходных процессов с использованием элементов полунатурного моделирования и средств автоматизированной обработки экспериментальных данных на базе специализированного программного обеспечения.

Заключение

Анализ направлений развития рулевых приводов в области улучшения массогабаритных и динамических характеристик, совершенствования конструктивно-компоновочных схемных решений, систем управления и повышения эксплуатационных характеристик показывает, что создание новых энергоэффективных и надежных электрогидравлических следящих рулевых приводов потребует разработки теоретико-экспериментальной методологии, инженерных и практических рекомендаций по интенсификации процессов моделирования, проектирования и отработки основных устройств и регуляторов рулевых приводов.

Объектно-ориентированная цифровизация моделей электрических, электрогидравлических и гидромеханических устройств позволит значительно упростить процесс проектирования и сократить процесс доводки, так как появляется возможность гибкого учета множества факторов и исследования их взаимовлияния на этапе моделирования, а не на этапе доводочных испытаний.

Исследование не имело спонсорской поддержки.

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Библиографический список

1. Алексеенков А.С., Найденов А.В., Селиванов А.М. Развитие авиационных автономных электрогидравлических приводов // Вестник МАИ. – 2012. – Т. 19, № 1. – С. 43–48.
2. Кузьмичев Р.В., Ситин Д.А., Степанов В.С. Исполнительные механизмы петлеобразной формы для приводов самолетов с повышенным уровнем электрификации // Труды МАИМ. – 2011. – № 45.
3. Формирование требований к динамическим характеристикам и базовым параметрам контуров управления рулевого привода перспективного маневренного самолета / И.П. Кузнецов, А.А. Паршин, Л.В. Халецкий, В.Ю. Шитов // Труды МАИ. – 2014. – № 73.

4. Близнава Т.Б., Оболенский Ю.Г., Полковников В.А. Определение предельных динамических характеристик рулевого привода на основе предельных режимов полета самолета // Труды МАИ. – 2012. – № 61.
5. Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолета. // Наука и образование. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.
6. Исследование гидравлического рулевого привода летательного аппарата / Ш.Р. Галлямов, К.А. Широкова, В.А. Целищев, Д.В. Целищев // Вестник УГАТУ. – 2008. – Т. 11, № 2. – С. 66–73.
7. Коева А.А., Петров П.В., Целищев В.А. Концепция исследований устройств гидроавтоматики сложных энергетических систем // Вестник УГАТУ. – 2012. – Т. 16, № 5 (50). – С. 103–108.
8. Коева А.А., Петров П.В., Целищев В.А. Автоматизация вычислительного эксперимента с помощью программного комплекса HMAR // Вестник УГАТУ. – 2013. – Т. 17, № 3 (56). – С. 166–173.
9. Постников С.Е., Трофимов А.А. Перспективные направления развития системы управления самолетом // Качество и жизнь. – 2017. – № 4 (6). – С. 23–25.
10. Селиванов А.М. Принцип комбинированного регулирования скорости выходного звена гидравлического привода и его современная реализация // Вестник МАИ. – 2011. – Т. 18, № 3. – С. 147.
11. Шумилов И.С. Рулевые приводы с автономным гидропитанием (АРП) для магистральных самолетов // Наука и образование / МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2014. – № 8. – С. 139–161.
12. Адаптивная цифровая система управления рулевого привода перспективного маневренного самолета / В.Е. Кузнецов, С.В. Константинов, А.В. Кузнецов, П.Г. Редько // Полет. – 2013. – № 3. – С. 48–59.
13. Редько П.Г., Ермаков С.А., Селиванов А.М. Концепция развития систем рулевых приводов перспективных самолетов // Полет: общерос. науч.-техн. журнал. – 2008. – № 1. – С. 50–60.
14. Шаймарданов Л.Г., Нартов Е.А. Анализ стратегий технического обслуживания рулевых приводов самолетов ТУ-154 МИБ // Вестник Сибир. гос. аэрокос. ун-та им. акад. М.Ф. Решетнева. – 2005. – № 3. – С. 179–181.
15. Ерофеев Е.В., Скрябин А.В., Стеблинкин А.И., Суханов М.Ю., Халецкий Л.В. Экспериментальные исследования перспективных рулевых приводов летательных аппаратов // Авиация и космонавтика – 2016: материалы 15-й Междунар. конф. – М., 2016. – С. 421–423.
16. Репин А.В. Волоконная оптика в авиации: наступившее завтра // Национальная оборона. – 2016. – № 1. – С. 14–16.
17. Перспективы и проблемы создания рулевых приводов с электрическим энергопитанием / Г.С. Константинов, В.М. Кувшинов, И.П. Кузнецов, А.А. Паршин, П.Г. Редько, А.И. Стеблинкин, Л.В. Халецкий // Вестник Моск. авиац. ин-та. – 2013. – № 2. – Т. 20. – С. 148–158.
18. Алексеенков А.С. Улучшение динамических свойств и исследование рабочих процессов авиационного рулевого гидропривода с комбинированным регулированием скорости при увеличении внешней нагрузки: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.02 / Алексеенков Артем Сергеевич; Моск. авиац. ин-т. – М., 2014. – 150 с.
19. Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В. Системы управления летательных аппаратов: учебник для межвузовского использования / под ред. В.В. Воробьева; Военно-воздушная инженер. акад. им. проф. Жуковского. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 202 с.
20. Кузнецов В.Е. Адаптивное управление электрогидравлическими приводами рулевых авиационных комплексов: дис. ... канд. техн. наук: 05.09.03 / СПбГЭТУ «ЛЭТИ». – СПб., 2017. – 340 с.
21. Семенов Ю.А. Telecommunication technologies – телекоммуникационные технологии. Опволоконные каналы и беспроводные оптические связи. – М.: Изд-во ИТЭФ-МФТИ, 2014. – 548 с.
22. Tselishev D.V., Tselishev V.A., Konstantinov S.Y. Automated rig for diagnostics and testing of hydraulic equipment // Automation and Remote Control. – 2019. – Т. 80, № 2. – С. 385–391.
23. Garg A., Linda R. Chowdhury T. Evolution of Aircraft Flight Control System and Fly-By-Light Flight Control System. – 2013. – URL: http://www.ijetae.com/files/Volume3Issue12/IJETAE_1213_11.pdf
24. Pakmehr M. A Review of Fiber Optic Networks for Turbine Engine Instrumentation Channel: Control, PHM, and Test Cell Applications // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2014. – № 1 (1). – P. 1-2, 8, 10, 14
25. Eurofighter Typhoon. Flight Control System (FCS). – 2013. – URL: <http://typhoon.starstreak.net/Eurofighter/flight-sys.html>.
26. Acal BFI Fibre optics put to the test for Airbus A400M. – URL: <https://www.acalbfi.com/be/articles/articlesContentPage@articleId=NA-3015M-airbus-A400M-fibre-optics>

27. Flow separation control by plasma actuator with pulse nanosecond periodic discharge / D.V. Roupasov, A.A. Nikipelov, M.M. Nudnova, A.Yu. Starikovskii // *AIAA Journal*. – 2009. – Vol. 47, no. 1. – P. 168–185.
28. Plasma Control of Boundary Layer Using Low-Temperature Nonequilibrium Plasma of Gas Discharge / D.F. Opaitis, D.V. Roupasov, S.M. Starikovskaia, A.Yu. Starikovskii, I.N. Zavialov, S.G. Saddoughi // *Paper AIAA 2005-1180, 43-rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno*. – 2005.
29. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: geometric effects / C.L. Enloe, T.E. McLaughlin, R.D. Van Dyken, K.D. Kachner, E.J. Jumper, T.C. Corke, M. Post, O. Haddad // *AIAAJ*. – 2004. – № 42 (3). – P. 595–604.
30. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: plasma morphology / C.L. Enloe, T.E. McLaughlin, R.D. VanDyken, K.D. Kachner, E.J. Jumper, T.C. Corke // *AIAAJ*. – 2004. – № 42 (3). – P. 589–594.
31. *Low Temperature Plasmas: Fundamentals. Technologies and Techniques* / R. Hippler, H. Kersten, M. Schmidt, K.H. Schoenbach // *Wiley-VCH*. – 2008. – Vol. 1.
32. Erfani R., Zare-Behtash H., Kontis K. Plasma actuator: influence of dielectric surface temperature, *EXP THERM FLUID SCI*, 2012.
33. Optimization of adielectric barrier discharge actuator by stationary and non-stationary measurements of the induced flow velocity: application to airflow control / M. Forte, J. Jolibois, J. Pons, E. Moreau, G. Touchard, M. Cazalens // *Exp.Fluids*. – 2007. – № 43 (6). – P. 917–928.
34. J. Pons, E.Moreau, G.Touchard, Asymmetric surface dielectric barrier discharge in air atatmospheric pressure: electrical properties and induced airflow characteristics // *J. Phys. D:Appl. Phys.* – 2005. – № 38. – 3635.
35. Staff Writer. Aircraft Timeline of Flight. – 2014. – URL: <http://www.militaryfactory.com/aircraft/aircraft-timeline.asp>

References

1. Alekseenkov A.S., Naidenov A.V., Selivanov A.M. Razvitie aviatsionnykh av-tonomnykh elektrogidravlicheskiikh privodov. // *Vestnik MAI*. – 2012. – T. 19, – №1.-S. 43-48
2. Kuz'michev R.V., Sitin D.A., Stepanov V.S. Ispolnitel'nye mekhanizmy pet-leobraznoi formy dlia privodov samoletov s povyshennym urovnem elektrifikatsii. // *Trudy MAIM*. – 2011. – №45
3. Kuznetsov I.P., Parshin A.A., Khaletskii L.V., Shitov V.Iu. Formirovanie trebovaniy k dinamicheskim kharakteristikam i bazovym parametram konturov uprav-leniia rulevogo privoda perspektivnogo manevrennogo samoleta. // *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI»*, – 2014. – №73
4. Bliznova T.B., Obolenskii Iu.G., Polkovnikov V.A. Opredelenie predel'nykh dinamicheskikh kharakteristik rulevogo privoda na osnove predel'nykh rezhimov poleta samoleta. // *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI»*, – 2012. – №61
5. Petrov P.V., Koeva A.A., Tselishchev V.A. Obobshchennyi analiz dinamicheskikh kha-rakteristik elektrogidrosilitel'ia. // *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsi-onnogo tekhnicheskogo universiteta*. – 2014. – T. 18. – № 3 (64). – S. 40-47
6. Galliamov Sh.R., Shirokova K.A., Tselishchev V.A., Tselishchev D.V. Issledovanie gidravlicheskogo rulevogo privoda letatel'nogo apparata. // *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*. – 2008. – T. 11. – № 2. – S. 66-73.
7. Koeva A. A., Petrov P. V., Tselishchev V. A. Kontseptsii issledovaniy ustroystv gidroavtomatiki slozhnykh energeticheskikh sistem // *Vestnik UGATU*. – 2012. – T. 16, – № 5 (50). – S. 103–108.
8. Koeva A.A., Petrov P.V., Tselishchev V.A. Avtomatizatsiia vychislitel'nogo eksperimenta s pomoshch'iu programmnogo kompleksa HMAR // *Vestnik UGATU*. – 2013. – T. 17. № 3 (56). – S. 166–173.
9. Postnikov S.E., Trofimov A.A. Perspektivnye napravleniia razvitiia sistemy upravleniia samoletom. // *Kachestvo i zhizn'*. – 2017.-№4(6).- S. 23-25
10. Selivanov A.M. Printsip kombinirovannogo regulirovaniia skorosti vykhodnogo zvena gidravlicheskogo privoda i ego sovremennaia realizatsiia. // *Vestnik MAI*.- 2011. – T.18, №3.-S.147
11. Shumilov I.S. Rulevye privody s avtonomnym gidropitaniem (ARP) dlia magistral'nykh samoletov. // *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Bauman. Elektron. zhurn.* – 2014. – № 8. – C. 139-161
12. Kuznetsov V.E., Konstantinov S.V., Kuznetsov A.B., Red'ko P.G. Adaptivnaia tsifrovaia sistema upravleniia rulevogo privoda perspektivnogo manevrennogo samoleta // *Polet*. – 2013.- №3. – S.48-59.

13. Red'ko P.G., Ermakov S.A., Selivanov A.M. Kontseptsiiia razvitiia sistem rulevykh privodov perspektivnykh samoletov. // Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal. – 2008.- №1.- S. 50-60
14. Shaimardanov L.G., Nartov E.A. Analiz strategii tekhnicheskogo obsluzhivaniia rulevykh privodov samoletov TU-154 MIB. // Vestnik sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva. – 2005.- №3.- S.179-181
15. Erofeev E.V., Skriabin A.V., Steblinkin A.I., Sukhanov M.Iu., Khaletskii L.V. Eksperimental'nye issledovaniia perspektivnykh rulevykh privodov letatel'nykh apparatov. // 15-ia Mezhdunarodnaia konferentsiia «Aviatsiia i kosmonavtika – 2016», S. 421-423
16. Repin A.V. Volokonnaia optika v aviatsii: nastupivshee zavtra // Natsio-nal'naia oborona. – 2016, – № 1. – S. 14–16
17. Kontantinov G.S., Kuvshinov V.M., Kuznetsov I.P., Parshin A.A., Red'ko P.G., Steblinkin A.I., Khaletskii L.V. Perspektivy i problemy sozdaniia rulevykh privodov s elektricheskim energopitaniem // «Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta», – 2013. – № 2, g., – T.20, str. 148...158
18. Alekseenkov A.S. Uluchshenie dinamicheskikh svoistv i issledovanie rabochikh protsessov aviatsionnogo rulevogo gidroprivoda s kombinirovannym regulirovaniem skorosti pri uvelichenii vneshnei nagruzki: dis. ... kand. tekhn. nauk: 05.02.02 / Alek-seenkov Artem Sergeevich; Moskovskii aviatsionnyi institut. – M., 2014. – 150 s.
19. Vorob'ev V. V. Sistemy upravleniia letatel'nykh apparatov: uchebnik dlia mezhvuzovskogo ispol'zovaniia / V. V. Vorob'ev, A. M. Kiselev, V. V. Poliakov ; pod red. V. V. Vorob'eva ; Voenno-vozdushnaia inzhenernaia akad. im. prof. Zhukovskogo. – M: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2008. – 202 s.
20. Kuznetsov V.E. Adaptivnoe upravlenie elektrogidravlichesкими privodami rulevykh aviatsionnykh kompleksov: dis. ... kand. tekhn. nauk: 05.09.03 / Kuznetsov Vla-dimir Evgen'evich; SPbGETU «LETI». – Sankt-Peterburg., 2017. – 340 s.
21. Semenov Iu.A. Telecommunication technologies – telekommunikatsionnye tekhnologii. Optovolokonnye kanaly i besprovodnye opticheskie sviazi. M.: ITEF-MFTI. 2014. – 548 s
22. Automated rig for diagnostics and testing of hydraulic equipment. Tselishev D.V., Tselishev V.A., Konstantinov S.Y.// Automation and Remote Control. 2019. T. 80. № 2. C. 385-391.
23. Garg, A. Linda, R. Chowdhury, T. (2013). Evolution of Aircraft Flight Control System and Fly-By-Light Flight Control System. [http:// www.ijetae.com/files/Volume3Issue12/IJETAE_1213_11.pdf](http://www.ijetae.com/files/Volume3Issue12/IJETAE_1213_11.pdf)
24. Pakmehr, M. (2014). A Review of Fiber Optic Networks for Turbine Engine Instrumentation Channel: Control, PHM, and Test Cell Applications. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1 (1), p1-2, 8, 10, 14
25. Eurofighter Typhoon. (2013). Flight Control System (FCS). <http://typhoon.starstreak.net/Eurofighter/flight-sys.html>
26. Acal BFI Fibre optics put to the test for Airbus A400M <https://www.acalbfi.com/be/articles/articlesContentPage@articleId=NA-3015M-airbus-A400M-fibre-optics>
27. D. V. Roupasov, A. A. Nikipelov, M. M. Nudnova, A. Yu. Starikovskii, Flow separation control by plasma actuator with pulse nanosecond periodic discharge, AIAA Journal. Vol. 47 no.1 (2009), pp. 168-185
28. D. F. Opaitis, D. V. Roupasov, S. M. Starikovskaia, A. Yu. Starikovskii, I. N. Zavialov, S.G. Saddoughi, Plasma Control of Boundary Layer Using Low-Temperature Nonequilibrium Plasma of Gas Discharge, paper AIAA 2005-1180, 43-rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, (2005)
29. C.L. Enloe, T.E. McLaughlin, R.D. Van Dyken, K.D. Kachner, E.J. Jumper, T.C. Corke, M. Post, O. Haddad, Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: geometric effects, AIAAJ. 42 (3) (2004) 595–604.
30. C.L. Enloe, T.E. McLaughlin, R.D. VanDyken, K.D. Kachner, E.J. Jumper, T.C. Corke, Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: plasma morphology, AIAAJ. 42(3) (2004) 589–594.
31. R. Hippler, H. Kersten, M. Schmidt, K.H. Schoenbach, Low Temperature Plasmas: Fundamentals, Technologies and Techniques, vol.1, Wiley-VCH, 2008.
32. R. Erfani, H. Zare-Behtash, K. Kontis, Plasma actuator: influence of dielectric surface temperature, EXP THERM FLUID SCI, 2012.
33. M. Forte, J. Jolibois, J. Pons, E. Moreau, G. Touchard, M. Cazalens, Optimization of adielectric barrier discharge actuator by stationary and non-stationary measurements of the induced flow velocity: application to airflow control, Exp.Fluids 43(6) (2007) 917–928

34. J. Pons, E. Moreau, G. Touchard, Asymmetric surface dielectric barrier discharge in air at atmospheric pressure: electrical properties and induced airflow characteristics, *J. Phys. D: Appl. Phys.* 38 (2005) 3635].

35. Staff Writer. (2014). Aircraft Timeline of Flight. Available: <http://www.militaryfactory.com/aircraft/aircraft-timeline.asp>

Об авторах

Кудерко Дмитрий Александрович (Москва, Россия) – кандидат технических наук, директор центра проектирования АО «Технодинамика» (115184, Москва, Ул. Большая Татарская, 35, стр. 5, e-mail: dm_kuderko@mail.ru).

Целищев Владимир Александрович (Уфа, Россия) – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Прикладная гидромеханика» ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (450008, Уфа, ул. К. Маркса, д. 12, e-mail: pgl.ugatu@mail.ru).

Целищев Дмитрий Владимирович (Уфа, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Прикладной гидромеханики» ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (450008, Уфа, ул. К. Маркса, д. 12, e-mail: nuked@mail.ru).

About the authors

Dmitry A. Kuderko (Moscow, Russia) – Ph.D., Director of RnD center Technodinamika (115184, Moscow, Bolshaya Tatarskaya str., 35 p. 5, e-mail: dm_kuderko@mail.ru).

Vladimir A. Tselishev (Ufa, Russian Federation) – Doctor of Sciences in Technology, Professor, Head of Applied Hydromechanics Department, Ufa State Aviation Technical University (12, K. Marksa st., Ufa, 450008, Russian Federation, e-mail: pgl.ugatu@mail.ru).

Dmitry V. Tselishev (Ufa, Russian Federation) – Ph.D., Assistant Professor, Department of “Applied Hydromechanics”, Ufa State Aviation Technical University (11, K. Marksa st., Ufa, 450008, Russian Federation, e-mail: nuked@mail.ru).

Получено 26.11.2021

Принято 11.12.2021

Опубликовано 28.01.2022