

Р. Р. Абдулин, канд. техн. наук, зам. Управляющего директора — главный конструктор, abdulin@mnprk.ru,
Д. С. Тимофеев, канд. техн. наук, нач. сектора, tds@mnprk.ru,
Н. В. Крылов, канд. техн. наук, вед. инженер-конструктор, artsunday@mail.ru,
А. А. Кравченко, нач. сектора, kravchenko@mnprk.ru,
И. В. Зайцев, инженер-конструктор, zaitsev.iv@mnprk.ru,
АО Московский научно-производственный комплекс "АВИОНИКА" имени О. В. Успенского, г. Москва
С. Л. Самсонович, д-р техн. наук, проф., samsonovich40@mail.ru,
Н. Б. Рожнин, канд. техн. наук, ст. науч. сотр., rozhnin@yandex.ru,
А. П. Ларин, ст. преподаватель, aplarin@rambler.ru,
М. А. Макарин, канд. техн. наук, ст. преподаватель, ikhailmakarin@gmail.com,
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, г. Москва

Разработка и исследование математической модели работы пары активных ручек управления самолетом в среде MATLAB

Разработка боковых активных ручек управления самолетом (АРУС) является актуальным направлением развития современных систем управления полетом, позволяющим повысить безопасность полета, улучшить эргономику работы в кабине и сократить массогабаритные показатели рычагов управления. Статья посвящена имитационному моделированию работы пары АРУС, выполненным на основе электромеханических приводов (ЭМП) по безрамочной конструктивно-кинематической схеме, обеспечивающей идентичные динамические характеристики в каналах тангажа и крена. Моделирование проводилось в среде MATLAB с использованием специализированных библиотек *SimMechanics* и *SimPowerSystems*. С помощью трехмерной твердотельной модели конструкции АРУС были уточнены массы и моменты инерции подвижных частей. Разработанная комплексная модель состоит из моделей двух постов АРУС, трех блоков задания входного воздействия ("Автопилот", блоки 1-го и 2-го пилотов), блока формирования нагрузочной характеристики для режима ручного управления и блока логики перехода из автоматического режима в ручной. Модель позволяет исследовать статические и динамические характеристики электромеханических приводов и алгоритмы управления в автоматическом и ручном режимах полета, в том числе при одновременном управлении двумя пилотами и при вмешательстве пилотов в автоматическое управление. Введение в модель блока удержания положения рукоятки позволило смоделировать ситуацию, когда в режиме ручного управления 1-й пилот пытается удержать рукоятку в положении, которое он считает правильным, несмотря на вмешательство 2-го пилота. Проведенные на модели эксперименты показали, что разработанная конструкция АРУС обеспечивает выполнение заданных требований к активным боковым ручкам управления самолетом.

Ключевые слова: активная боковая ручка управления самолетом, электромеханический привод, математическое моделирование, алгоритмы управления

Введение

Боковые ручки управления (БРУ) представляют собой устройства для ручного управления самолетом. Каждая боковая ручка имеет две степени подвижности и размещается справа или слева от кресла пилота. Такое расположение и обусловило их название.

БРУ нашли применение в самолетах *Airbus A-320*, *General Dynamics F-16*, *Lockheed Martin F-35*, *Dassault Rafale*, *Gulfstream G500*, *Bombardier CS300*, *MC-21* и др. Проведенный анализ схем и конструкций существующих БРУ свидетельствует об их развитии от пассивных, построенных на основе механических пружин и демпферов, к активным, использующим следящие приводы.

Использование активных БРУ позволяет повысить безопасность полета и улучшить информационную осведомленность экипажа за счет обеспечения тактильной взаимосвязи между усилием, прикладываемым пилотом

к БРУ, и реакцией летательного аппарата (ЛА), а также за счет синхронной работы двух ручек при отклонении одной из них (для ЛА, управляемых двумя пилотами).

В работах *R. Hermans* [1], *D. Hanke*, *C. Herbst* [2] рассматриваются активные БРУ, которые построены по кинематическим схемам на основе рамочного кардана, что обуславливает неидентичность моментов инерции каналов и большие габаритные размеры. Активная БРУ, используемая на самолете *MC-21* (разработка фирмы *Ratier-Figeac*, Франция), также построена по аналогичной схеме.

По результатам анализа схем и конструкций активных БРУ была сформулирована задача и выявлена возможность построения кинематической безрамочной схемы, т. е. схемы без использования рамочного карданного шарнира. Авторами была предложена и запатентована безрамочная конструктивно-кинематическая схема активной БРУ [3–5], свободная от недостатков рамочной конструкции, в которой

электромеханические вращательные приводы каналов тангажа и крена располагаются вертикально. Такая компоновка, реализуя все необходимые режимы работы БРУ как при одиночном использовании, так и при парной работе, свободна от взаимовлияния каналов, имеет улучшенные относительно рамочных конструкций массогабаритные показатели и является конкурентоспособной по сравнению с импортными аналогами.

Описание конструкции активной ручки управления самолетом

На этапе конструирования в среде *SolidWorks* была разработана трехмерная модель активной ручки управления самолетом (АРУС), внешний вид и продольный разрез которой показаны на рис. 1 и 2 соответственно (см. третью сторону обложки).

Два электропривода для управления в поперечном и продольном каналах (по крену и тангажу соответственно), каждый из которых имеет одну степень подвижности и содержит бесколлекторный электродвигатель, планетарный редуктор и датчик положения выходного звена, размещены в общем корпусе (на рис. 1 отсутствует) и имеют форму цилиндров, продольные оси которых расположены вертикально. На выходном валу каждого электропривода установлен четырехзвенный шарнирный механизм с тремя степенями подвижности, состоящий из косоугольного кривошипа с конической эксцентриковой втулкой. Центральные оси кривошипов закреплены на выходных валах редукторов электроприводов. Эксцентриковые оси шарнирных механизмов выполнены с возможностью вращения относительно конических эксцентриковых втулок на подшипниках. На наружных поверхностях конических эксцентриковых втулок перпендикулярно центральной оси электроприводов на осях размещены диаметрально два шарнира, которые обеспечивают вращение вилок поперечного и продольного каналов. При этом центральные оси электроприводов с коническими втулками, оси эксцентриков и оси шарниров качающихся шайб пересекаются в одной точке. Вилка электропривода поперечного канала (крен) выполнена как составная часть выходной рукоятки (ВР), а вилка электропривода продольного канала (тангаж) соединена с вилок поперечного канала тягой [3]. Двухкоординатный датчик усилий встроен в основание рукоятки, а валы датчиков положения каналов соединены с выходными валами электроприводов.

Моделирование АРУС

Моделирование проводили в среде *MATLAB* с использованием пакетов *Simulink*, *Simscape* и специализированных библиотек *SimMechanics* и *SimPowerSystems*.

Так как каналы АРУС идентичны, за исключением использования в кинематической передаче продольного канала дополнительной тяги, то моделирование проводили для одного канала (продольного).

В модели должны быть реализованы следующие алгоритмы совместной работы двух АРУС:

1. Алгоритм ручного управления "Пружина с демпфером", обеспечивающий создание противодействующей силы на ВР в зависимости от величины и скорости ее отклонения.

Зависимость грузозачного усилия на ВР (F , Н) от угла отклонения ВР (φ , °) в режиме работы "Пружина с демпфером" изображена на рис. 3.

Зависимость дополнительных сил загрузки ВР ($F_{\text{доп}}$, Н) от ее угловой скорости (ω , °/с) приведена на рис. 4.

В модели должна быть предусмотрена возможность оперативной коррекции точек излома и наклона участков грузозачной харак-

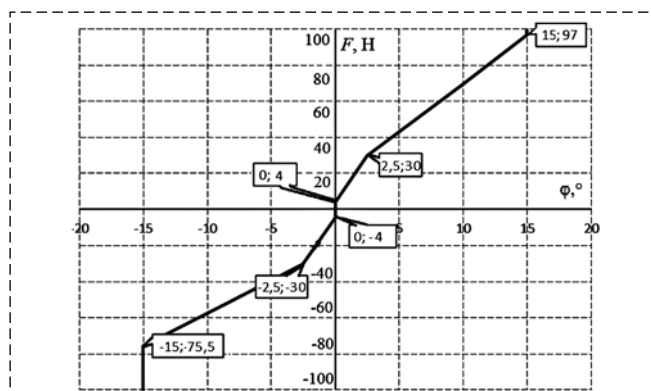


Рис. 3. Зависимость грузозачного усилия на ВР от угла отклонения ВР

Fig. 3. Effort function on tilt angle

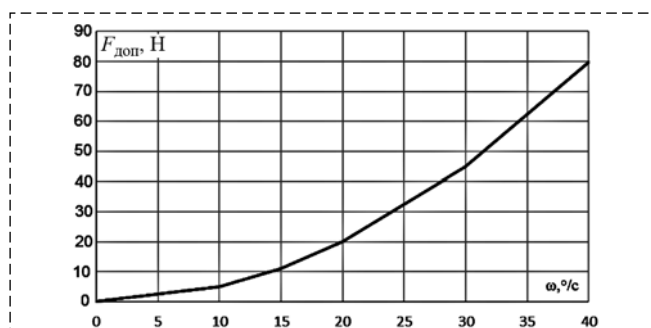


Рис. 4. Зависимость дополнительных сил загрузки ВР от ее угловой скорости

Fig. 4. Additional effort function on angle velocity

теристики, а также коррекции характеристики демпфирования по скорости.

В алгоритме ручного управления необходимо обеспечить синхронное перемещение обеих АРУС, при этом угол отклонения ВР определяется суммарным усилием двух пилотов по загрузочной характеристике (режим "Пересиливание").

2. Алгоритм "Автопилот" — обе АРУС синхронно обрабатывают заданное от бортовой системы дистанционного управления (СДУ) положение. При этом если любой из пилотов прикладывает к ВР усилие, превышающее установленный порог $F_{\text{пор}}$, обе АРУС переходят в режим ручного управления. То же самое происходит при переводе переключателя "Режимы" в положение "Ручной".

Для моделирования использованы следующие исходные данные:

- напряжение питания постоянного тока — 27 В;
- в электромеханическом приводе (ЭМП) АРУС применены бескорпусные бесколлекторные трехфазные моментные электродвигатели 5ДБМ100-1-0,75-3;
- кинематическая схема планетарной передачи со спаренными сателлитами приведена на рис. 5.

Передача имеет два центральных колеса, одно из которых (I) неподвижно, а другое (4) является выходным валом (II), при этом шестерни (2 и 3) объединены общим валом и представляют собой единую деталь — сателлит, а входным валом (I) является водило (B). Число сателлитов — 6. Передаточное число планетарного редуктора:

$$q_{\text{план. ред}} = -14,58;$$

- зависимость угла отклонения ВР φ от угла поворота выходного вала редуктора θ , реализованная шарнирным механизмом, описывается следующим выражением [4]:

$$\varphi = \arctg(\tg\alpha \cos\theta), \quad (1)$$

где α — угол наклона косоугольного кривошипа ($\alpha = 30^\circ$);

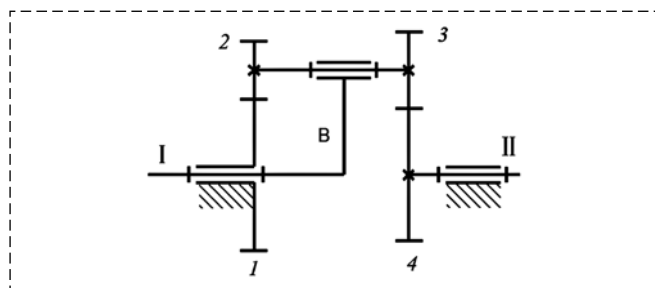


Рис. 5. Кинематическая схема планетарного редуктора
Fig. 5. Planetary gear scheme

- суммарные потери на трение в кинематической передаче ЭМП не превышают 15 % от мощности в нагрузке (на ВР);
- максимальное развиваемое усилие на ВР в точке, отстоящей от центра вращения на $l_{\text{ВР}} = 225$ мм, составляет 100 Н;
- диапазон углов отклонения ВР — $\pm 15^\circ$;
- сдвиг фазы при задании гармонического закона отклонения ВР с амплитудой 5° и частотой 1 Гц — не более 25° ;
- максимальная скорость отклонения ВР при работе от ЭМП — $30^\circ/\text{с}$;
- люфт ВР — не более $0,3^\circ$;
- суммарный момент инерции всех вращающихся деталей кинематической схемы, кроме ротора электродвигателя (момент инерции ротора электродвигателя будет учтен в модели электродвигателя), приведенный к оси вращения ВР, определяется по трехмерной модели АРУС (см. рис. 1, 2);
- для моделирования работы АРУС демпфирующие пружины, используемые в конструкции АРУС, которые выполняют две функции: частично "разгружают" электроприводы на энергозатратных режимах работы и возвращают рукоятку в нейтральное положение при обесточенных обмотках электродвигателей, заменяются торсионом с эквивалентной жесткостью $C_{\text{торс}} = 1,45 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад}$.

Общий вид модели двух АРУС показан на рис. 6.

Модель состоит из двух постов управления (АРУС1 и АРУС2), трех блоков задания входного воздействия ("Автопилот", блоки формирования задания (усилий) 1-го и 2-го пилотов), датчиков усилий на АРУС1 и АРУС2, блока формирования загрузочной характеристики рукояток для режима ручного управления, переключателя режимов работы и блока логики перехода из автоматического режима в ручной. Измеряемые параметры (углы, скорости, усилия и моменты) поступают на соответствующие осциллографы и формируют массивы данных для построения графиков и характеристик.

Модели АРУС1 и АРУС2, представленные на рис. 7, аналогичны и состоят из трех основных блоков: регулятора, электродвигателя с системой управления и блока механики АРУС.

В блоке регулятора находится ПИД регулятор контура положения и широтно-импульсный модулятор (ШИМ), формирующий задание на блок управления силовыми ключами инвертора системы управления электродвигателем.

Состав блока электродвигателя показан на рис. 8. Блок включает источник питания,

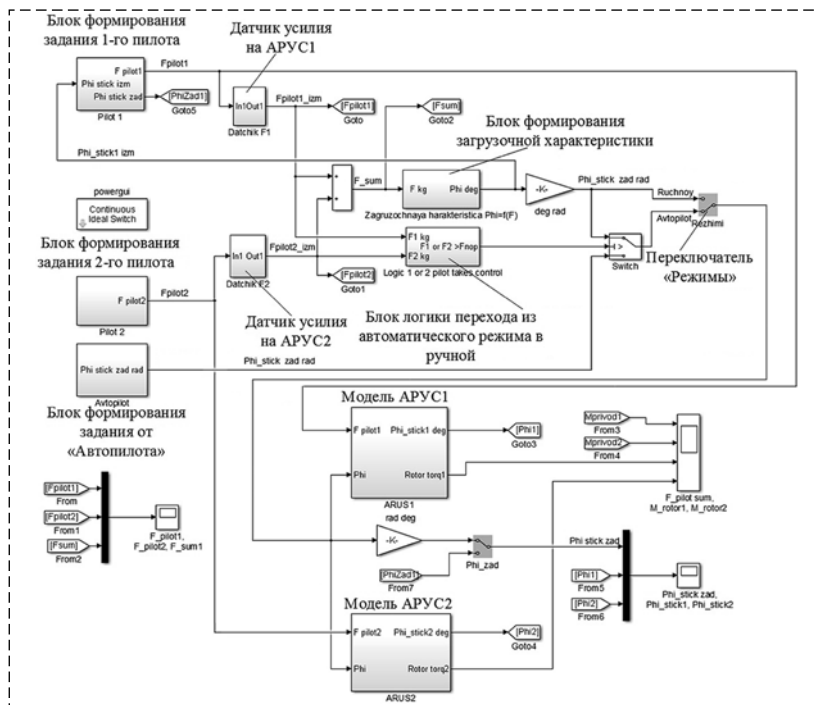


Рис. 6. Общий вид математической модели двух АРУС

Fig. 6. General view of the model with pair sidesticks

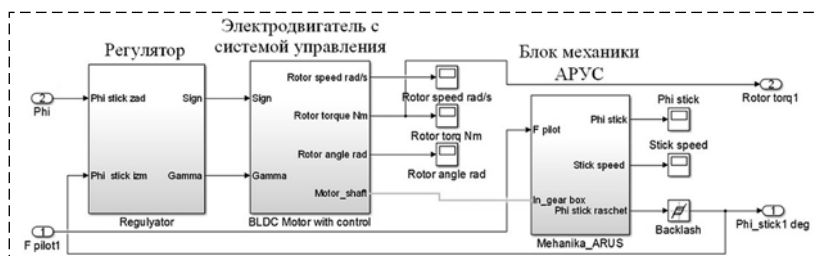


Рис. 7. Модель АРУС

Fig. 7. Active sidestick model

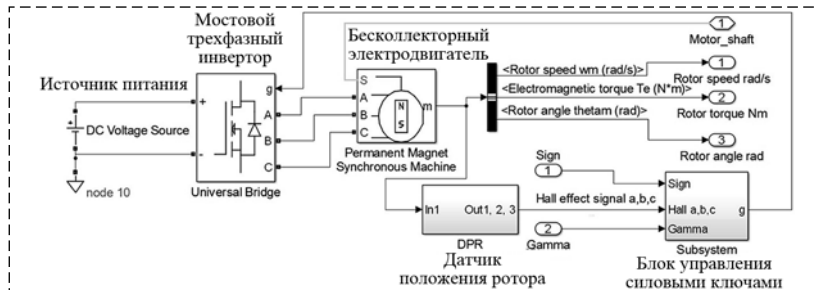


Рис. 8. Состав блока электродвигателя АРУС

Fig. 8. Electromotor block content



Рис. 9. Состав блока механики АРУС

Fig. 9. Mechanics block content

модели бесколлекторного трехфазного электродвигателя с постоянными магнитами на роторе и мостового трехфазного инвертора из библиотеки *SimPowerSystems*, а также блок датчика положения ротора электродвигателя и блок управления силовыми ключами инвертора.

Управляющие сигналы ("Sign" — определяет направление вращения электродвигателя и "Gamma" — задает частоту и скважность коммутации ключей инвертора) поступают на вход блока с блока регулятора. При этом в блоке управления силовыми ключами реализован симметричный способ коммутации. Вал электродвигателя механически соединен с блоком механики АРУС, модель которого реализована в среде физического моделирования *Simscape* с использованием блоков библиотеки *SimMechanics* (рис. 9).

Блок механики содержит модели планетарного редуктора, шарнирно-механизма, механики ВР, а также блок формирования момента от усилия пилота, датчик положения выходного вала планетарного редуктора, блок расчета угла поворота ВР и эквивалентный пружинам растяжения торсион *Rotational Spring*. Датчик положения, так же как и в реальной конструкции АРУС, измеряет угол поворота выходного вала планетарного редуктора, который в блоке расчета угла поворота ВР пересчитывается в соответствии с выражением (1) в угол поворота рукоятки АРУС. В блоке формирования момента от усилия пилота математический сигнал входного усилия, приложенного в точке, отстоящей от центра вращения ВР на расстояние $l_{ВР}$, преобразуется в физический крутящий момент, приложенный к ВР пилотом. Модель шарнирного механизма (рис. 10, см. третью сторону обложки) передает крутящий момент выходного вала планетарного редуктора к ВР с передаточным числом, рассчитываемым в блоке расчета передаточного числа шарнирного механизма из выражения (1) в зависимости от угла поворота выходного вала редуктора.

Механика шарнирного механизма реализована блоком редуктора с изменяемым передаточным числом из библиотеки *Simscape*.

На рис. 11 (см. третью сторону обложки) приведена модель механики ВР. На рукоятку воздействуют: момент пилота M_{pilot} и момент электропривода M_{privod} . Приведенный момент инерции всех вращающихся частей (кроме момента инерции ротора электродвигателя, учтенного в модели двигателя), включая саму рукоятку, представлен блоком *Inertia sum*, а дополнительная нагрузка ВР (M , Н·м) по скорости (ω , рад/с) моделируется блоком *Nonlinear Rotational Damper* с характеристикой, представленной на рис. 12.

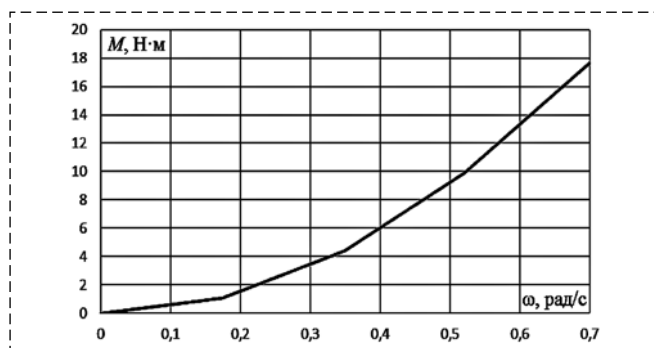


Рис. 12. Характеристика, реализуемая блоком *Nonlinear Rotational Damper*

Fig. 12. *Nonlinear Rotational Damper* function

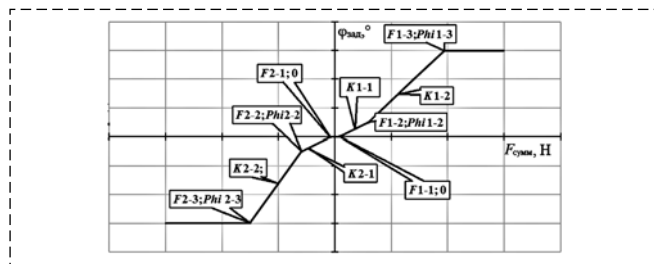


Рис. 13. Зависимость заданного угла отклонения ВР АРУС1 и АРУС2 от суммарного усилия двух пилотов

Fig. 13. Angle function of summary forces

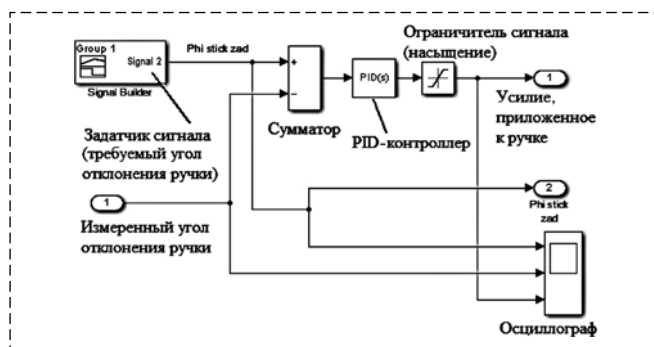


Рис. 14. Блок сохранения положения ВР, заданного 1-м пилотом

Fig. 14. Signal given by Pilot 1, block content

В модели на рис. 6 электроприводы АРУС1 и АРУС2 замкнуты по положению, причем в контур обратной связи добавлен блок *Backlash*, позволяющий учесть суммарный люфт механических передач (см. рис. 7). Сигнал о заданном положении, общий для АРУС1 и АРУС2, поступает либо из блока формирования задания от "Автопилота" для автоматического режима работы, либо из блока формирования загрузочной характеристики (для ручного режима работы). На рис. 13 приведена характеристика данного блока, в котором задается зависимость положения ручек ($\phi_{зад}$, °) от суммарного усилия двух пилотов ($F_{сумм}$, Н), состоящего из усилий, приложенных на соответствующие рукоятки (характеристика, приведенная на рис. 3, перестроена относительно задаваемого усилия).

На рис. 13: $F1-1$, $F1-2$, $F1-3$, $F2-1$, $F2-2$, $F2-3$, $\Phi i1-1$, $\Phi i1-2$, $\Phi i1-3$, $\Phi i2-1$, $\Phi i2-2$, $\Phi i2-3$ — координаты характерных точек характеристики,

$$K1-1 = \Phi i1-2 / (F1-2 - F1-1),$$

$$K1-2 = (\Phi i1-3 - \Phi i1-2) / (F1-3 - F1-2),$$

$$K2-1 = \Phi i2-2 / (F2-2 - F2-1),$$

$K2-2 = (\Phi i2-3 - \Phi i2-2) / (F2-3 - F2-2)$ — коэффициенты.

Координаты характерных точек и коэффициенты можно оперативно менять в блоке формирования загрузочной характеристики (см. рис. 6).

Для моделирования ситуации, когда в режиме ручного управления, несмотря на вмешательство в управление 2-го пилота, 1-й пилот пытается удержать ВР в положении, которое он считает правильным, в модель добавлен блок сохранения положения ВР, заданного 1-м пилотом, показанный на рис. 14.

При подключении этого блока 1-й пилот задает положение ВР, а его усилие формируется автоматически таким образом, чтобы ВР установилась в заданное положение.

Результаты моделирования АРУС

Моделирование работы АРУС в режиме "Автопилот". Задание на положение рукояток поступает от блока "Автопилот". Осциллограмма на рис. 15 иллюстрирует перекладку ВР из одного крайнего положения в другое.

Полная перекладка происходит за 0,32 с со скоростью 93,75 °/с, что в три раза превышает максимальную требуемую скорость перекладки. Рукоятки обеих АРУС перемещаются синхронно (сигналы о положении ВР сливаются)

На рис. 16 показана отработка гармонического сигнала амплитудой 5° с частотой 1 Гц.

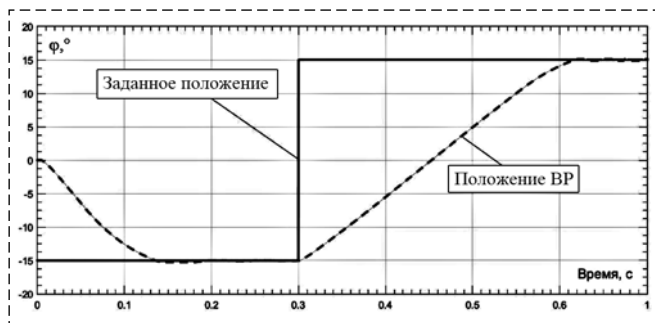


Рис. 15. Автоматический режим. Перекладка ВР из одного крайнего положения в другое

Fig. 15. Automatic mode. Shifting the handle with maximum speed

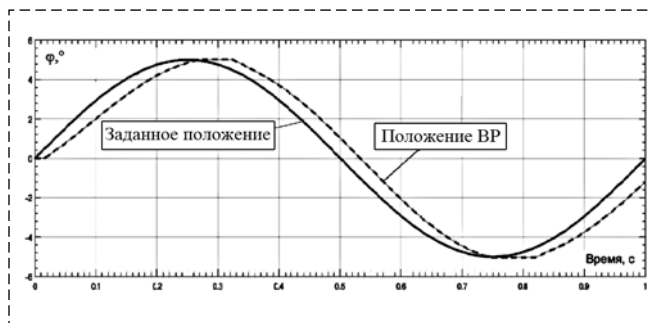


Рис. 16. Автоматический режим. Обработка гармонического сигнала амплитудой 5° частотой 1 Гц

Fig. 16. Automatic mode. Harmonic processing with 5° amplitude and 1 Hz frequency

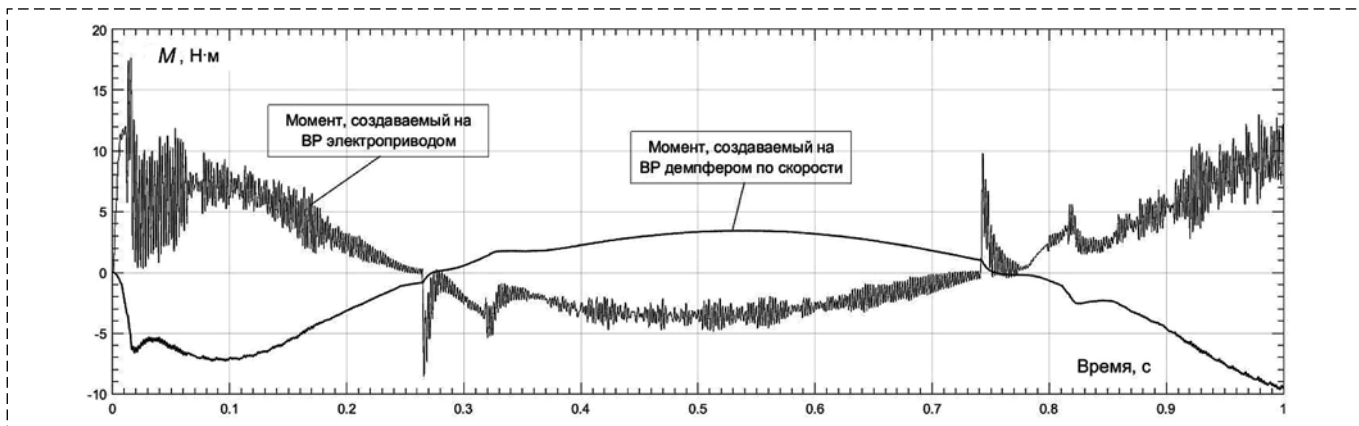


Рис. 17. Автоматический режим. Осциллограммы моментов, создаваемых на ВР демпфером по скорости и ЭМП (гармонический сигнал амплитудой 5° с частотой 1 Гц)

Fig. 17. Automatic mode. Torques on sidestick handle produced by actuator and damper (harmonic processing with 5° amplitude and 1 Hz frequency)

На рис. 17 приведены осциллограммы действующих при этом на ВР обоих АРУС моментов.

Результаты эксперимента свидетельствуют, что фазовое запаздывание составляет 11° при заданном не более 25°. Положение отрабатывается в обоих каналах синхронно.

На рис. 18 представлены результаты моделирования перехода системы из автоматического режима в ручной. Блок "Автопилот" задает гармо-

нический сигнал положения амплитудой 5° с частотой 1 Гц. В момент времени 0,2 с 1-й пилот, пытаясь взять управление на себя, прикладывает к ВР линейно нарастающее усилие от 0 до 50 Н.

Приведенные осциллограммы показывают, что в момент времени 0,4 с усилие 1-го пилота достигает порога срабатывания, установленного в блоке логики перехода из автоматического режима в ручной (20 Н). Далее реализуется режим "Пружина с демпфером".

Отработка задания рукоятками АРУС1 и АРУС2 несколько различается, так как ЭМП АРУС1 работает в режиме противодействия усилию 1-го пилота, а ЭМП АРУС2 лишь преодолевает момент инерции передач и рукоятки.

Моделирование работы АРУС в режиме ручного управления. Пилоты прикладывают усилия каждый к своей ВР, при этом задание на положение ВР является общим для АРУС1 и АРУС2 и рассчиты-

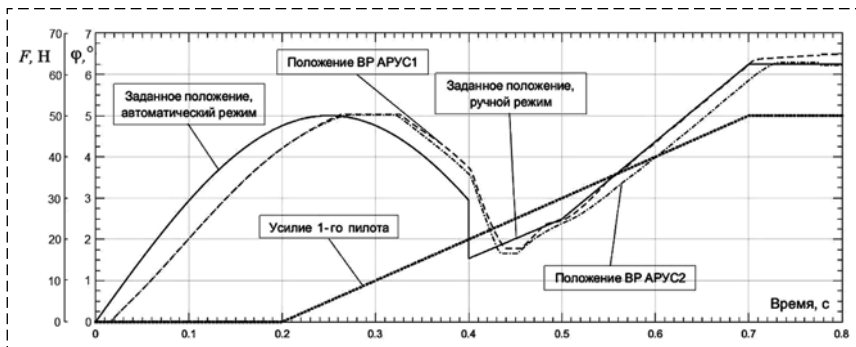


Рис. 18. Переход из автоматического режима в ручной при вмешательстве в управление 1-го пилота

Fig. 18. Changing mode from automatic to manual when pilot 1 takes control

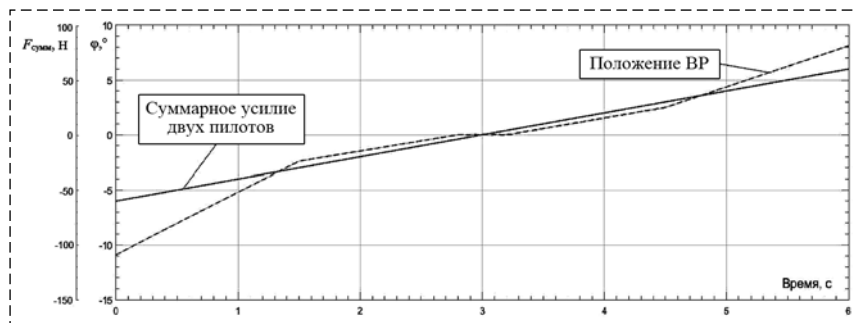


Рис. 19. Ручной режим. Осциллограммы суммарного усилия пилотов и положения ВР

Fig. 19. Manual mode. Processing with summary forces by pilots

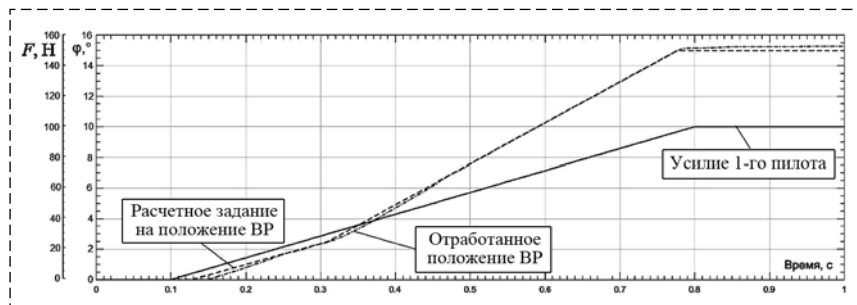


Рис. 20. Перекладка 1-м пилотом ВР из нулевого в крайнее положение. Осциллограммы приложенного усилия, вычисляемого и отработанного положений

Fig. 20. Manual shifting from neutral to edge position. Effort, required and real position are shown

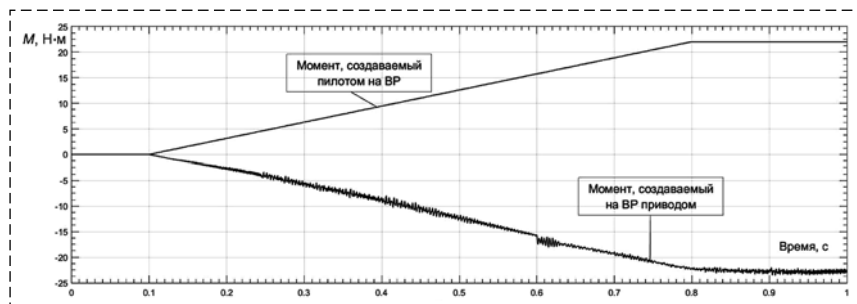


Рис. 21. Перекладка 1-м пилотом ВР из нулевого в крайнее положение. Осциллограммы моментов, создаваемых на ВР пилотом и приводом

Fig. 21. Manual shifting from neutral to edge position. Torques by actuator and pilot are shown

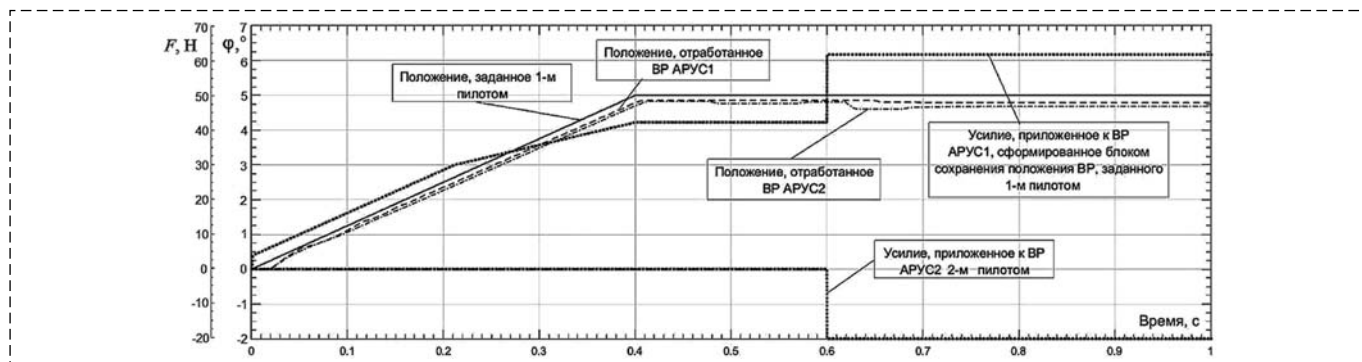


Рис. 22. Ручной режим, пересиливание. Осциллограммы заданного и отработанного положений и приложенных к ВР АРУС1 и АРУС2 усилий

Fig. 22. Manual mode. Both pilots operating with different forces. Efforts, required and real positions of sidesticks 1 and 2 are shown

вается в блоке формирования нагрузочной характеристики в зависимости от суммарного усилия пилотов (см. рис. 6).

Рисунок 19 иллюстрирует результаты эксперимента, при котором пилоты, синхронно друг с другом, прикладывают каждый к своей рукоятке линейно нарастающее усилие от -30 до $+30$ Н.

Пересчет полученных данных в координаты "положение — усилие" дает характеристику, идентичную приведенной на рис. 4 (дополнительная нагрузка при полученных скоростях перемещения ВР составляет менее $2,5$ Н).

На рис. 20 и 21 приведены осциллограммы, иллюстрирующие переключение 1-м пилотом ВР из нулевого в крайнее положение.

В момент времени $0,78$ с ВР достигает предельного положения (15°) и далее, несмотря на то, что до $0,8$ с пилот увеличивает усилие, осуществляется стабилизация положения. При максимальном усилии пилота, равном 100 Н, ЭМП обеспечивает противодействующий момент 22 Н·м. При этом электродвигатель развивает электромагнитный момент $0,94$ Н·м, что находится в зоне допустимой длительной работы данного двигателя.

На рис. 22 приведены осциллограммы, демонстрирующие

работу системы с добавленным в модель блоком сохранения положения ВР, заданного 1-м пилотом. Моделируется ситуация, при которой 1-й пилот задает положение ВР и удерживает его, несмотря на вмешательство в управление 2-го пилота.

В момент времени 0,6 с в управление вмешивается 2-й пилот, и 1-му пилоту приходится для удержания ВР в том же положении увеличить усилие таким образом, чтобы суммарное усилие осталось на прежнем уровне.

Заключение

Создана математическая модель работающих в паре двух активных ручек управления самолетом, которая позволяет проводить отработку различных режимов работы.

В результате имитационного моделирования проработаны алгоритмы работы АРУС в автоматическом и ручном режимах управления.

Проведенные на модели эксперименты показали, что разработанная конструкция АРУС обеспечивает выполнение заданных требований к активным боковым ручкам управления самолетом.

Список литературы

1. **Hermans R. L.** Design of an actuated side stick controller for the SiMoNa research simulator. Delft: Delft University of Technology, 1999. 154 p.

2. **Hanke D., Herbst C.** Active sidestick technology — a means for improving situational awareness // *Aerospace science technology*. 1999. Vol. 3. P. 1—11.

3. **Абдулин Р. Р., Тимофеев Д. С., Кравченко А. А., Крылов Н. В., Самсонович С. Л., Рожнин Н. Б., Ларин А. П., Макарин М. А., Заец В. Ф.** Боковая ручка управления (варианты). Патент РФ № 2681462, 06.03.2019.

4. **Абдулин Р. Р., Тимофеев Д. С., Кравченко А. А., Крылов Н. В., Самсонович С. Л., Рожнин Н. Б., Ларин А. П., Макарин М. А.** О кинематических и энергетических характеристиках активной безрамочной ручки управления самолетом // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2018. Т. 19, № 19(10). С. 673—679.

5. **Абдулин Р. Р., Кравченко А. А., Крылов Н. В., Тимофеев Д. С., Ларин А. П., Макарин М. А., Рожнин Н. Б., Самсонович С. Л.** Разработка конструктивно-кинематической схемы активной боковой ручки управления самолетом на основе качающейся шайбы и косоугольного рычага // *Материалы V научно-практической конференции памяти О. В. Успенского*. М.: Издательский дом Академии им. Н. Е. Жуковского, 2018. С. 57—64.

6. **Ефремов А. В., Александров В. В., Валеров К. В.** Исследование влияния типа рычага и управляющего сигнала на свойства системы самолет—летчик // *Труды МАИ*. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80903>.

7. **Ли Б. П., Родченко В. В., Зайчик Л. Е.** An approach to feel system characteristics selection // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. AIAA Paper № 5362, 2004.

8. **Родченко В. В., Зайчик Л. Е., Яшин Ю. П.** Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1998. Vol. 21, N. 2. P. 307—314.

9. **Зайчик Л. Е., Гринев К. Н., Яшин Ю. П., Сорокин С. А.** Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters // *Proceedings of the 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-Systems*. Brazil, Florianapolis. P. 165—170, 2016.

10. **Black G. Th., Moorhouse D. J.** Flying Qualities Design Requirements for Sidestick Controllers. 1979. 186 p. URL: <http://contrails.iit.edu/reports/9304>.

11. **Hall G. W., Smith R. E.** Flight Investigation of Fighter Side-Stick Force-Deflection Characteristics. 1975. 96 p. URL: <http://contrails.iit.edu/reports/9208>.

12. **Jann Mayer, Timothy H. Cox.** Evaluation of Two Unique Side Stick Controllers in a Fixed-Base Flight Simulator. Edwards, California: NASA Dryden Flight Research Center, 2003.

Design and Research of a Model of a Pair Active Aircraft Control Sidesticks Operation in MATLAB

R. R. Abdulin, abdulin@mnpk.ru, **D. S. Timofeev**, tds@mnpk.ru, **A. A. Kravchenko**, kravchenko@mnpk.ru,
I. V. Zaitsev, zaitsev.iv@mnpk.ru, **N. V. Krylov**, artsunday@mail.ru,
AVIONICA Joint Stock Company, Moscow, 127055, Russian Federation,
S. L. Samsonovich, samsonovich40@gmail.ru, **N. B. Rozhnin**, rozhnin@yandex.ru,
A. P. Larin, aplarin@rambler.ru, **M. A. Makarin**, mikhailmakarin@gmail.com,
Moscow Aviation Institute (National research university), Moscow, 125993, Russian Federation.

Corresponding author: Makarin Mikhail A., Ph.D., Moscow Aviation Institute (National research university), Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: MikhailMakarin@gmail.com

Accepted on September 6, 2019

Abstract

Development of an aircraft active sidestick control is an actual direction in modern flight control systems which allows to increase safety, to improve cabin ergonomics and to reduce the mass and weight of control levers. The article devoted to simulation modeling of a pair active sidesticks based on electromechanical actuators coupled by a frameless kinematic scheme, providing identical dynamic characteristics for the pitch and roll channels. MATLAB, Simulink, Simscape, with SimMechanics and SimPowerSystems libraries was used to create the mathematical model. Parameters such as moments of inertia was count based on the 3D model of the active sidestick. The complex model includes two active sidesticks units, three blocks as the input source ("Autopilot", blocks of the 1st and 2nd pilots), a block that compute a loading characteristic

for the manual control mode and a block with logic for switching from automatic to manual mode. The model of each active sidestick unit consists of three main blocks: a regulator, an electric motor with a control system, and a block of mechanics. The regulator block includes a PID regulator and a PWM modulator. The electric motor unit includes a power source, a three-phase bridge inverter, a model of a brushless three-phase electric motor from the SimPowerSystems library and a power switch control unit. The mechanics block includes a planetary gearbox, hinge mechanism, handle, moments of inertia, a position sensor, a torsion rod equal to tension springs which are used in device, a nonlinear speed damper and a torque source unit, depending on the force applied by the pilot. Developed model makes it possible to get static and dynamic characteristics of the actuators, to check control algorithms to simulate operating modes in automatic and manual control, including piloting by both pilots at the same time and the interruption in automatic control mode. Including in model a "hold position block" allowed to simulate situation when in manual control mode the 1st pilot tries to hold the handle in a position that he considers correct, despite the intervention of the 2nd pilot.

The simulation results showed that developed device meets specified requirements for the aircraft active sidesticks.

Keywords: active aircraft sidestick control, electromechanical actuator, simulation modelling, control algorithms

For citation:

Abdulin R. R., Timofeev D. S., Kravchenko A. A., Zaitsev I. V., Krylov N. V., Samsonovich S. L., Rozhnin N. B., Larin A. P., Makarin M. A. Design and Research of a Model of a Pair Active Aircraft Control Sidesticks Operation in MATLAB, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol. 21, no. 3, pp. 184–192.

DOI: 10.17587/mau.21.184-192

References

1. Hermans R. L. Design of an actuated side stick controller for the SiMoNa research simulator, Delft, Delft University of Technology, 1999, 154 p.
2. Hanke D., Herbst C. Active sidestick technology — a means for improving situational awareness, *Aerospace science technology*, 1999, vol. 3, pp. 1–11.
3. Abdulin R. R., Krylov N. V., Kravchenko A. A., Larin A. P., Makarin M. A., Rozhnin N. B., Samsonovich S. L., Timofeev D. S., Zaets V. F. Patent RU № 2681462 06.03.2019 (in Russian).
4. Abdulin R. R., Timofeev D. S., Kravchenko A. A., Krylov N. V., Samsonovich S. L., Rozhnin N. B., Larin A. P., Makarin M. A. Kinematic and power characteristics of the active frameless aircraft control sidestick, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 10, pp. 673–679 (in Russian).
5. Abdulin R. R., Kravchenko A. A., Krylov N. V., Timofeev D. S., Larin A. P., Makarin M. A., Rozhnin N. B., Samsonovich S. L.

Development of the structural-kinematic scheme of the active aircraft sidestick control based on a rocking washer and oblique crank, *Materials of the V scientific-practical conference in memory of O. V. Ouspensky*, Moscow, Publishing House of the Zhukovsky Academy, 2018, pp. 57–64 (in Russian).

6. Efremov A. V., Alexandrov V. V., Valerov K. V. Research of type and signal of a control lever to plane-pilot system, *Trydy MAI*, 2017, no. 94, available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80903> (in Russian).
7. Lee B. P., Rodchenko V. V., Zaichik L. E. An approach to feel system characteristics selection, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, AIAA Paper № 5362, 2004.
8. Rodchenko V. V., Zaichik L. E., Yashin Yu. P. Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, vol. 21, no. 2, pp. 307–314.
9. Zaichik L. E., Grinev K. N., Yashin Yu. P., Sorokin S. A. Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters, *Proceedings of the 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-Systems*, Brazil, Florianapolis, 2016, pp. 165–170.
10. Black G. Th., Moorhouse D. J. Flying Qualities Design Requirements for Sidestick Controllers. 1979. 186 p. URL: <http://contrails.iit.edu/reports/9304>.
11. Hall G. W., Smith R. E. Flight Investigation of Fighter Side-Stick Force-Deflection Characteristics. 1975. 96 p. URL: <http://contrails.iit.edu/reports/9208>.
12. Jann Mayer, Timothy H. Cox. Evaluation of Two Unique Side Stick Controllers in a Fixed-Base Flight Simulator, NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 2003.

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

Технический редактор Е. В. Конова. Корректор Н. В. Яшина.

Сдано в набор 24.12.2019. Подписано в печать 14.02.2020. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН320. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансд солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru