

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

УДК 34.447

РАЗРАБОТКА БОКОВОЙ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ МИНИ-ПРИВОДОВ

Самсонович С.Л. *, Макарин М.А. **, Ларин А.П.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: samsonovich40@mail.ru*

*** e-mail: MikhailMakarin@gmail.com*

Рассматриваются вопросы создания новой активной боковой ручки управления самолетом. Приведены результаты анализа и синтеза конструктивно-кинематической схемы. Показано, что боковая ручка управления, сконструированная на основе электромеханического силового мини-привода, позволяет повысить надежность и безопасность полета за счет использования в аварийных ситуациях специальной механической проводки. Составлены твердотельная и математическая модели и алгоритмы работы боковых ручек в различных режимах.

Ключевые слова: боковая ручка управления, силовые мини-приводы, электромеханические приводы, рулевые приводы.

Обзор существующих конструкций

Боковая ручка управления (БРУ) является органом управления самолетом по тангажу и крену и представляет собой рукоятку, подобную джойстику, расположенную у подлокотника кресла пилота. Первым пассажирским самолетом, оснащенным БРУ и электродистанционной системой управления, является Airbus A-320. На рис. 1 изображена кабина самолета A-320, в которой установлены боковые ручки.

Использование боковых ручек управления предполагает улучшение общей эргономики кабины, обзорности панели приборов и индикаторов, упрощение доступа к рабочему месту пилота и является одним из ключевых направлений концепции Human centered design (проектирование интерфейса, ориентированного на оператора-человека), при-

званной снизить информационную загруженность пилота [1]. Для повышения эффективности и удобства работы пилотов на пассажирском самолете Airbus A-320 на месте рулевых колонок установлены раскладные столики, на которых летчики могут заполнять протоколы и другие документы в процессе полета в то время, когда самолет управляется автопилотом. Кроме того, применение боковых ручек позволяет несколько снизить общую массу системы управления [2].

Ручки управления в пассажирском самолёте не связаны с плоскостями управления напрямую. Любое движение БРУ обрабатывается бортовыми компьютерами, и информация передаётся к приводам, которые приходят в действие и обеспечивают необходимые движения рулевых плоскостей.



Рис. 1. Кабина Airbus A-320, оснащенная БРУ

У существующих конструкций БРУ, в том числе установленных на А-320, имеется серьезный недостаток, а именно: они являются отдельными пассивными органами управления, т. е. не дают пилоту актуальной тактильной информации. Для устране-

ния данного недостатка авиационные фирмы Ratier Figeas, Moog, Liebherr и др. разрабатывают активные БРУ в состав которых входят следящие приводы. На рис. 2 схематично показано, что в пассивных БРУ нагрузка рукоятки осуществляется с по-

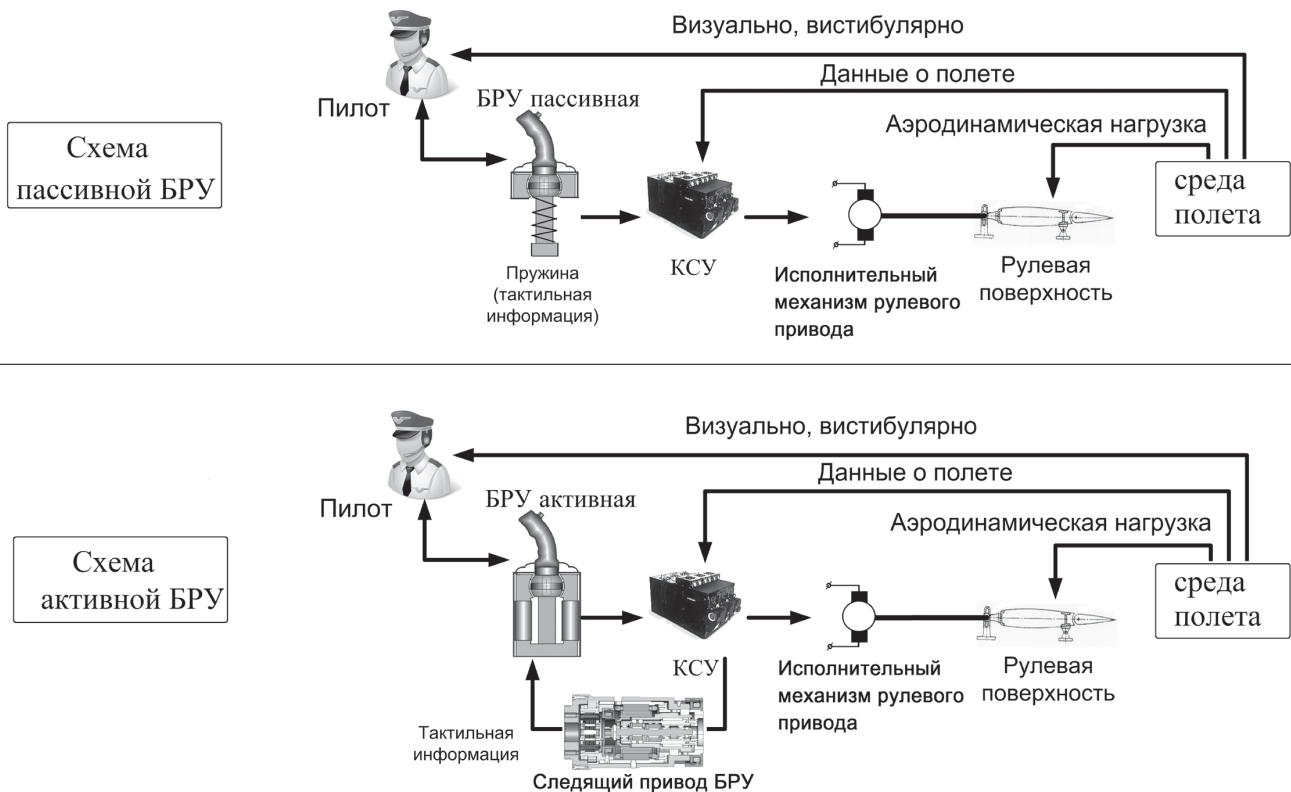


Рис. 2. Функциональные схемы пассивных и активных БРУ

мощью пружины, а в активных — с помощью следящих приводов, которые связаны с системой управления самолетом.

Кроме этого, к недостаткам способа управления с помощью любой БРУ можно отнести так называемый «эффект присоединенной массы», который сказывается сильнее, чем при управлении с помощью штурвала или центральной ручки управления самолетом. Эффект заключается в том, что колебания самолета при пилотировании передаются в каналы управления рулевыми поверхностями. Данный эффект усугубляется тем, что БРУ имеет малый ход (порядка 60 мм), поэтому пилоту приходится управлять самолетом с большей точностью, чем при управлении с помощью штурвала. К примеру, при посадке с боковым ветром пилот корректирует полет самолета, управляя им по курсу, при этом в кабине создается поперечная перегрузка, возникает «болтанка»: тело пилота смещается то в одну, то в другую сторону. При этом пилот держится за БРУ и его смещения передаются на рукоятку и, соответственно, в канал крена. Так, при энергичном управлении по курсу возникает положительная обратная связь с нарастающей ошибкой по положению в канале крена. Влияние данного эффекта можно ослабить, выбирая коэффициенты демпфирования и характеристику жесткости такими, чтобы пилот мог без лишнего усилия управлять самолетом, но в то же время чтобы управление было достаточно жестким и нечувствительным к нежелательным отклонениям.

Принцип электронного суммирования управляющих сигналов, реализованный в пассивных БРУ, сравнивают с бомбой замедленного действия [3], так как при этом не до конца решен вопрос с приоритетом управления. При отсутствии способа однозначного задания положения обеих БРУ может возникнуть ситуация, когда один из пилотов управляет самолетом, а второй вмешивается в управление, для того чтобы корректировать действия напарника. Однако при одновременном отклонении рукояток в разные стороны суммарный сигнал будет равен нулю, и это означает, что самолет никем не управляется. Возможность возникновения такой ситуации является еще одним аргументом в пользу активных БРУ.

Прототипом конструктивно-кинематической схемы БРУ является описанная в патенте [4] конструкция, в которой предусмотрена механическая проводка между боковыми ручками управления, чтобы дать пилотам возможность синхронно управлять самолетом и тактильно (осознательно) корректировать действия напарника, т.е. реализовано интуитивно понятное пересиливание. Однако реали-

зация конструкции предполагает наличие сложной и громоздкой кинематики для каждого канала управления, в частности для канала тангажа предлагается использование тяг и качалок, а для канала крена — тросовой проводки. Для обеспечения синхронной работы ручек в автоматическом режиме предусмотрены в качестве исполнительных элементов безредукторные схемы с электромоторами, которые встроены в соответствующие оси рукояток каждой БРУ. Данная конструкция позволяет связать две БРУ как механически, так и электрически, но связь с рулевыми поверхностями осуществляется только с помощью электродистанционной системы управления (ЭДСУ).

Одним из достоинств механической проводки является то, что система остается работоспособной даже в случае отключения электропитания приводных механизмов боковых ручек. Однако электромоторы, применяющиеся в данной конструкции, выполнены без редукторов, что не позволяет им развивать большие крутящие моменты. Прокладка механической проводки затруднена в кабинах существующих летательных аппаратов (ЛА), а сама конструкция обладает весьма большими массой и габаритами.

Выбор конструктивно-кинематической схемы активной БРУ

Для выбора конструктивно-кинематической схемы активной БРУ был проведен морфологический анализ устройства по методу, описанному в [5].

На основании данного метода сравнивались варианты реализации элементов функциональной схемы исполнительного механизма по следующим конструктивным признакам: расположение опор ручки при движении в двух плоскостях и расположение исполнительных двигателей относительно осей движения ручки: соосное, на пересекающихся или на скрещивающихся прямых.

Критериями выбора элементов схемы исполнительного механизма являлись: суммарный момент инерции, люфт, наличие гистерезиса, обратимость движения передачи, жесткость конструкции исполнительного механизма, массогабаритные показатели, точность позиционирования выходного звена.

В табл. 1 показаны варианты схем компоновки элементов перспективных вариантов БРУ. Каждая БРУ содержит рамку с двумя перпендикулярными осями, образующими шарнир относительно корпуса. В схемах 1, 6, 8, 9 один привод размещен внутри рамки, другой снаружи, в схемах 2, 3, 4, 7 приводы размещены снаружи рамки, в схемах 5, 10 оба привода размещены снаружи рамки. В схеме 11 корпуса приводов расположены перпендикулярно

и их корпуса образуют шарнир с двумя степенями свободы без вспомогательной рамки.


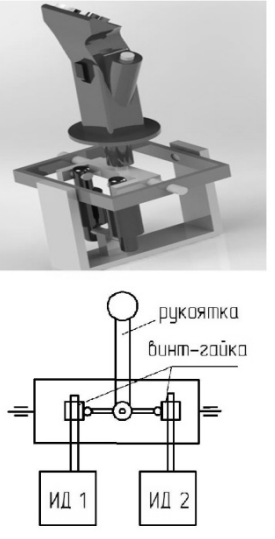
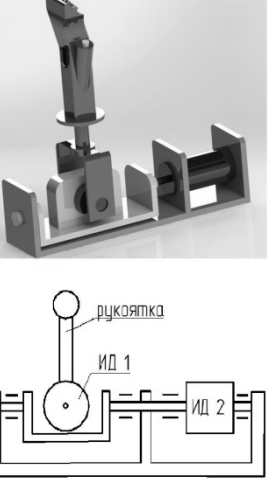
Достоинства компоновки №13 послужили основой для дальнейшей ее проработки. Кинематическая схема компоновки изображена на рис. 3.

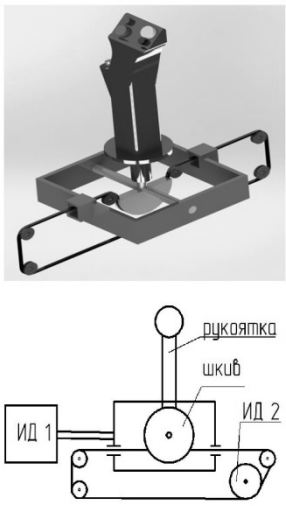
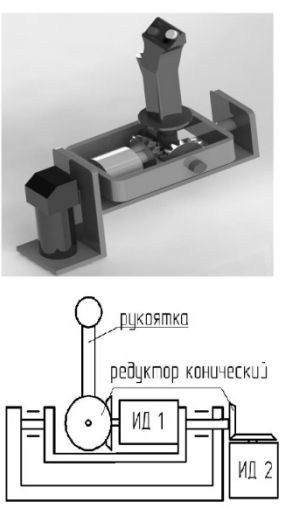

Стоит отметить, что конструкция с использованием линейных двигателей (компоновка №5) также является интересной, однако их удельная мощность в пересчете на единицу объема оказывается неприемлемой для решения данной задачи.

Таблица 1

Варианты конструктивно-кинематических схем активной БРУ

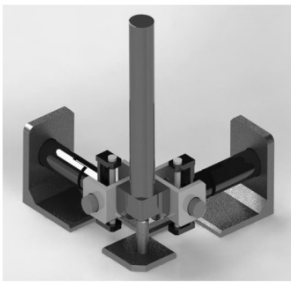
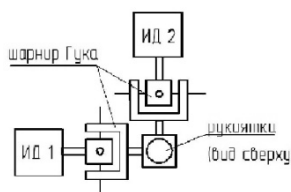
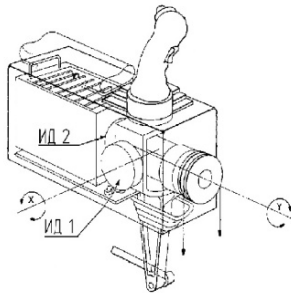
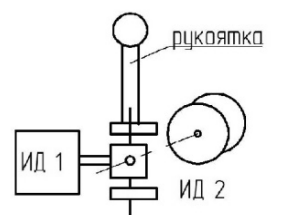
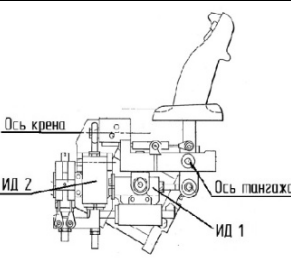
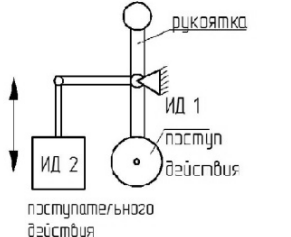
№	Кинематическая схема	Описание	Достоинства	Недостатки	
Соосное расположение приводов	1		Оба привода расположены вдоль одной оси, для уменьшения момента инерции. Пара конических зубчатых колес обеспечивают поворот на 90° и выполняют роль редуктора [6]	Меньший момент инерции по сравнению с компоновкой №6, так как приводы расположены соосно	Работа электродвигателя в канале тангажа создает противодействующий момент в канале крена, наличие люфта в зубчатой передаче
	2		Управление по тангажу происходит с помощью фрикционных тросов и шкивов через центр вращения передачи канала крена, позволяя жестко зафиксировать двигатели и расположить их на некотором удалении от рукоятки [6]	Небольшой момент инерции, так как оба привода зафиксированы, применение тросов практически исключает люфт, гибкость в выборе типа привода и места установки	Тросы ведут себя как пружины, что негативно отражается на жесткости и ширине полосы пропускания системы, требуется большой диаметр шкивов для нормальной работы тросовой передачи
	3		Вал для управления по тангажу проходит сквозь вал управления по крену. Двигатели зафиксированы, связаны с помощью тросовой или ременной передачи и могут быть размещены по усмотрению конструктора [6]	Малый момент инерции, так как двигатели зафиксированы, применение тросов или ремней практически исключает люфт, гибкость в выборе типа привода и места установки	Тросы ведут себя как пружины, что негативно отражается на жесткости и ширине полосы пропускания системы, требуется большой диаметр шкивов для нормальной работы тросовой передачи

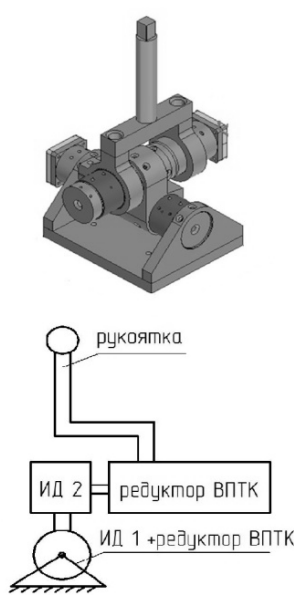
<p>Соосное расположение приводов</p>	<p>4</p>		<p>Аналогично компоновкам 2 и 3, но управление по тангажу происходит с помощью червячной передачи, которая имеет большую жесткость и дает возможность повернуть исполнительный механизм на 90° относительно оси [6]</p>	<p>Малый момент инерции, высокая жесткость за счет механической передачи</p>	<p>Для управления по тангажу требуются три передачи, неустранимость люфта в червячной передаче</p>
<p>Параллельное расположение приводов</p>	<p>5</p>		<p>Рукоятка установлена в карданный шарнир, для обеспечения двух степеней свободы. Применяются передачи винт—гайка, которые соединены с рычагами на внутренней части карданного шарнира. Если гайки двигаются в одном направлении, происходит отклонение по крену, если в противоположных, то по тангажу. Возможно использование линейных приводов [6]</p>	<p>Жесткая конструкция без использования кинематических передач, гибкость в выборе типа и места размещения линейных приводов, возможность установки гидравлических линейных приводов, имеющих очень большую жесткость, быстродействие и мощность</p>	<p>Линейные приводы должны развивать большое усилие, а это ведет к увеличению габаритов, применение гидравлических приводов сопряжено со сложностями проводки и обслуживания гидролинии в кабине</p>
<p>Расположение приводов на пересекающихся осях</p>	<p>6</p>		<p>Оба привода непосредственно расположены вдоль осей вращения. Используются моментные электродвигатели без механических передач. Механизм привода тангажа должен быть очень компактным, чтобы минимизировать момент инерции в канале крена [6]</p>	<p>Малый люфт, простота конструкции</p>	<p>Большой момент инерции в канале крена</p>

Расположение приводов на пересекающихся осях	7		Трос проходит сквозь центр рамки вращения канала крена для управления по каналу тангажа. На рукоятке установлен шкив большого размера для обеспечения отклонения +/- 30° [6]	Малый момент инерции, так как двигатели зафиксированы, применение тросов практически исключает люфт	Длинная ременная передача негативно влияет на жесткость системы, требуется шкив большого диаметра для отклонения на требуемый угол, излишне сложная компоновка
	8		Два конических редуктора обеспечивают поворот осей на 90° для каналов тангажа и крена [6]	Меньший момент инерции по сравнению с компоновкой №1	Работа мотора в канале тангажа создает противодействующий момент в канале крена, наличие люфта в зубчатой передаче, большие габариты по сравнению с 1 и 2
	9		Коническая передача в канале крена обеспечивает угол смещения осей на 90° и выполняет роль редуктора. Управление по тангажу осуществляется с помощью передачи винт—гайка или шариковинтовой передачи (ШВП) [6]	Передачи винт—гайка или ШВП имеют минимальный люфт	Большой момент инерции в канале крена, работа мотора в канале тангажа создает крутящий момент в канале крена, привод канала тангажа закреплен нежестко

Для устранения описанных недостатков в новой конструкции предлагается ввести в исполнительные механизмы БРУ дополнительные входы для механической проводки, что расширяет функциональные возможности органа управления, а также при-

менить электроприводы для синхронной работы двух боковых ручек, которые смогут обеспечить достаточное усилие для имитации механической обратной связи между летчиками и реализации пересиливания.

Расположение приводов на пересекающихся осях	10	 	<p>Конструктивная схема с жестко закрепленными электродвигателями на основе карданного шарнира (шарнира Гука)</p>	<p>Малый момент инерции, так как двигатели зафиксированы, гибкость в выборе типа и места размещения приводов.</p>	<p>Сложность компоновки, наличие люфтов в механических передачах</p>
	11	 	<p>Электроприводы вращательного действия расположены на пересекающихся осях. Привод канала тангажа через шарнир Гука соединяется с валом привода канала крена. Для организации механической проводки в канале тангажа используются жесткие тяги, а в канале крена — фрикционные тросы [4]</p>	<p>Малый момент инерции, малый люфт, наличие механической проводки</p>	<p>Взаимное влияние одного канала на другой</p>
Расположение приводов на скрещивающихся осях	12	 	<p>Приводы поступательного действия расположены на скрещивающихся осях. Привод канала тангажа непосредственно соединен со стержнем рукоятки, а привод канала крена через рычаг и шарниры связан со стержнем рукоятки [7]</p>	<p>Компактность, малый люфт, малый момент инерции, высокое быстродействие</p>	<p>Малый ход рукоятки, малое усилие, так как приводы выполнены по безредукторной схеме</p>

Расположение приводов на скрещивающихся осях	13		<p>Электромеханические приводы вращательного действия с редукторами на основе волновых передач с телами качения расположены так, что их продольные оси образуют карданный шарнир с разными рычагами [8]</p>	<p>Волновая передача имеет малый люфт и высокую кинематическую точность, высокий прямой и обратный КПД, конструкция передачи обеспечивает возможность организации механической проводки для связи пары БРУ</p>	<p>Большой момент инерции по тангажу, чем по крену, что ведет к необходимости делать поправку при расчете требуемых крутящих моментов для разных каналов</p>
--	----	---	---	--	--

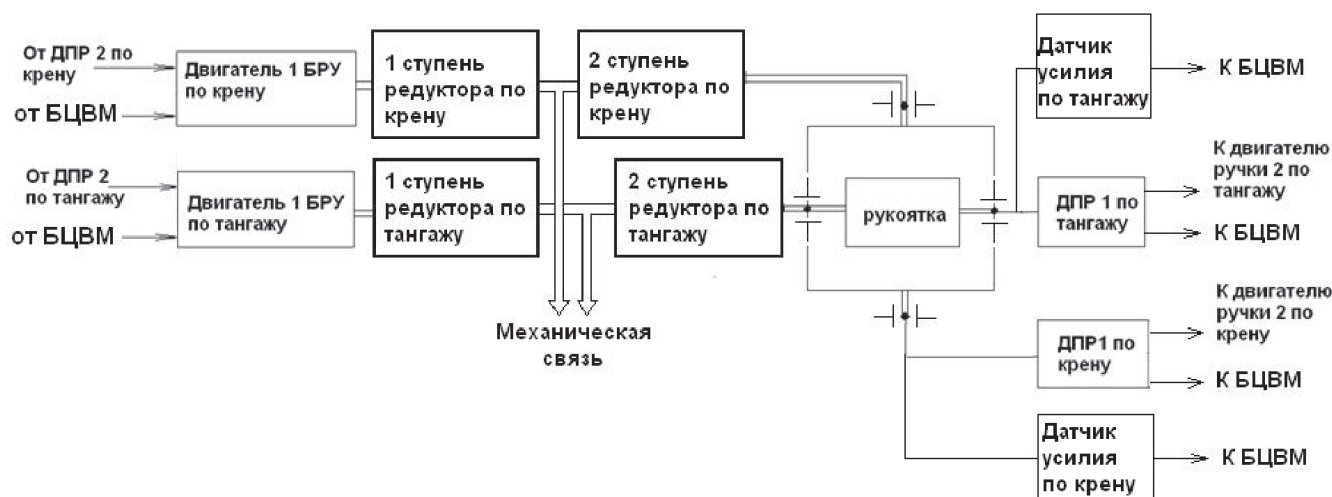


Рис. 3. Кинематическая схема БРУ на основе карданного шарнира

Обоснование требуемой мощности привода БРУ

При выборе мощности исполнительного двигателя было принято, что движения выходного звена являются гармоническими [6]. Человеческая рука в среднем способна развивать кратковременное усилие до 750 Н при энергичном рывке, а долговременное, в положении сидя, — порядка 110 Н [9].

Значение мощности в общем виде:

$$P = Fv = mA\omega^2 \cos(\omega t)A\omega \sin(\omega t) = \frac{1}{2}mA^2\omega^3 \sin(2\omega t), \tag{1}$$

где F — усилие, развиваемое пилотом; m — подвижная масса (рука и стержень БРУ); A — амплитуда отклонения стержня БРУ.

В результате значение для максимальной мощности выражается зависимостью от амплитуды и частоты

$$P_{\max} = \frac{1}{2}mA^2\omega^2\omega_{\text{пр}}, \tag{2}$$

где $\omega_{\text{пр}}$ — частота работы привода, или зависимостью от прикладываемого усилия и частоты

$$P_{\max} = \frac{1}{2}m\left(\frac{F_{\max}}{m\omega^2}\right)^2\omega^3 = \frac{1}{2}\frac{F_{\max}^2}{m\omega}. \tag{3}$$

Если принять $F_{\max} = 110$ Н, $m = 2,5$ кг, $A = 0,056$ м, максимальная скорость отклонения рукоятки составит $\omega = 28$ рад/с, что соответствует частоте 4,4 Гц.

По зависимостям (2) и (3) были построены графики, которые представлены на рис. 4.

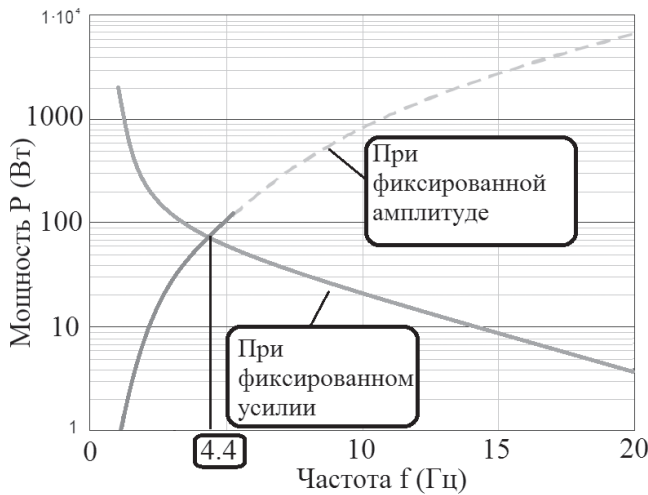


Рис. 4. График зависимости мощности от частоты привода БРУ

При максимальной амплитуде на всем диапазоне частот требуемая мощность увеличивается пропорционально ω^3 , тогда как при одинаковом усилии с ростом частоты амплитуда уменьшается, следовательно, требуемая мощность уменьшается.

Для принятого значения $F_{max} = 110$ Н требуемая мощность привода одного канала составляет 86 Вт и достигается при частоте колебаний 4,4 Гц. Выше этой частоты нагрузка должна уменьшаться, для снижения утомляемости пилота.

Необходимо принять во внимание тот факт, что пилот, управляя самолетом, задает угол тангажа, но для задания одного и того же угла при различных скоростях полета рулевые поверхности отклонятся на разные углы: чем больше скорость самолета, тем на меньший угол требуется отклонить рулевую поверхность для преодоления шарнирного момента и создания крутящего момента относительно центра масс самолета. Поэтому ручки должны иметь одинаковый рабочий ход и загрузку, не зависящие от скорости полета. Для этого ручки синхронизируются между собой по положению, а система управления самолетом выдает на рулевые приводы команды, пропорциональные скорости полета, для обеспечения требуемого угла тангажа. В результате в БРУ предусмотрена возможность ограничения скорости перемещения ручки в зависимости от скорости полета самолета.

Реализация конструкции

Для обеспечения скорости рукоятки 28 рад/с приводом мощностью 86 Вт требуется крутящий момент на выходном звене, равный

$$M = \frac{86 \text{ Вт}}{28 \text{ рад/с}} = 3 \text{ Н} \cdot \text{м}. \quad (4)$$

Для обеспечения данного момента передаточное число редуктора должно быть не менее

$$q = \frac{M}{M_{дв}} = \frac{3}{0,05} = 61. \quad (5)$$

Для создания механической проводки было принято решение проектировать редуктор с двумя ступенями. Выходным звеном первой ступени является сепаратор, при неподвижном жестком колесе, выходным звеном второй ступени является жесткое колесо, при неподвижном сепараторе. Для унификации профиля ступеней редуктора принято решение: обе ступени редуктора делать с идентичным профилем и передаточным числом, равным 8; таким образом, общее передаточное число составит $8 \times 8 = 64$, что является достаточным для обеспечения требуемого крутящего момента. Конструкция электромеханического привода БРУ в разрезе представлена на рис. 5.

По результатам конструкционной проработки изготовлены две БРУ. На рис. 6 представлены ручки, соединенные механической связью между каналами. Механическая связь выполнена в виде гибкого вала. Каждая БРУ имеет размеры $1600 \times 160 \times 200$ мм и массу 2,5 кг

Математическая модель БРУ

Для анализа работы устройства были разработаны трехмерная твердотельная и математическая модели. В основу математической модели заложена динамика приводной системы, учитывающая динамику электромоторов, жесткость конструкции и редуктора, моменты инерции, нелинейности, такие, как люфт редуктора и сухое трение [10].

В боковой ручке управления используются отечественные вентильные двигатели. В математическую модель входят две боковые ручки управления. Блок вентильного электродвигателя реализован с помощью библиотеки SimPowerSystem.

Блок содержит трехфазную магнитоэлектрическую синхронную машину (Permanent Magnet Synchronous Machine), управляемую от трехфазного инвертора (Universal Bridge), блок управления инвертором (PWM Generator) и преобразователь координат dq-abc (блоки Fcn, Fcn1, Fcn2), в котором реализуются зависимости

$$u_A^* = u_d^* \cos \theta + u_q^* \sin \theta; \quad (6)$$

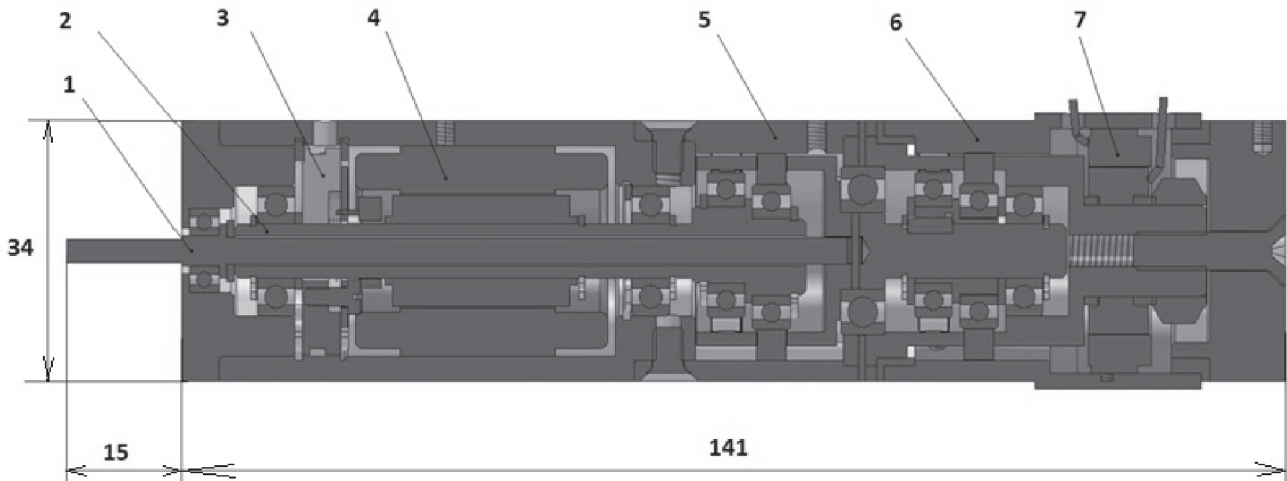


Рис. 5. Конструкция электромеханического привода БРУ: 1 — вал механической проводки; 2 — вал ведущий; 3 — датчик положения ротора; 4 — электродвигатель; 5 — жесткое колесо 1-й ступени (неподвижное); 6 — жесткое колесо 2-й ступени (выходное звено); 7 — датчик углового положения

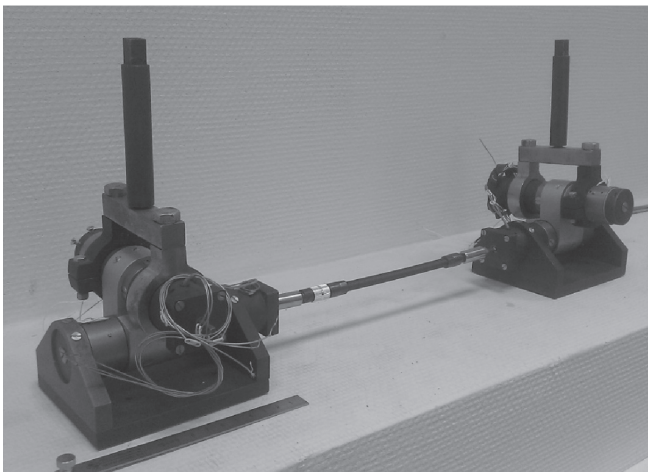


Рис. 6. Внешний вид макетов БРУ

$$u_B^* = u_d^* \cos \theta \left(\theta - \frac{2\pi}{3} \right) + u_q^* \sin \theta \left(\theta - \frac{2\pi}{3} \right); \quad (7)$$

$$u_C^* = u_d^* \cos \theta \left(\theta + \frac{2\pi}{3} \right) + u_q^* \sin \theta \left(\theta + \frac{2\pi}{3} \right). \quad (8)$$

В блоке Universal Bridge реализуется усиление входных сигналов в соответствии с уравнениями:

$$u_A = K_{cp} u_A^*; u_B = K_{cp} u_B^*; u_C = K_{cp} u_C^*. \quad (9)$$

Функциональная схема математической модели представлена на рис. 7.

Для установки приоритета управления на каждой рукоятке вводится кнопка приоритета. Переход в ручной режим управления осуществляется нажа-

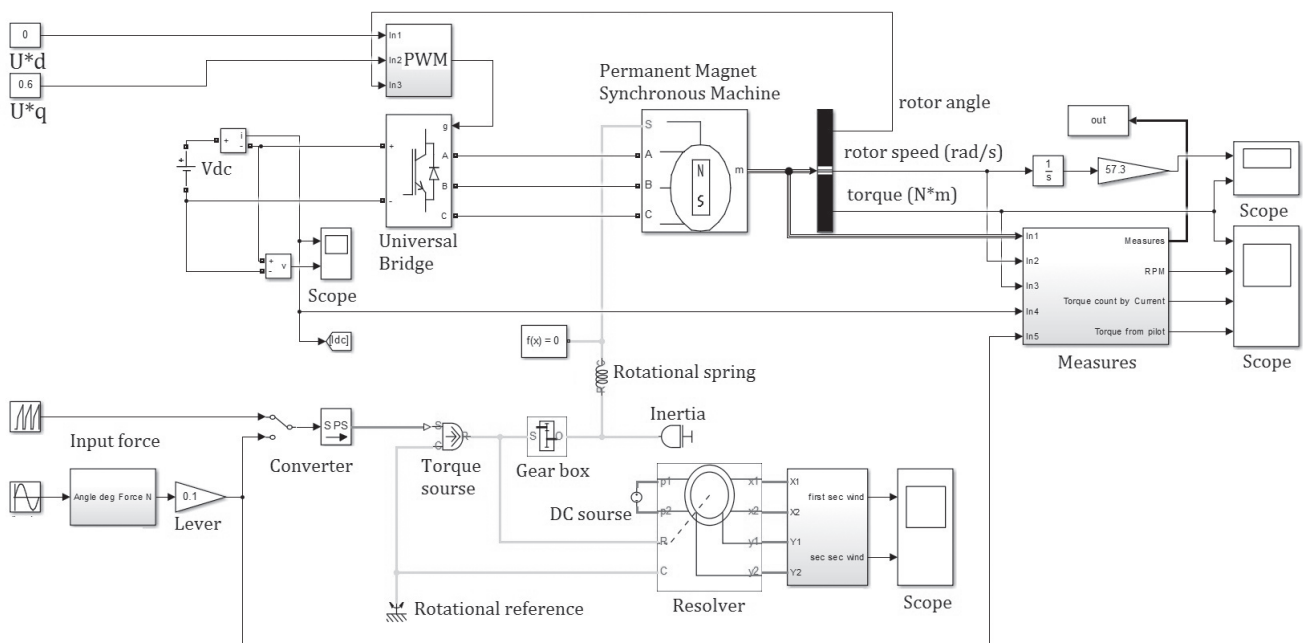


Рис. 7. Функциональная схема математической модели БРУ

тием кнопки приоритета на одной из БРУ. После нажатия кнопки приоритета соответствующая БРУ становится ведущей, и, отклоняя ее вручную, пилот задает требуемые углы управления. При этом ведомая БРУ отклоняется синхронно с ведущей. Приводная система ведущей БРУ имитирует пружинную загрузку. Приводная система ведомой БРУ замыкается по положению и только повторяет положение ведущей, без имитации загрузки. Нажатие кнопки приоритета на ведомой БРУ передает ей приоритет управления и делает ее ведущей. Таким образом, приоритет управления отдается той БРУ, кнопка приоритета на которой была нажата последней.

В данном алгоритме, при отсутствии датчиков усилия (момента) на рукоятке, описаны режимы управления системой приводов БРУ по моменту и по положению. Требуемый момент ведущей БРУ вычисляется как функция угла отклонения рукоятки. Зависимость выражается градиентом загрузки, который для канала тангажа составляет 0,186 кгс на градус отклонения, при длине рукоятки 100 мм. Для канала крена требуется градиент загрузки 0,130 кгс

на градус отклонения. Усилие страгивания для каждого канала должно быть не менее 0,5 кгс [11].

Таким образом, ведущая БРУ имитирует пружинную нагрузку и всегда идет в нейтральное положение при отсутствии управляющего воздействия со стороны пилота.

При наличии датчиков усилия (момента) обе БРУ могут работать в режиме постоянного «пересиливания». Это достигается тем, что основным управляющим сигналом для обеих БРУ является суммой усилий, прикладываемых к обеим БРУ. То есть если управляют одновременно оба пилота, а один прикладывает большее усилие, чем другой, то обе БРУ отклоняются на угол, пропорциональный сумме усилий. Режим пересиливания имитирует наличие механической проводки между органами управления для исключения возможной путаницы с приоритетами «ведущая—ведомая»

Функциональная схема системы управления самолета, оснащенного БРУ и электромеханическими рулевыми приводами, показана на рис. 8 и 9. На рис. 8 показаны электрические взаимосвязи

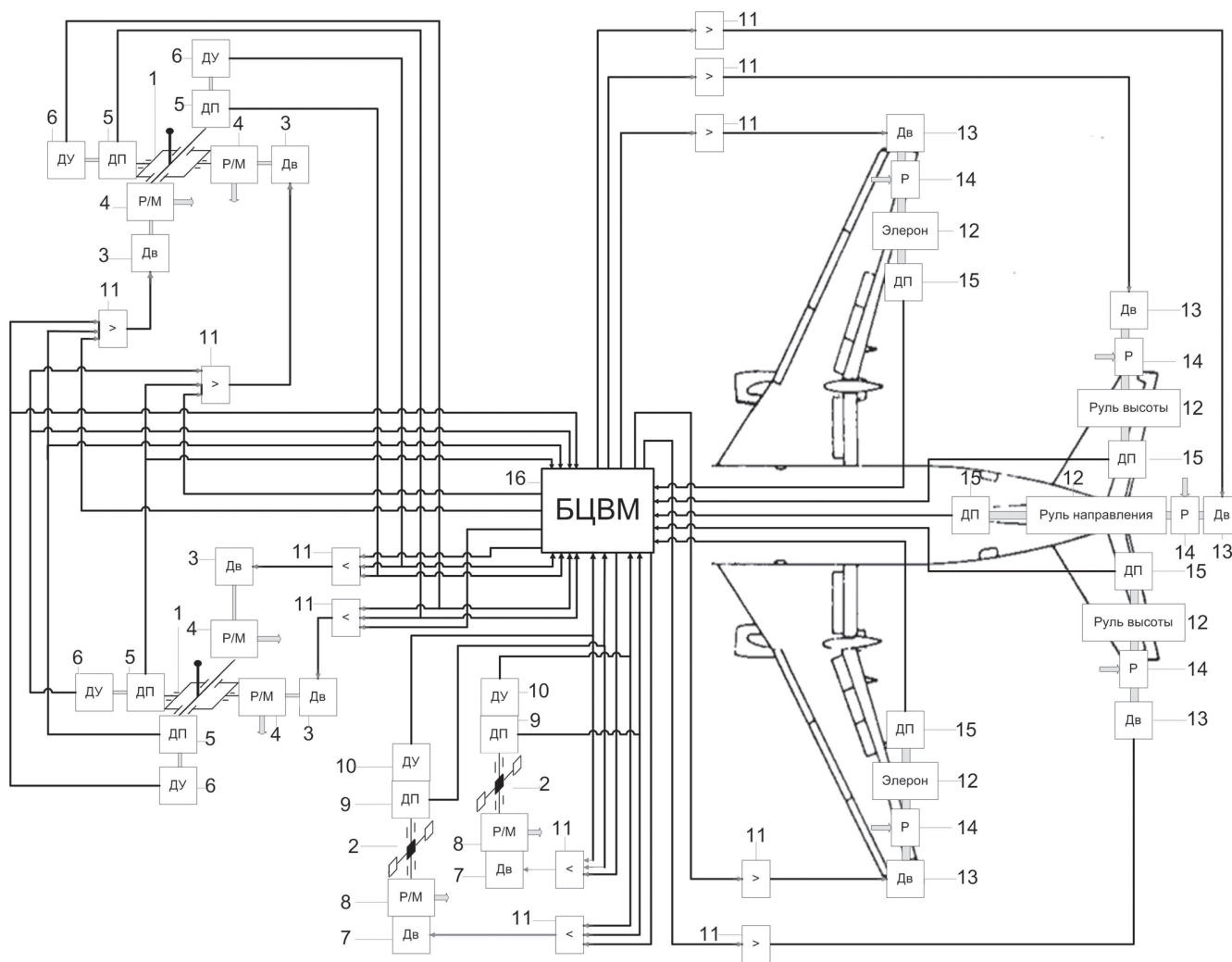


Рис. 8. Функциональная схема электрических взаимосвязей между элементами

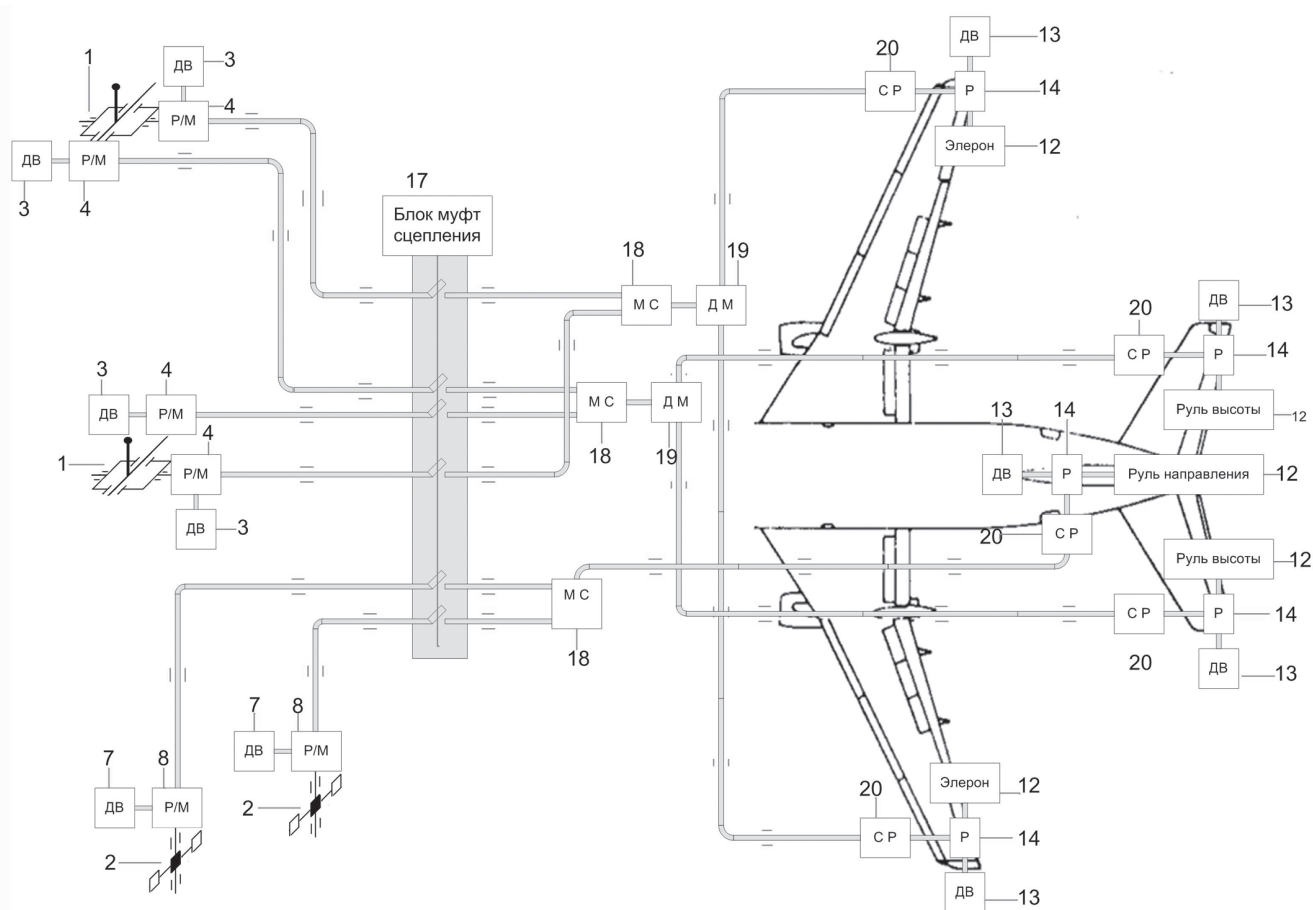


Рис. 9. Функциональная схема механической проводки

между элементами системы управления, а на рис. 9 — схема механической проводки. Нумерация позиций на рис. 8 и 9 общая.

Система управления работает следующим образом: при повороте летчиком одного органа управления 1, 2 на тот же угол поворачивается орган управления у второго летчика и пропорционально этому углу соответствующая рулевая поверхность. При этом на поворачиваемом летчиком органе управления электродвигатели 3 и 7 этих каналов развивают противодействующий момент, создающий тактильное усилие. Датчики положения 5, 9 и усилия 6, 10 органов управления формируют сигналы, которые через усилители 11 подаются на парные электродвигатели органов управления 3, 7. Электродвигатели 3, 7 связаны с органами управления посредством механических передач — редукторов-мультипликаторов 4, 8, которые отклоняют их на требуемый угол с требуемым усилием. В соответствии с текущими сигналами с органов управления 1, 2 бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) 16 формирует управляющие сигналы для рулевых приводов, которые состоят из двигателя 13, редуктора 14 и датчика положения 15.

При наличии управляющего сигнала от БЦВМ на любом из каналов соответственно поворачива-

ются органы управления 1, 2 у обоих летчиков и соответствующая рулевая поверхность 12.

При наличии управляющего сигнала от БЦВМ и одновременном действии летчиков на органы управления 1, 2 для поворота рулевой поверхности 12 в одном и том же направлении рулевая поверхность будет отклоняться по суммарному значению сигналов усилия с органов управления 1, 2.

При наличии управляющего сигнала от БЦВМ и действии одного из летчиков на орган управления 1, 2 (при вмешательстве в автоматическое управление) или действии двух летчиков в разные направления рулевая поверхность 12 будет отклоняться по заложенным в БЦВМ приоритетам.

В аварийных ситуациях при отказе дистанционной системы управления срабатывает блок муфт сцепления 17 и управление от органов управления 1, 2 к рулевым поверхностям 12 передается по механическим связям и элементам механической проводки: редукторам-мультипликаторам 4, механическим сумматорам 18, дифференциалам-мультипликаторам 19, согласующим редукторам 20, редукторам 14 с увеличением мускульной силы летчиков за счет различных передаточных чисел мультипликаторов и редукторов.

В ручном режиме при воздействии одного летчика на органы управления 1, 2 отклоняются соответствующие рулевые поверхности 12 и по обратным механическим связям 18 поворачиваются парные органы управления 1, 2 второго летчика.

При одновременном действии двух летчиков рулевые поверхности 12 поворачиваются на требуемый угол с усилием от соответствующих органов управления 1, 2 двух летчиков.

Таким образом, повышение надежности и безопасности полетов достигается за счет использования разнородных каналов управления полетом самолета: в штатных режимах — дистанционного электропроводного с использованием БЦВМ и в аварийных ситуациях, при отсутствии электропитания или отказе электроники, — ручного управления без потребления других видов энергии (электрической или гидравлической). При этом переключение каналов управления самолетом осуществляется блоком муфт сцепления 17 автоматически или вручную, а канал управления без потребления других видов энергии содержит механические сумматоры 18 для обеспечения механической связи между органами управления 1, 2, дифференциалы-мультипликаторы 19 для распределения моментов к рулевым поверхностям и согласующие редукторы 20 для обеспечения требуемых угловых скоростей валов и на входе в редукторы 14 управления рулевыми поверхностями 12. Управление самолетом без потребления других видов энергии обеспечивается при реализации редукторов (мультипликаторов) 4, 18, 20, на основе механических передач с высоким прямым и обратным КПД, например на основе волновых передач с телами качения.

Выводы

Проведенные морфологический анализ и синтез показали, что наилучшими характеристиками обладает боковая ручка, карданный шарнир которой построен из корпусов электромеханических силовых мини-приводов, расположенных на скрещивающихся осях.

Установлено, что в силовых мини-приводах целесообразно применять две ступени волновых передач с телами качения, при этом выходную ступень использовать как дифференциальный механизм, позволяющий суммировать перемещения, вызванные электрическими и механическими воздействиями.

Показано, что при построении системы управления самолетом от боковых ручек на основе силовых мини-приводов [12] возможно использование разнородных каналов управления: дистанцион-

ного в штатных режимах и ручного с механической проводкой в аварийных ситуациях, что повышает надежность и безопасность полетов.

Библиографический список

1. Chialastri A. Human-centered design in aviation // CEUR proceedings 4th Workshop HCP Human Centered Processes, Rome, Aviationlab, 2011. Pp. 43-47.
2. Шумилов И.С. Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолета // Электронный журнал «Наука и образование». 2013. №2. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/531715.html>, 6.07.2015.
3. Heinlein R. Pilots in loop? Airbus and the FBW sidestick // Электронный журнал «Critical uncertainties». 2011. URL: <http://criticaluncertainties.com/2011/09/16/pilots-in-the-loop-airbus-and-the-fbw-side-stick>, 06.07.2015.
4. Jeffrey W.Hegg. Mechanically linked active sidesticks. Patent US 5456428 B64C 13/12, 10.10.1995.
5. Геращенко А.Н., Постников В.А., Самсонович С.Л. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов. — М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010. — 547 с.
6. Hermans R.L. Design of an actuated side stick controller for the SiMoNa research simulator, Delft, Delft University of Technology, 1999. 154 p.
7. Raymond P., Meenen Jr. Sidestick flight control simulator. Patent US 4861269A, 29.08.1989.
8. Самсонович С.Л., Макарин М.А., Шошин М.П. О выборе кинематической схемы боковой ручки управления самолетом // Материалы XXI международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. М.: ТПП, 2015. С. 186—188.
9. Васильева В.В., Волков В.М., Степачкина Н.А., Трунин В.В. Физиология человека. — М.: Физкультура и спорт, 1984. — 319 с.
10. Герман-Галкин С.Г. Проектирование мехатронных систем на ПК. — СПб.: КОРОНА-Век, 2008. — 368 с.
11. Yashin Yu.P., Zaychik L.E., Rodchenko V.V., Boris S.Yu., Sopin A.P. Non-Maneuverable Aircraft Control With a Side Stick // Aircraft flight safety, International conference proceedings, 31 August — 5 September, Zhukovsky, 1993. Pp. 361—369.
12. Оболенский Ю.Г., Самсонович С.Л., Степанов В.С. Пат.2010/ 2408125, МПК Н 02 К 7/116 Силовой мини-привод подвижной аэродинамической поверхности летательного аппарата. Бюл. №36, опубли. 27.12.2010.

DESIGN OF AN AIRCRAFT SIDE-STICK CONTROLLER BASED ON ELECTROMECHANICAL POWER MINI DRIVES

Samsonovich S.L.* , Makarin M.A.** , Larin A.P.

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

*e-mail: samsonovich40@mail.ru

**e-mail: MikhailMakarin@gmail.com

Abstract

Design of a side-stick control (SSC) of the aircraft is an important task, which is focused on improving the efficiency and convenience of pilot operation. In addition, application of SSC allows reduce the total weight of the control system.

The paper carries out the analysis of present-day SSCs, describes the effect of added mass inherent to any SSC. It also shows the disadvantages associated with control priority characteristic to passive SSCs, and shows that active SSCs have a number of advantages over passive ones due to permanent synchronous operation.

The paper presents the results of morphological analysis and synthesis of SSC development. It is shown that construction of SSC gimbal joint using two electromechanical drives placed over skew axes allows reducing weight and size figures, and implementation of double-reduction harmonic gear with rolling elements makes it possible to design hybrid control channels. It is found that application of double-reduction harmonic gear with rolling elements for power mini drives with output stage operating as differential mechanism allowing summing up motor and mechanical guide motions is expedient.

The paper reveals that introduction of additional mechanical guide for manual control increases the level of pilot's information awareness as well as flight safety level in emergencies.

The paper contains the results of design, mathematical modeling and the appearance of the prototype. The model is based on dynamics of a drive system, taking into account dynamics of permanent magnet synchronous motors, robustness of the design and reducing gear, moments of inertia, and nonlinearities, such as reducing gear backlash and dry friction.

The authors developed a number of algorithms of SSC operation in different modes and described the method of setting the control priority. It is shown that the presence of force sensors improves the functionality of the device.

The paper outlines the structure and operation of the aircraft control system when SSC is in use, and shows that transfer to manual control in case of power-off is possible.

The presented results demonstrate that using of hybrid control channels increases the flight safety level.

Keywords: side-stick control, power mini drives, more electric aircraft, electromechanical drives, steering gear.

References

1. Chialastri A. *Human-centered design in aviation*. CEUR proceedings 4th Workshop HCP Human Centered Processes, Rome, Aviationlab, 2011, pp. 43-47.
2. Shumilov I.S. *Elektronnyi zhurnal «Nauka i obrazovanie»*, 2013, no. 2, available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/531715.html> (accessed 6.07.2015).
3. Heinlein R. Pilots in loop? Airbus and the FBW sidestick. *Elektronnyi zhurnal «Critical uncertainties»*, 2011, available at: <http://criticaluncertainties.com/2011/09/16/pilots-in-the-loop-airbus-and-the-fbw-side-stick> (accessed 06.07.2015).
4. Jeffrey W.Hegg. *Patent US 5456428 B6C 13/12*, 10.10.1995.
5. Gerashchenko A.N., Postnikov V.A., Samsonovich S.L. *Pnevmaticheskie, gidravlicheskie i elektricheskie privody letatel'nykh apparatov na osnove volnovykh ispolnitel'nykh mekhanizmov* (Pneumatic, hydraulic and electrical aircraft drives based on wave actuator mechanism), Moscow, MAI-Print, 2010, 547 p.
6. Hermans R.L. *Design of an actuated side stick controller for the SiMoNa research simulator*, Doctor's thesis, Delft, Delft University of Technology, 1999, 154 p.
7. Raymond P., Meenen Jr. *Patent US 4861269 A*, 29.08.1989.
8. Samsonovich S.L., Makarin M.A., Shoshin M.P. *Materialy XXI mezhdunarodnogo simpoziuma «Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruksii i sploshnykh sred» im. A.G. Gorshkova*, Moscow, TRP, 2015, pp. 186-188.
9. Vasil'eva V.V., Volkov V.M., Stepochkina N.A., Trunin V.V. *Fiziologiya cheloveka* (Human Physiology), Moscow, Fizkul'tura i sport, 1984, 319 p.
10. German-Galkin S.G. *Proektirovanie mekhatronnykh sistem na PK* (Designing mechatronic systems on PC), St.-Petersburg, KORONA-Vek, 2008, 368 p.
11. Yashin Yu.P., Zaychik L.E., Rodchenko V.V., Boris S.Yu., Sopin A.P. *Non-Maneuverable Aircraft Control With a Side Stick*, Aircraft flight safety, International conference proceedings, Zhukovsky, 1993, pp. 361-369.
12. Obolenskii Yu.G., Samsonovich S.L., Stepanov V.S. *Patent RU №2408125*, 27.12.2010.