



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 063 366** ⁽¹³⁾ **C1**
(51) МПК⁶ **B 64 C 13/36**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 5055866/11, 22.07.1992

(46) Дата публикации: 10.07.1996

(56) Ссылки: Гониодский В.И. и др. Привод рулевых поверхностей самолетов. - М.: Машиностроение, 1974, с.170, рис.4.16.

(71) Заявитель:

Авиационный научно-технический комплекс им.О.К.Антонова (UA)

(72) Изобретатель: Абрамов Евгений Ильич[UA], Литовченко Олег Владимирович[UA], Крыгин Юрий Максимович[UA]

(73) Патентообладатель:

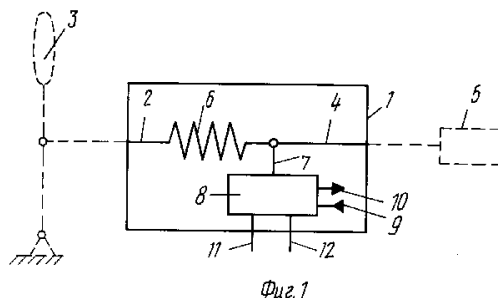
Авиационный научно-технический комплекс им.О.К.Антонова (UA)

(54) УПРАВЛЯЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО ГИДРОДИСТАНЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к конструкции гидродистанционных систем управления (ГДСУ) и может быть использовано для управления самолетом в резервном режиме. Сущность изобретения заключается в следующем: управляющее устройство гидродистанционной системы управления самолета содержит основной командный вход 2, который связан с рычагом 3 управления летчика, дополнительный командный вход 4, который связан с автоматическим устройством 5 управления, и преобразователь 8 с золотником управления, который связан с напорной 9, сливной 10 и командными 11 и 12 гидролиниями. Торцевые полости золотника выполнены проточными. Новым в изобретении является то, что дополнительный командный вход 4 жестко

связан с золотником управления преобразователя 8, взаимодействующим через пружину 6 с рычагом управления летчика, при этом геометрические размеры торцевых буртиков золотника выбраны из условия равенства осевой силы на золотнике при перепаде давлений в торцевых полостях от автоматического устройства 5. 2 ил.



RU 2 063 366 C1

RU 2 063 366 C1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 063 366** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) Int. Cl.⁶ **B 64 C 13/36**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 5055866/11, 22.07.1992

(46) Date of publication: 10.07.1996

(71) Applicant:
Aviatsionnyj nauchno-tehnicheskij kompleks
im.O.K.Antonova (UA)

(72) Inventor: Abramov Evgenij Il'ich[UA],
Litovchenko Oleg Vladimirovich[UA], Krygin
Jurij Maksimovich[UA]

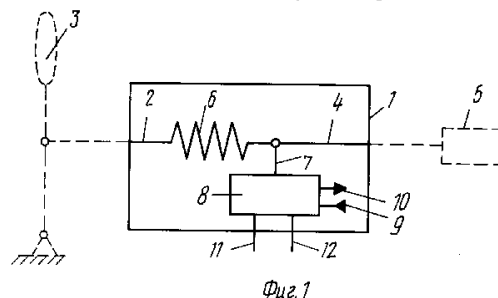
(73) Proprietor:
Aviatsionnyj nauchno-tehnicheskij kompleks
im.O.K.Antonova (UA)

(54) CONTROL DEVICE OF AIRCRAFT REMOTE HYDRAULIC CONTROL SYSTEM

(57) Abstract:

FIELD: aeronautical engineering; control of aircraft in back-up mode. SUBSTANCE: control device has main command input 2 which is connected with pilot's control lever, additional command input 4 which is connected with automatic control device 5 and converter 6 with control spool valve which is connected with delivery hydraulic line 9, return hydraulic line 10 and command hydraulic lines 11 and 12. End chambers of spool valve are flow-through. Additional command input is rigidly connected with control spool valve of converter 8 engageable with pilot's control lever 3 through spring 6. Geometric sizes of end

beads of spool valve are selected on condition of equality of axial force at spool valve in case of pressure differential in end chambers force of automatic device 5. EFFECT: enhanced reliability. 2 dwg



RU 2 063 366 C1

RU 2 063 366 C1

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к конструкции гидростанционных систем управления (ГДСУ), и может быть использовано для управления самолетом в резервном режиме.

ГДСУ, разрабатываемые для современных самолетов, предусматривают гидравлическую передачу сигналов управления в виде перепада давлений в командных гидролиниях от рычагов управления летчиков (ручка управления и педали) к силовым приводам поверхности управления. Нечувствительные к потерям электропитания и к любым формам электромагнитного излучения ГДСУ служит средством разнородного резервирования электростанционных систем управления. Для расширения функциональных возможностей путем обеспечения управления от автоматических устройств в управляющих устройствах ГДСУ выполняется дополнительный командный вход.

Известен комбинированный привод (см. кн. В. И. Ганиодский и др. "Привод рулевых поверхностей самолетов". М. "Машиностроение". 1974 г. с. 170, рис. 4.16), управляющее устройство которого содержит основной командный вход, связанный с рычагом управления, дополнительный командный вход, связанный с автоматическим устройством управления, и преобразователь с золотником управления, сообщенным с напорной, сливной и командными гидролиниями, и торцевые полости которого выполнены проточными. Для включения управления по сигналам от дополнительного командного входа предусмотрен электрогидравлический кран.

Недостатком устройства-прототипа является сложность конструкции, вызванная применением электрогидравлического крана переключения режимов, и связанное с этим уменьшение надежности.

Задача изобретения упрощение конструкции и повышение надежности.

Поставленная задача в управляющем устройстве гидростанционной системы управления самолета, содержащем основной командный вход, связанный с рычагом управления, дополнительный командный вход, связанный с автоматическим устройством управления, и преобразователь с золотником управления, сообщенным с напорной, сливной и командными гидролиниями, и торцевые полости которого выполнены проточными, достигается тем, что в нем дополнительный командный вход жестко связан с золотником управления, взаимодействующим через пружину с рычагом управления, при этом геометрические размеры торцевых буртиков золотника управления выбраны из условия равенства осевой силы на золотнике при перепаде давлений в торцевых полостях усилию от автоматического устройства.

Новые отличительные признаки заявленного устройства позволяют значительно сократить количество входящих элементов и связей между ними, что приводит к упрощению конструкции и повышению надежности. Кроме того, предложенная конструкция открывает возможности для дальнейшей автоматизации управляющих устройств ГДСУ.

На фиг. 1 показана кинематическая схема

устройства; на фиг. 2 - гидравлическая схема преобразователя.

Управляющее устройство 1 содержит основной командный вход 2, связанный с рычагом 3 управления летчика (рукояткой 5 управления или педалями) и дополнительный командный вход 4, связанный с выходом автоматического устройства 5. Вход 2 через пружину 6, а вход 4 - жестко, соединены с входным звеном 7 преобразователя 8, связанного с напорной 9, сливной 10 и командными 11 и 12 гидролиниями и служащего для преобразования управляющих воздействий от входов 2 и 4 в выходной гидравлический сигнал в виде перепада давлений в командных гидролиниях 11 и 12.

Преобразователь 8 содержит золотник 13 управления, связанный с входным звеном 7. Торцевые полости 14 и 15 золотника 13 связаны с командными гидролиниями 11 и 12, а каналами 16 и 17 с напорной гидролинией 9. В каналах 16 и 17 могут быть установлены фильтр 18 и дроссели 19 и 20. Сливная полость 21 преобразователя 8 связана 90 сливной гидролинией 10. Торцевые буртики золотника 13 обеспечивают проток рабочей жидкости из полостей 14 и 15 в сливную полость 21 и выполнены конусными, при этом геометрические размеры (средний диаметр и угол конусности) буртиков выбраны из условий равенства осевой силы на золотнике 13 при перепаде давлений в торцевых полостях 14 и 15 усилию от автоматического устройства 5.

Пружина 6 обеспечивает смещение золотника 13 пропорционально рабочему ходу рычага 3.

Устройство работает следующим образом.

При наличии давления в напорной гидролинии 9 и нейтральном положении рычага 3 рабочая жидкость по каналам 16 и 17 через дроссели 19 и 20 поступает в торцевые полости 14 и 15 золотника 13 и далее в полость 21 и в гидролинии 10, 11 и 12. В результате золотник 13 занимает среднее, нейтральное положение, при котором в полостях 14 и 15 устанавливается равное давление и осевая сила на золотнике 13 отсутствует. Пружина 6 при этом не обжата.

При перемещении рычага 3 также перемещается основной командный вход 2 и через пружину 6 воздействует на входное звено 7 распределителя 8, смещая золотник 13 в ту или иную сторону. При этом изменяются размеры щелей, связывающих торцевые полости 14 и 15 с полостью 21, а также утечки через эти щели, что приводит к увеличению давления в полости, где утечки уменьшились, и к уменьшению где увеличились. В результате на золотнике 13 появляется осевая сила, противодействующая перемещению входного звена 7 и обжимающая пружину 6. При равенстве осевой силы и усилия от пружины 6 золотник 13 останавливается в промежуточном положении, при котором в полостях 14 и 16 и в командных гидролиниях 11 и 12 устанавливается перепад давлений, являющийся управляющим для исполнительного механизма ГДСУ, связанного с аэродинамической поверхностью самолета.

При изменении параметра движения самолета, например угловой скорости

относительно одной из осей, срабатывает автоматическое устройство 5 и усилие, пропорциональное по величине и соответствующее по направлению изменению угловой скорости, воздействует на входное звено 7 преобразователя 8. Так как ход звена 4 значительно меньше хода звена 2, то пружина 6 не оказывает сопротивления перемещению звена 7 и связанного с ним золотника 13, при смещении которого, как было описано выше, возникает управляющий перепад давлений в гидролиниях 11 и 12. Так как пружина 6 практически не обжимается, то и на рычаге 3 управлений не возникает усилий. Таким образом при работе автоматического устройства 5 происходит уравнивание усилия, возникающего на его выходном звене при изменении параметра движения самолета, осевой силой на золотнике 13 при его смещении. Управляющий перепад давлений в гидролиниях 11 и 12 передается на исполнительный механизм ГДСУ, который без участия летчика парирует возникшее изменение параметра движения самолета.

При совместной работе от рычага 3 и

автоматического устройства 5 на входном звене 7 происходит сложение их усилий и уравнивание их эквивалентной осевой силой на золотнике 13.

Формула изобретения:

5 Управляющее устройство гидроциклонной системы управления самолета, содержащее основной командный вход, связанный с рычагом управления, дополнительный командный вход, связанный с автоматическим устройством управления, и преобразователь с золотником управления, сообщенным с напорной, сливной и командными гидролиниями, торцовые полости которого выполнены проточными, отличающееся тем, что в нем
10 дополнительный командный вход жестко связан с золотником управления, взаимодействующим через пружину с рычагом управления, при этом геометрические размеры торцовых буртиков золотника управления выбраны из условия равенства осевой силы на золотнике при перепаде давлений в торцовых полостях
15 усилию от автоматического устройства.

25

30

35

40

45

50

55

60

