



(51) МПК  
*H01Q 1/28* (2006.01)  
*G01S 13/06* (2006.01)  
*B64C 1/36* (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

*H01Q 1/28* (2022.05); *G01S 13/06* (2022.05); *B64C 1/36* (2022.05)

(21)(22) Заявка: 2022113058, 13.05.2022

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
 13.05.2022

Дата регистрации:  
 11.07.2022

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 13.05.2022

(45) Опубликовано: 11.07.2022 Бюл. № 20

Адрес для переписки:

143900, Московская обл, г. Балашиха, ул.  
 Фадеева, 4А, а/я 76, Мосиенко С.А.

(72) Автор(ы):

Мосиенко Сергей Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Мосиенко Сергей Александрович (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
 о поиске: US 20110006943 A1, 13.01.2011. US  
 20190123440 A1, 25.04.2019. RU 187275 U1,  
 28.02.2019. RU 2564636 C1, 10.10.2015. RU 39319  
 U1, 27.07.2004.

(54) БЕСПИЛОТНЫЙ ВЕРТОЛЕТ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ДОЗОРА

(57) Реферат:

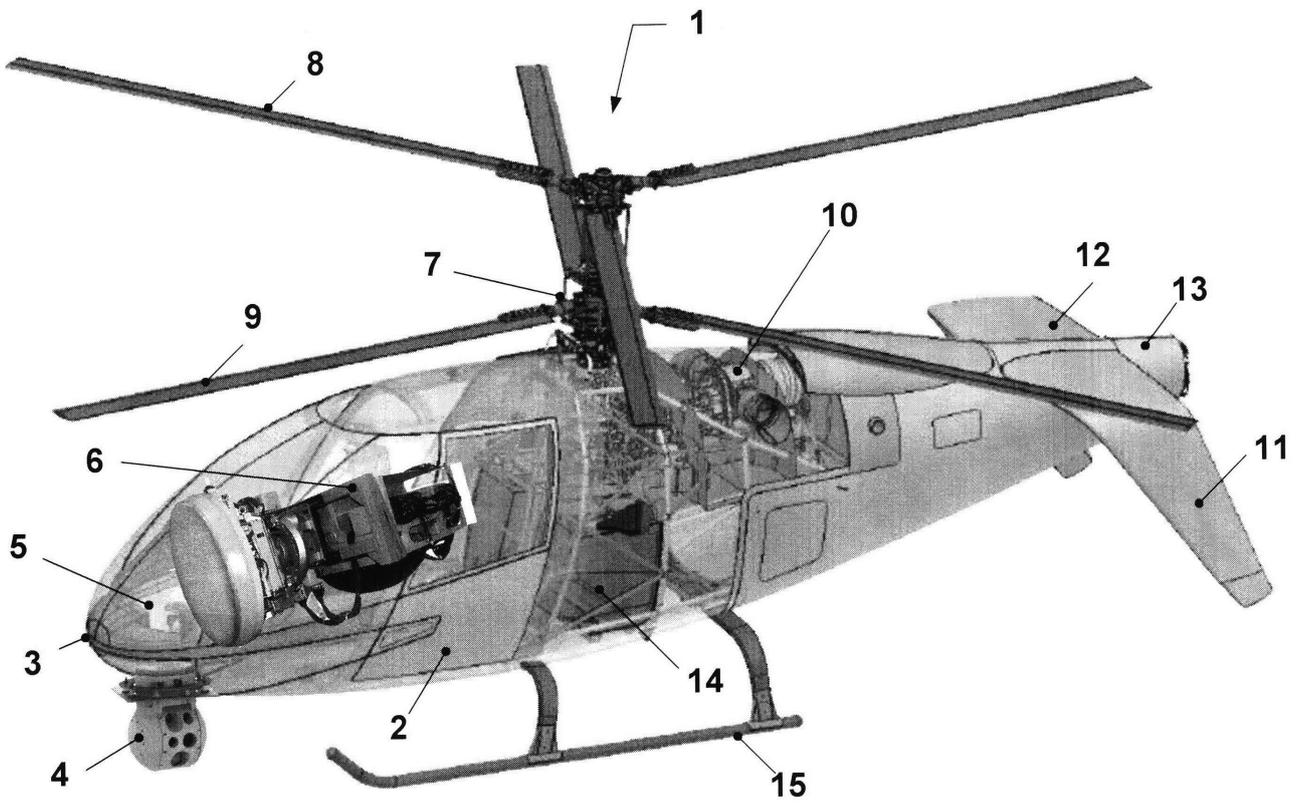
Полезная модель относится к авиационной технике и может быть применена при создании новых конструкций беспилотных вертолетов радиолокационного дозора с соосными несущими винтами. Техническим результатом данной полезной модели является увеличение углов сканирования фазированной антенной решетки бортовой радиолокационной станции беспилотного вертолета радиолокационного дозора с соосными несущими винтами.

Указанный технический результат достигается за счет того, что беспилотный вертолет радиолокационного дозора, содержащий фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных

винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекося, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, двухступенный карданный подвес с расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета, при этом карданный подвес с фазированной антенной решеткой размещен внутри носовой части фюзеляжа за радиопрозрачным обтекателем, в то же время двухступенный карданный подвес содержит внутреннюю и внешнюю рамку, горизонтальный и вертикальный привод, горизонтальный и вертикальный привод поворота.

RU 212196 U1

RU 212196 U1



Фиг. 1

RU 212196 U1

RU 212196 U1

Полезная модель относится к авиационной технике и может быть применена при создании новых конструкций беспилотных вертолетов радиолокационного дозора с соосными несущими винтами.

5 Полезная модель предназначена для увеличения углов сканирования фазированной антенной решетки бортовой радиолокационной станции беспилотного вертолета радиолокационного дозора с соосными несущими винтами.

Известен вертолет радиолокационного дозора Sea King AEW Mk7 описанный на сайте: <http://www.airwar.ru/enc/sh/skingaew.html>

10 Вертолет радиолокационного дозора Sea King AEW Mk7 содержит фюзеляж, два турбовальных двигателя, радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой (ФАР), размещенной под фюзеляжем, которая вращается на 360 градусов. ФАР имеет значительные размеры: диаметр и длина обтекателя 1,8 метров.

15 Вертолет радиолокационного дозора Sea King AEW Mk7 имеет существенный недостаток: большой размер ФАР и, как следствие, имеет большую парусность, которая влияет на маневренность, так как не позволяет при сильных порывах ветра быстро изменять свое положение в пространстве, скорость, высоту и направление полета вертолета. Кроме того, ФАР имеет малые углы сканирования в вертикальной плоскости.

20 Известен вертолет радиолокационного дозора Ка-31, показанный на стр. 30, журнал "Арсенал", №6, 2014, "Издательский дом А4" и на сайте АО Вертолеты России <https://www.rhc.aero/uploads/Documents/Ka-31.pdf>

25 Вертолет радиолокационного дозора Ка-31 содержит фюзеляж, два турбовальных двигателя, систему из двух соосных винтов, радиолокационную станцию с ФАР, размещенной под фюзеляжем, которая вращается на 360 градусов. Поскольку ФАР имеет значительные размеры, более 6 кв. метров, то в нерабочем положении она складывается.

30 Вертолет Ка-31 имеет существенный недостаток: большой размер ФАР и, как следствие, имеет большую парусность, которая влияет на маневренность вертолета Ка-31, кроме того, ФАР имеет небольшие углы сканирования воздушного пространства в вертикальной плоскости.

35 Наиболее близкой по технической сущности и уровню эксплуатационных характеристик к патентуемой полезной модели является беспилотный вертолетный комплекс радиолокационно-оптического обзора (БпВК РЛОО), описанный в статье Мосиенко С.А. "Концепция облика беспилотного вертолетного комплекса радиолокационно-оптического обнаружения межвидового применения", журнал "Молодой ученый", 2021, №8 (350). с. 8-13.

40 БпВК РЛОО содержит фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекося, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси.

45 Недостатком БпВК РЛОО является малые углы сканирования воздушного пространства ФАР в вертикальной плоскости.

Таким образом, техническим результатом данной полезной модели является увеличение углов сканирования фазированной антенной решетки бортовой

радиолокационной станции.

Технический результат достигается за счет того, что беспилотный вертолет радиолокационного дозора, содержащий фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, дополнительно содержит двухступенный карданный подвес с расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета, при этом карданный подвес с фазированной антенной решеткой размещен внутри носовой части фюзеляжа за радиопрозрачным обтекателем, в то же время двухступенный карданный подвес содержит внутреннюю и внешнюю рамку, горизонтальный и вертикальный привод, горизонтальный и вертикальный привод поворота.

Заявленная полезная модель иллюстрируется следующим чертежом: фиг. 1, на котором показана структурная схема беспилотного вертолета радиолокационного дозора (БВ РЛД).

Как видно из чертежа фиг. 1, БВ РЛД 1, содержит носовую часть фюзеляжа 3, предназначенную для размещения комплекса бортового оборудования (КБО) - на чертеже не показано, бортовой радиолокационной станции с фазированной антенной решеткой (БРЛС с ФАР) 6, предназначенную для обнаружения воздушных, наземных и морских объектов, оптико-электронную систему (ОЭС) 4, предназначенную для обнаружения воздушных, наземных и морских объектов, килевую балку 13, оснащенную боковыми килями 11 и 12, турбовальный двигатель (ТВаД) 10, предназначенный для вращения двух соосных винтов, систему из двух соосных винтов 7, предназначенную для параллельного вращения в противоположных направлениях вокруг общей геометрической оси двух винтов 8 и 9, радиопрозрачный обтекатель 5, рассчитанный для защиты БРЛС с ФАР 6 и КБО от аэродинамических сил и установленный в носовой части фюзеляжа 3, ползковое шасси 15, предназначенное для посадки беспилотного вертолета радиолокационного дозора 1 на поверхность, бак 14. Носовая часть фюзеляжа 3 жестко связана с центральной частью фюзеляжа 2 и килевой балкой 13. Килевая балка 13 предназначена для оснащения левым 11 и правым 12 боковыми килями, рассчитанными для повышения путевой устойчивости БВ РЛД 1. Снаружи носовой части фюзеляжа 3 расположена ОЭС 4. Ползковое шасси 15 крепится к центральной части фюзеляжа 2.

Как видно из чертежа фиг. 2, БРЛС с ФАР 6, содержит основание 16, ФАР 17, двухступенный карданный подвес 18, раму 19, соединительный кабель 20, приемопередающую аппаратуру БРЛС 21. Основание 16 предназначено для крепления БРЛС с ФАР 6 к фюзеляжу 2. Двухступенный карданный подвес 18 предназначен для крепления ФАР 17 к раме 19, которая предназначена для размещения приемопередающей аппаратуры 21, при этом ФАР 17 соединена с приемопередающей аппаратурой 21 посредством соединительного кабеля 20.

Как видно из чертежа фиг. 3, двухступенный карданный подвес 18, содержит внутреннюю 22 и внешнюю 25 рамку, горизонтальный 23 и вертикальный 24 привод,

горизонтальный 27 и вертикальный 26 привод поворота. ФАР 17 крепится к внутренней рамке 22, горизонтальный 23 и вертикальный 24 привод крепится к внешней рамке 25. Вертикальный привод поворота 26 крепится к вертикальному приводу 24, при этом горизонтальный привод поворота 27 крепится к горизонтальному приводу 23.

5 Как видно из чертежа фиг. 4, система управления БП РЛД 1 состоит из комплекса бортового оборудования (КБО) 28 и наземного пункта управления (НПУ) 36.

На чертеже фиг. 5, показаны углы сканирования ФАР БРЛС 6: 37 - угол горизонтального сканирования равный  $\pm 120$  градусов; 38 - угол горизонтального сканирования равный  $\pm 240$  градусов при повороте в пространстве БП РЛД 1 на 120  
10 градусов; 39 - угол горизонтального сканирования, равный  $\pm 360$  градусов при повороте в пространстве БП РЛД 1 на 120 градусов. При этом углы вертикального сканирования 40, 41 и 42 ФАР БРЛС 6 равны  $\pm 60$  градусов при каждом повороте БП БРЛС 1 в пространстве. Таким образом, обеспечивается горизонтальное сканирование воздушного пространства ФАР БРЛС 6 на 360 градусов и вертикального сканирования на  $\pm 60$   
15 градусов.

КБО 28 содержит бортовые датчики 29, блок приема-передачи управляющих сигналов (БПУС) 30, бортовую вычислительную систему (БВС) 31, блок управления электромеханическими рулевыми приводами (БУЭРП) 32, рулевые приводы 33, систему связи 34 и пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) 35.

20 Заявленный БП РЛД 1 работает следующим образом.

По команде оператора НПУ 36 с автоматизированного рабочего места и средств связи (на чертеже не показано), с использованием КБО 28 включается ТВаД 10. БП РЛД 1 с использованием системы соосных несущих винтов 7, ОЭС 4 и ПНК 35, совершает вертикальный и горизонтальный полет по заданному маршруту (на чертеже  
25 не показано).

Система из двух соосных винтов 7 БП РЛД 1 состоит из двух винтов одинакового диаметра, расположенных на одной оси и вращающихся в разные стороны. Верхний 8 и нижний 9 винты в системе из двух соосных винтов 7 разнесены по вертикали для исключения схлестывания лопастей. Верхний винт 8 засасывает воздух из безграничного  
30 пространства и создает струю, отбрасываемую на нижний винт 9. Воздействие спутной струи верхнего винта 8 вызывает уменьшение угла атаки и соответственно, подъемной силы 9 нижнего винта. Вследствие сужения нисходящего потока, отбрасываемого верхним винтом 8, концевые участки лопастей нижнего винта 9 работают на режимах, аналогичных верхним лопастям, при этом, концевые участки лопастей нижнего винта  
35 9 засасывает некоторое количество воздуха из окружающего пространства. Поскольку воздушный поток верхнего винта 8 закручен в сторону, противоположную вращению нижнего винта 9, окружные скорости обтекания сечений лопастей нижнего винта 9 возрастают на величину скорости закрутки, что улучшает аэродинамическую эффективность соосной схемы 7, по которой построен БП РЛД 1.

40 Управление БП РЛД 1 в пространстве осуществляется оператором НПУ 36 по каналам связи с применением ОЭС 4, путем визуального наблюдения и системой соосных несущих винтов 7. Оператор ПНК 36 с использованием системы связи 34, БПУС 30, БВС 31, БУЭРП 32 и рулевых приводов 33, расположенных в БП РЛД 1, управляет направлением и силой тяги системы из двух соосных винтов 7, автоматами перекося  
45 (на чертеже не показано).

Управление по курсу БП РЛД 1 обеспечивается созданием разности моментов на несущих винтах 8 и 9, реализуемой по упомянутой цепи от органов управления КБО 28 к соответствующему рулевому приводу 33, который перемещает рычаг и

кинематически связанные с ним ползун (на чертеже не показано) со смонтированным на нем автоматом перекося и второй рычаг, который также кинематически связан с автоматом перекося системы соосных несущих винтов 7.

Управление БП РЛД 1 по тангажу и крену обеспечивается соответствующим наклоном автоматов перекося и с учетом данных, которые в режиме реального времени поступают от бортовых датчиков 29 и ПНК 35. Передача и прием сообщений (команд) на управление БП РЛД 1 происходит с использованием средств связи 34 входящими в состав КБО 28 и НПУ 36.

Необходимо заметить, что аэродинамическая эффективность БП РЛД 1 с системой соосных винтов 7 на 3 - 10% выше, чем у беспилотных вертолетов, построенных на базе одновинтовой схемы (на чертеже не показано).

Важной особенностью БП РЛД 1 с системой из двух соосных винтов 7 является установка двух автоматов перекося на одной колонке (на чертеже не показано).

Передача и прием сообщений (команд) происходит с использованием средств связи 34 КБО 28 и НПУ 36. При приеме сообщения (команды) от оператора НПУ 36 пункта управления, БЛА ВТ 1 переходит в режим висения, оператор НПУ включает БРЛС 6 и ОЭС 4. ОЭС 4 позволяет выполнять следующие режимы работы: круглосуточный поиск, обнаружение, распознавание и наблюдение за объектами на различных дальностях в телевизионном и тепловизионном диапазоне, в простых и сложных метеословиях.

БРЛС 6 с ФАР 17 позволяет выполнять следующие режимы работы:

- формирование радиолокационного изображения наземной, в том числе заснеженной, надводной подстилающей поверхности;
- поиск подвижных и неподвижных наземных и морских объектов;
- одновременное определение без потери обзора сканируемого пространства координат и параметров движения радиоконтрастных объектов количеством до 30;
- обзор воздушного пространства и определение координат и параметров движения до 30 воздушных объектов;
- картографирование земной и морской поверхностей, включая береговую черту и надводные объекты, с высоким разрешением, детальным изображением в заданном угловом секторе, а также определение линейных размеров надводных объектов;
- обнаружение метеообразований;
- осуществление управления применением сбрасываемого поискового оборудования;
- осуществление информационного обмена с комплексом бортового оборудования

По команде оператора НПУ 36, с использованием КБО 28 осуществляется горизонтальное и вертикальное сканирование воздушного пространства, при этом горизонтальный привод 23 вместе с горизонтальным приводом поворота 27, с размещенной на внутренней рамке 22 ФАР 17 БРЛС 6, позволяет сканировать воздушное пространство в горизонтальной плоскости с углами  $\pm 120$  градусов. Разворотом БВ РЛД 1 в горизонтальной плоскости 120 градусов относительно своей оси в течение нескольких секунд три раза, как показано на фиг. 5, решается задача сканирования воздушного пространства на 360 градусов. Вертикальный привод 24 вместе с вертикальным приводом поворота 26, с размещенной на внутренней рамке 22 ФАР БРЛС 6, позволяет сканировать воздушное пространство в вертикальной плоскости с углами  $\pm 60$  градусов.

Таким образом, решается задача полезной модели: увеличение углов сканирования фазированной антенной решеткой бортовой радиолокационной станции беспилотного

вертолета радиолокационного дозора с соосными несущими винтами.

Основные технические характеристики БП РЛД 1 приведены в таблице 1.

Полученные данные от БРЛС с ФАР 6 и ОЭС 4 с использованием средств связи 34, передаются на НПУ 36. Напряжение для электропитания БРЛС с ФАР 6, ОЭС 4 и КБО 28 подается от выпрямителя напряжения вспомогательной силовой установки (на чертеже не показано).

Изготовление БП РЛД 1, осуществляют из типовых узлов и компонентов, выпускаемых предприятиями России. В качестве ОЭС 4 может быть использована ОЭС-52, в качестве БРЛС с ФАР 6 может быть использована БРЛС "Жук-А" или "Ирбис". Опытный образец БП РЛД 1 изготовлен. Испытания показали, что он соответствует тем требованиям, которые предъявляются к БП РЛД 1.

Таблица 1

Характеристика	Единица измерения	Значение
Тип турбовального авиационного двигателя (АО "ОДК-Климов")	ВК-650В	1
Количество двигателей	ед	1
Мощность двигателя (максимальный)	л.с.	580
Постановочная масса двигателя	кг	115
Практический потолок	м	3000
Максимальная дальность полета	км	1000
Максимальная скорость полета	км/ч	380
Длина	мм	7108
Высота	мм	3350
Количество соосных несущих трехлопастных винтов	шт	2
Диаметр соосных несущих трехлопастных винтов	мм	7100
База шасси	мм	2670
Масса	кг	900
Полезная нагрузка при полном топливном баке	кг	1000
Полная масса	кг	1900

#### (57) Формула полезной модели

Беспилотный вертолет радиолокационного дозора, содержащий фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления

каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, отличающийся тем, что дополнительно содержит двухступенный карданный подвес с 5 расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета, при этом карданный подвес с фазированной антенной решеткой размещен внутри носовой части фюзеляжа за радиопрозрачным обтекателем, в то же время двухступенный карданный подвес содержит внутреннюю и внешнюю рамку, 10 горизонтальный и вертикальный привод, горизонтальный и вертикальный привод поворота.

15

20

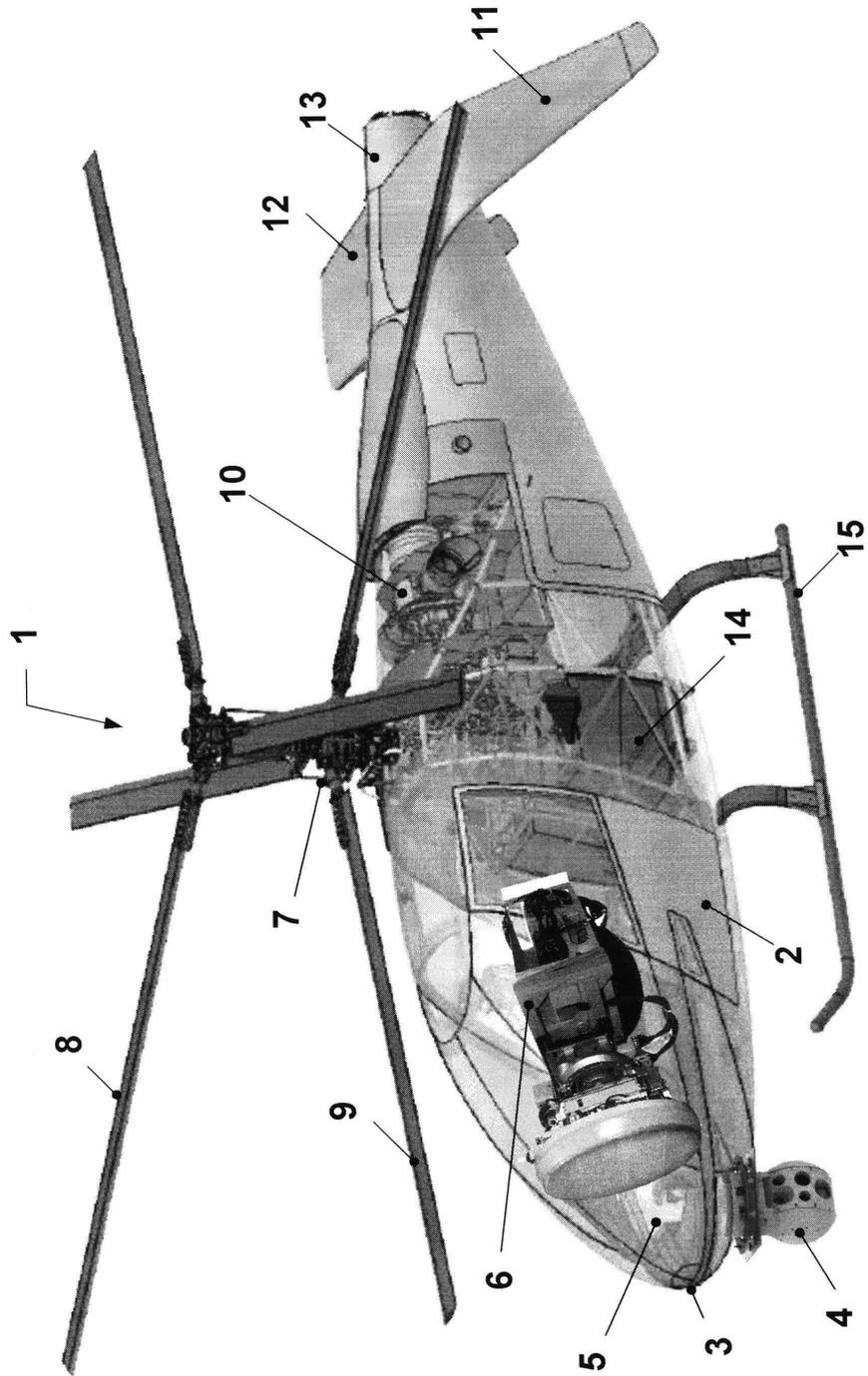
25

30

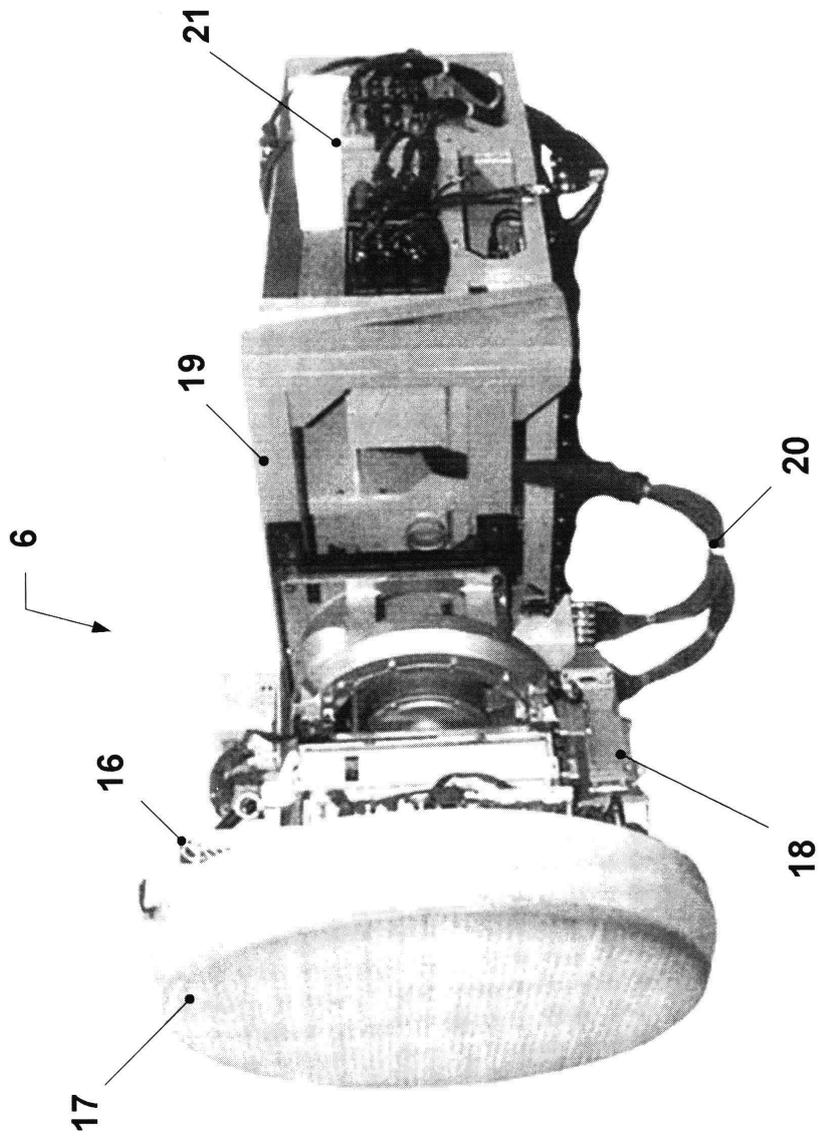
35

40

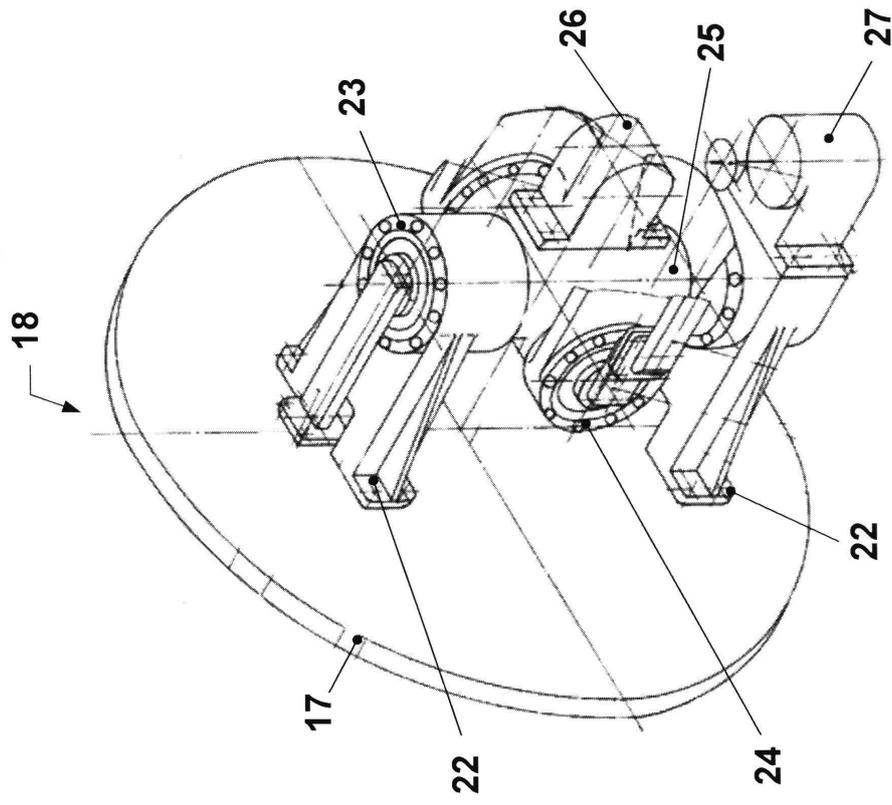
45



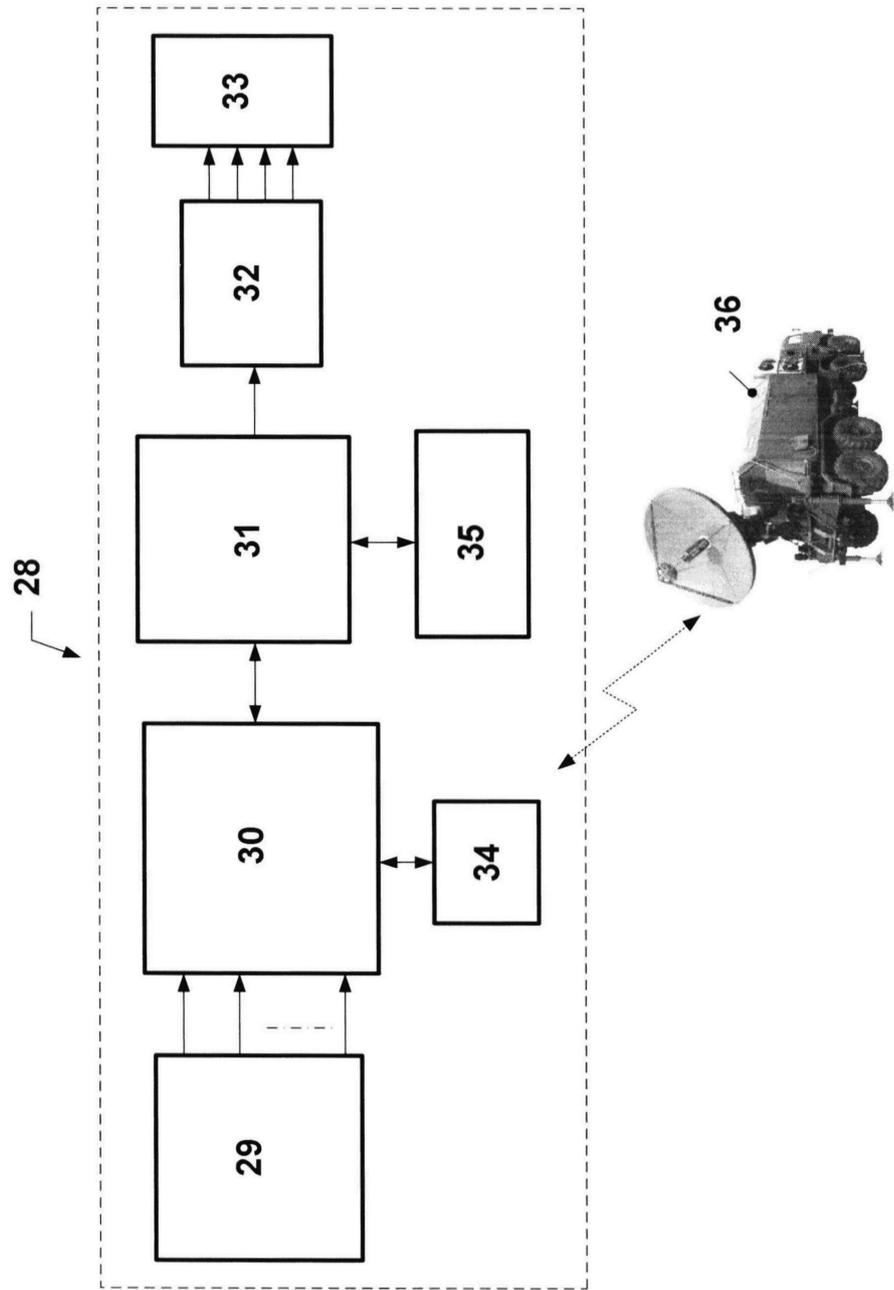
ФИГ. 1



Фиг. 2



ФИГ. 3



ФИГ. 4





ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
*B64C 27/04* (2022.08); *B64D 15/00* (2022.08)

(21)(22) Заявка: 2022120268, 22.07.2022

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
22.07.2022

Дата регистрации:  
27.09.2022

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 22.07.2022

(45) Опубликовано: 27.09.2022 Бюл. № 27

Адрес для переписки:

143900, Московская обл., г. Балашиха, ул.  
Фадеева, 4А, а/я 76, Мосиенко С.А.

(72) Автор(ы):

Мосиенко Сергей Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Мосиенко Сергей Александрович (RU)

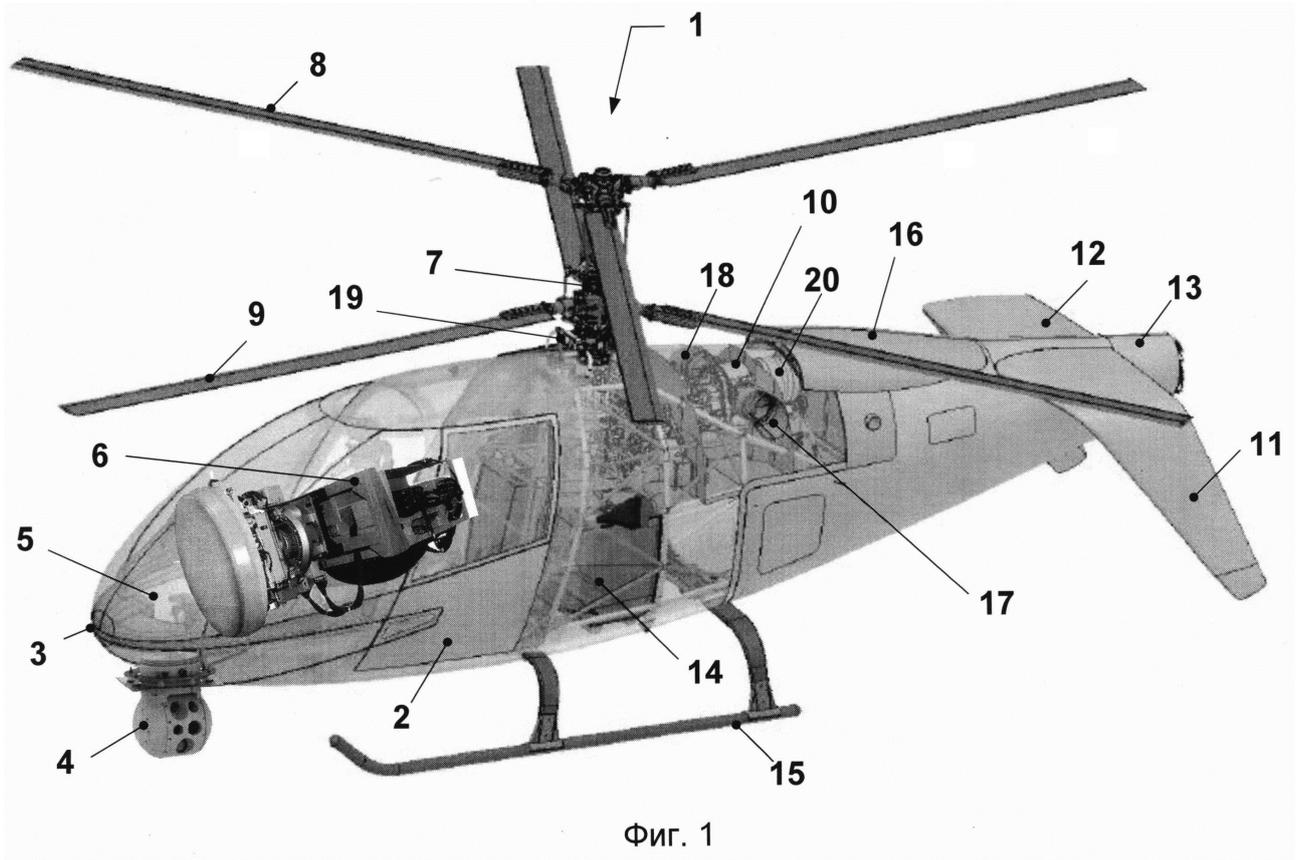
(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 2700151 C9, 26.03.2020. RU 212196  
U1, 11.07.2022. RU 2578079 C1, 20.03.2016. RU  
2279998 C2, 0.07.2006. GB 979304 A, 01.01.1965.  
EP 2733069 B1, 01.04.2015.

## (54) АРКТИЧЕСКИЙ БЕСПИЛОТНЫЙ ВЕРТОЛЕТ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ДОЗОРА

(57) Реферат:

Полезная модель относится к авиационной технике и может быть применена при создании новых конструкций арктических беспилотных вертолетов радиолокационного дозора. Техническим результатом данной полезной модели является расширение температурного диапазона использования арктического беспилотного вертолета радиолокационного дозора. Указанный технический результат достигается за счет того, что арктический беспилотный вертолет радиолокационного дозора содержит фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из

несущих винтов, включающие два автомата перекося, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, двухступенный карданный подвес с расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета, систему охлаждения турбовального двигателя, противообледенительную систему и систему автоматического аэрозольного пожаротушения, при этом противообледенительная система состоит из электронагревательных элементов лопастей, токоъемников несущих винтов и коробки программного механизма, в то же время система охлаждения турбовального двигателя содержит воздухозаборник, размещенный в верхней части фюзеляжа, левый и правый выходной патрубок.



Фиг. 1

RU 213728 U1

RU 213728 U1

Полезная модель относится к авиационной технике и может быть применена при создании новых конструкций арктических беспилотных вертолетов радиолокационного дозора.

5 Техническим результатом данной полезной модели является расширение температурного диапазона использования арктического беспилотного вертолета радиолокационного дозора.

Известен беспилотный вертолетный комплекс радиолокационно-оптического обзора (БпВК РЛОО), описанный в статье С.А. Мосиенко «Концепция облика беспилотного вертолетного комплекса радиолокационно-оптического обнаружения межвидового применения», журнал «Молодой ученый», 2021, №8 (350). с. 8-13.

10 Недостатком БпВК РЛОО является невозможность работы в условиях низких температур.

Наиболее близкой по технической сущности и уровню эксплуатационных характеристик к патентуемой полезной модели является беспилотный вертолет радиолокационного дозора, описанный в патенте С.А. Мосиенко №212196 от 13.05.2022 года (прототип).

Беспилотный вертолет радиолокационного дозора (БВ РЛД), содержит фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекося, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, двухступенный карданный подвес с расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета.

25 Недостатком БВ РЛД является невозможность работы в условиях низких температур в зоне Арктики.

Техническим результатом данной полезной модели, является расширение температурного диапазона использования арктического беспилотного вертолета радиолокационного дозора.

Технический результат достигается за счет того, что арктический беспилотный вертолет радиолокационного дозора, содержащий фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекося, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, двухступенный карданный подвес с расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета, дополнительно содержит систему охлаждения турбовального двигателя, противообледенительную систему и систему автоматического аэрозольного пожаротушения, при этом противообледенительная система состоит из

электронагревательных элементов лопастей, токосъемников несущих винтов и коробки программного механизма, в то же время система охлаждения турбовального двигателя содержит воздухозаборник, размещенный в верхней части фюзеляжа, левый и правый выходной патрубков.

5 Заявленная полезная модель иллюстрируется следующим чертежом: фиг. 1, на котором показана структурная схема арктического беспилотного вертолета радиолокационного дозора (АБВ РЛД).

Как видно из чертежа фиг. 1, АБВ РЛД 1, содержит носовую часть фюзеляжа 3, предназначенную для размещения комплекса бортового оборудования (КБО) - на  
10 чертеже не показано, бортовой радиолокационной станции (БРЛС) 6 с фазированной антенной решеткой (ФАР), предназначенную для обнаружения воздушных, наземных и морских объектов, оптико-электронную систему (ОЭС) 4, предназначенную для обнаружения воздушных, наземных и морских объектов, килевую балку 13, оснащенную боковыми киями 11 и 12, турбовальный двигатель (ТВаД) 10, предназначенный для  
15 вращения двух соосных винтов, систему из двух соосных винтов 7, предназначенную для параллельного вращения в противоположных направлениях вокруг общей геометрической оси двух винтов 8 и 9, радиопрозрачный обтекатель 5, рассчитанный для защиты БРЛС с ФАР 6 и КБО от аэродинамических сил и установленный в носовой части фюзеляжа 3, ползковое шасси 15, предназначенное для посадки беспилотного  
20 вертолета радиолокационного дозора 1 на поверхность, бак 14. Носовая часть фюзеляжа 3 жестко связана с центральной частью фюзеляжа 2 и килевой балкой 13. Килевая балка 13 предназначена для оснащения левым 11 и правым 12 боковыми киями, рассчитанными для повышения путевой устойчивости АБВ РЛД 1. Снаружи носовой части фюзеляжа 3 расположена ОЭС 4. Ползковое шасси 15 крепится к центральной  
25 части фюзеляжа 2.

АБВ РЛД 1 содержит систему охлаждения турбовального двигателя 10, противообледенительную систему (ПОС) и систему автоматического аэрозольного  
пожаротушения 20, при этом система охлаждения турбовального двигателя содержит  
30 воздухозаборник 16, размещенный в верхней части фюзеляжа 2, левый 17 и правый 18 выходной патрубков.

Противообледенительная система (ПОС) 19 содержит: электронагревательные элементы лопастей; токосъемники несущих винтов 8 и 9, коробка программного механизма (на чертеже не показано).

Как видно из чертежа фиг. 2, БРЛС 6, содержит основание 21, ФАР 22, двухступенный  
35 карданный подвес 23, раму 24, приемо-передающую аппаратуру БРЛС 25. Основание 21 предназначено для крепления БРЛС с ФАР 6 к фюзеляжу 2. Двухступенный карданный подвес 23 предназначен для крепления ФАР 22 к раме 24, которая предназначена для размещения приемо-передающей аппаратуры 25, при этом ФАР 22 соединена с приемопередающей аппаратурой 25 посредством соединительного кабеля.  
40 Двухступенный карданный подвес 23, содержит внутреннюю 26 и внешнюю 27 рамку, горизонтальный и вертикальный привод, горизонтальный и вертикальный привод поворота (на чертеже не показано). ФАР 22 крепиться к внутренней рамке 26, горизонтальный и вертикальный привод крепиться к внешней рамке 27 (на чертеже не показано).

45 Как видно из чертежа фиг. 3, система управления АБВ РЛД 1 состоит из комплекса бортового оборудования (КБО) 28 и наземного пункта управления (НПУ) 36.

КБО 28 содержит бортовые датчики 29, блок приема-передачи управляющих сигналов (БПУС) 30, бортовую вычислительную систему (БВС) 31, блок управления

электромеханическими рулевыми приводами (БУЭРП) 32, рулевые приводы 33, систему связи 34 и пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) 35. Кроме того, КБО 28 содержит датчики: системы охлаждения турбовального двигателя 37, ПОС 38, сигнализатор обледенения 39 и датчик системы автоматического аэрозольного пожаротушения (СААП) 40.

Заявленный АБВ РЛД 1 работает следующим образом.

По команде оператора НПУ 36 с автоматизированного рабочего места и средств связи (на чертеже не показано), с использованием КБО 28 включается ТВаД 10. АБВ РЛД 1 с использованием системы соосных несущих винтов 7, ОЭС 4 и ПНК 35, совершает вертикальный и горизонтальный полет по заданному маршруту (на чертеже не показано).

Система из двух соосных винтов 7 АБВ РЛД 1 состоит из двух винтов одинакового диаметра, расположенных на одной оси и вращающихся в разные стороны. Верхний 8 и нижний 9 винты в системе из двух соосных винтов 7 разнесены по вертикали для исключения схлестывания лопастей. Верхний винт 8 засасывает воздух из безграничного пространства и создает струю, отбрасываемую на нижний винт 9. Воздействие спутной струи верхнего винта 8 вызывает уменьшение угла атаки и соответственно, подъемной силы 9 нижнего винта. Вследствие сужения нисходящего потока, отбрасываемого верхним винтом 8, концевые участки лопастей нижнего винта 9 работают на режимах, аналогичных верхним лопастям, при этом, концевые участки лопастей нижнего винта 9 засасывает некоторое количество воздуха из окружающего пространства. Поскольку воздушный поток верхнего винта 8 закручен в сторону, противоположную вращению нижнего винта 9, окружные скорости обтекания сечений лопастей нижнего винта 9 возрастают на величину скорости закрутки, что улучшает аэродинамическую эффективность соосной схемы 7, по которой построен БСВ РЛД 1. Управление АБВ РЛД 1 в пространстве осуществляется оператором НПУ 36 по каналам связи с применением ОЭС 4, путем визуального наблюдения и системой соосных несущих винтов 7. Оператор НПУ 36 с использованием системы связи 34, БПУС 30, БВС 31, БУЭРП 32 и рулевых приводов 33, расположенных в БСВ РЛД 1, управляет направлением и силой тяги системы из двух соосных винтов 7, автоматами перекоса (на чертеже не показано).

Управление по курсу АБВ РЛД 1 обеспечивается созданием разности моментов на несущих винтах 8 и 9, реализуемой по упомянутой цепи от органов управления КБО 28 к соответствующему рулевому приводу 33, который перемещает рычаг и кинематически связанные с ним ползун (на чертеже не показано) со смонтированным на нем автоматом перекоса и второй рычаг, который также кинематически связан с автоматом перекоса системы соосных несущих винтов 7.

Управление АБВ РЛД 1 по тангажу и крену обеспечивается соответствующим наклоном автоматов перекоса и с учетом данных, которые в режиме реального времени поступают от бортовых датчиков 29 и ПНК 35. Передача и прием сообщений (команд) на управление АБВ РЛД 1 происходит с использованием средств связи 34, входящих в состав КБО 28 и НПУ 36. Важной особенностью АБВ РЛД 1 с системой из двух соосных винтов 7 является установка двух автоматов перекоса на одной колонке (на чертеже не показано). Передача и прием сообщений (команд) происходит с использованием средств связи 34 КБО 28 и НПУ 36. При приеме сообщения (команды) от оператора НПУ 36, АБВ РЛС 1 переходит в режим висения, оператор НПУ включает БРЛС 6 и ОЭС 4. ОЭС 4 позволяет выполнять следующие режимы работы: круглосуточный поиск, обнаружение, распознавание и наблюдение за объектами на различных

дальностях в телевизионном и тепловизионном диапазоне, в простых и сложных метеоусловиях. БРЛС 6 с ФАР 22 позволяет выполнять следующие режимы работы: формирование радиолокационного изображения наземной, в том числе заснеженной, надводной подстилающей поверхности; поиск подвижных и неподвижных наземных и морских объектов; обзор воздушного пространства и определение координат движения воздушных объектов; картографирование земной и морской поверхностей; обнаружение метеообразований; осуществление информационного обмена с комплексом бортового оборудования 28. По команде оператора НПУ 36, с использованием КБО 28 осуществляется сканирование воздушного пространства в горизонтальной плоскости с углами  $\pm 120$  градусов, вертикальной плоскости с углами  $\pm 60$  градусов. Разворотом АБВ РЛД 1 в горизонтальной плоскости 120 градусов относительно своей оси в течение нескольких секунд три раза, решается задача сканирования воздушного пространства на 360 градусов.

Система охлаждения турбовального двигателя охлаждает ТВаД 10 в полете, она имеет датчик 37, который показывает температуру газов за ТВаД 10.

Обледенение АБВ РЛД 1 - процесс образования льда на поверхности АБВ РЛД 1 во время полета. Вероятность обледенения частей АБВ РЛД 1 появляется при высокой влажности и температуре от +5 град. С и ниже. Обледенение для АБВ РЛД 1 считается одним из опасных влияний окружающей природной среды. Лед увеличивает полетный вес, ухудшает аэродинамические свойства АБВ РЛД 1. Наросты на несущих винтах 8 и 9 могут привести к разбалансировке винтов и ухудшению управляемости АБВ РЛД 1. Образование наростов на входных устройствах двигателя, уменьшает мощность и тягу двигателя. Срыв льда в двигатель 10 может привести к поломке лопаток компрессора и двигателя 10.

Для защиты АБВ РЛД 1 от наростов льда имеется ПОС 19, содержащая в себе противообледенительную систему лопастей и входных устройств двигателя 10. ПОС 19 предотвращает нарастания ледяного слоя, удаления появившегося льда в целях обеспечения всепогодности и повышения безопасности полета в условиях обледенения. ПОС 19 имеет датчик 38, который показывает температуру за бортом АБВ РЛД 1.

Нагревательные элементы лопастей несущих винтов 8 и 9 выполнены из тонких лент нержавеющей стали, которые проложены в носовой части, лопасти по всей ее длине (на чертеже не показано). Нагревательный элемент каждой лопасти несущего винта 8 и 9 состоит из четырех секций, две из которых первая и вторая обогревают верхнюю часть носка лопасти, третья переднюю часть лопасти, четвертая - нижнюю часть лопасти.

Питание нагревательных элементов осуществляется переменным током линейным напряжением 200 В. Напряжение подается на секции, нагревательных элементов через токосъемники винтов. Токосъемник представляет собой агрегат, состоящий из узла контактных колец со щетками; основания, на котором смонтированы пять контакторов и пять трансформаторов тока; защитного колпака и основания, за фланец которого он крепится к втулке несущего винта 8 и 9 (на чертеже не показано). Контактные кольца токосъемника размещены на неподвижной части токосъемника, все остальные элементы - на подвижной. Секции нагревательных элементов включаются в работу циклично в определенной последовательности с помощью программного механизма коробки (ПМК). Длительность цикла программного механизма ПМК составляет 154 секунды.

Программный механизм за время цикла формирует четыре импульса длительностью по 38,5 секунд на включение обогрева секций. Каждая секция винтов 8 и 9 за цикл греется 38,5 сек и охлаждается 115,5 сек. Питание противообледенительной системы винтов осуществляется через автомат защиты сети. Для воздухозаборника 16 и входных частей

двигателя 10 используется воздушно-тепловая система обогрева. Горячий воздух отбирается от компрессора двигателя 10 (на чертеже не показано). Система состоит из коллектора, трубопровода с горячим воздухом и переключателем подачи воздуха (на чертеже не показано). Обогрев производится в автоматическом режиме. Для управления системой используется реверсивный электродвигатель. При включении обогрева, 5 начинает работать электродвигатель, электродвигатель открывает заслонку, и при полном открытии двигатель 10 выключается (на чертеже не показано). Одновременно с этим, у оператора НПУ 36 на приборной панели загорается лампочка, сигнализируя о том, что, обогрев включен. Через 50 с, после открытия заслонки, электродвигатель 10 включается и закрывает заслонку. Сигнализатор обледенения 39 предназначен для оповещения оператора НПУ 36 о начале обледенения АБВ РЛД 1. Так же, оповещает о нахождении АБВ РЛД 1 в зоне обледенения, и автоматически включает ПОС. Сигнализатор обледенения 39 работает с использованием радиоактивного изотопа: стронция и иттрия. Поток  $\beta$  частиц, из корпуса сигнализатора 39, попадает на галогенный 15 счетчик, размещенный в блоке 29, в котором появляется импульс напряжения. Этот импульс попадает на регистрирующую схему блока 30. Образование на счетчике льда толщиной более 0,3 мм уменьшает поток частиц и, следовательно, частоту импульсов напряжений. После этого электронный блок 30, через средства связи 34, сигнализирует оператору НПУ 36 и выдает сигнал на автоматическое включение ПОС. СААП 20 имеет 20 датчик температуры 40 и смесь аэрозоля. Принцип действия СААП 20 заключается в подавлении химических процессов, возникающих при горении в двигательном отсеке. Смесь аэрозоля состоит из реагентов, останавливающих химические реакции. За счет выделения мелкодисперсных частичек на поверхности горящих предметов и веществ образуется пленка, перекрывающая поступление воздуха к огню в двигательном отсеке. 25 Таким образом, решается задача полезной модели: расширение температурного диапазона использования АБВ РЛД 1 в интервале температур от минус 80 град С. до плюс 200 град.С. Основные технические характеристики АБВ РЛД 1 приведены в таблице 1. Полученные данные от БРЛС с ФАР 6 и ОЭС 4 с использованием средств связи 34, передаются на НПУ 36. Полученные данные от датчиков 37,38,39 и 40 с использованием 30 средств связи 34, передаются на НПУ 36. Напряжение для электропитания БРЛС с ФАР 6, ОЭС 4 и КБО 28 подается от выпрямителя напряжения вспомогательной силовой установки (на чертеже не показано). Изготовление АБВ РЛД 1, осуществляют из типовых узлов и агрегатов, выпускаемых предприятиями России. В качестве БРЛС 6 с ФАР 22 может быть использована БРЛС «Жук-А» или «Ирбис», в качестве 35 токосъемника ПОС 19 может быть использован ТСВ1У023. Цифровой двойник АБВ РЛД 1 изготовлен, испытания показали, что он соответствует характеристикам, приведенным в таблице 1.

40

45

Таблица 1

Характеристика	Единица измерения	Значение
Тип турбовального авиационного двигателя (АО "ОДК-Климов")	ВК-650В	1
Количество двигателей	ед	1
Мощность двигателя (максимальный)	л.с.	580
Постановочная масса двигателя	кг	115
Практический потолок	м	3000
Максимальная дальность полета	км	1000
Максимальная скорость полета	км/ч	380
Длина	мм	7108
Высота	мм	3350
Количество соосных несущих трехлопасных винтов	шт	2
Диаметр соосных несущих трехлопасных винтов	мм	7100
База шасси	мм	2670
Масса	кг	900
Полезная нагрузка при полном топливном баке	кг	1000
Полная масса	кг	1900

## (57) Формула полезной модели

Арктический беспилотный вертолет радиолокационного дозора, содержащий фюзеляж, включающий кабину с комплексом бортового оборудования и оптико-электронной системой, радиопрозрачный обтекатель, установленный в носовой части фюзеляжа, бортовую радиолокационную станцию с фазированной антенной решеткой, систему двух соосных несущих винтов, содержащую главный редуктор, два соосных несущих трехлопасных винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса, турбовальный двигатель, левый и правый боковой киль, установленный на хвостовой балке под углом к продольной оси вертолета хвостиками вниз, топливный бак, ползковое шасси, двухступенный карданный подвес с расположенной на нем фазированной антенной решеткой с возможностью горизонтального и вертикального отклонения от строительной оси беспилотного вертолета, отличающийся тем, что дополнительно содержит систему охлаждения турбовального двигателя, противообледенительную систему и систему автоматического аэрозольного пожаротушения, при этом противообледенительная система состоит из электронагревательных элементов лопастей, токосъемников несущих винтов и коробки программного механизма, в то же время система охлаждения турбовального двигателя содержит воздухозаборник, размещенный в верхней части фюзеляжа, левый и правый

выходной патрубков.

5

10

15

20

25

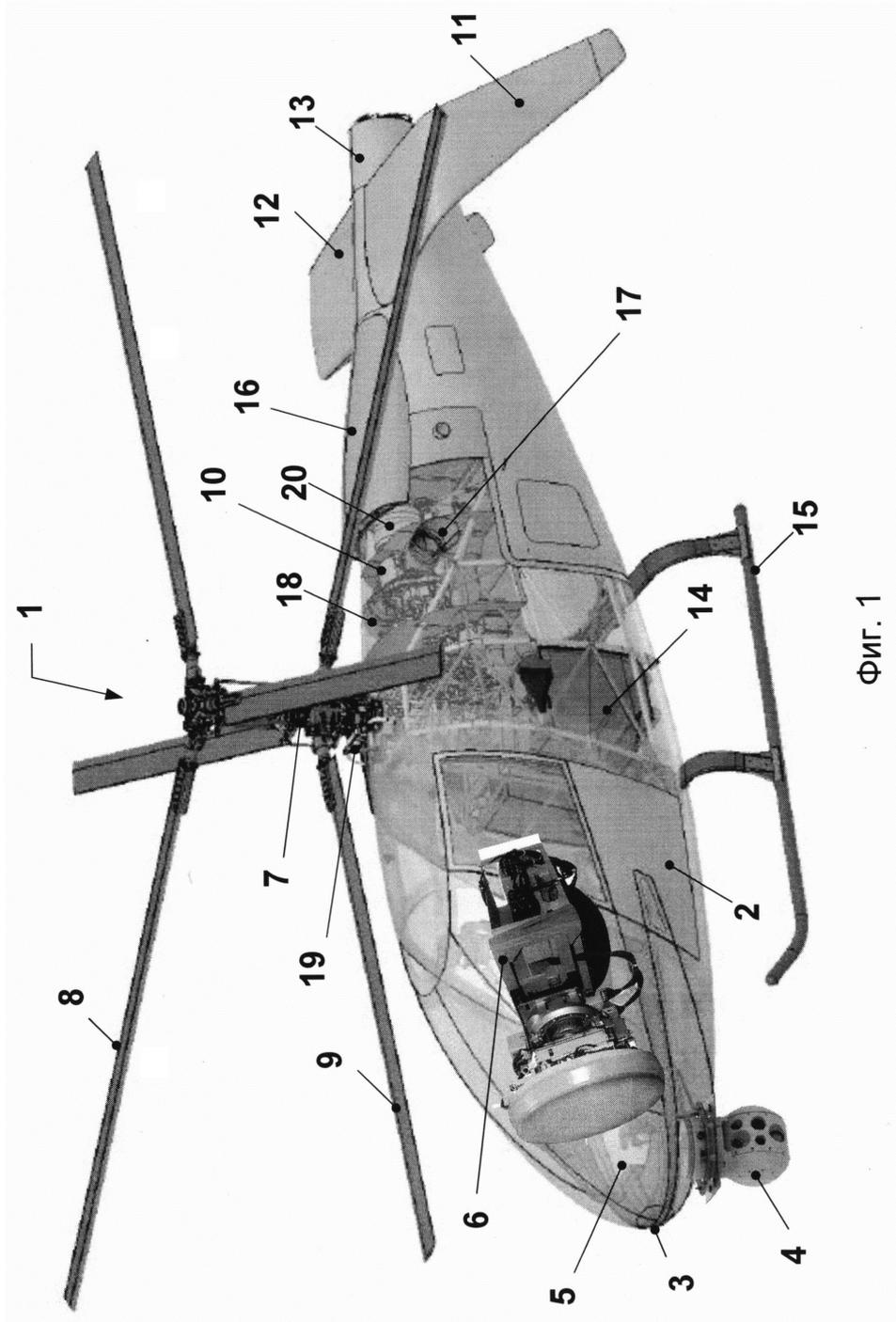
30

35

40

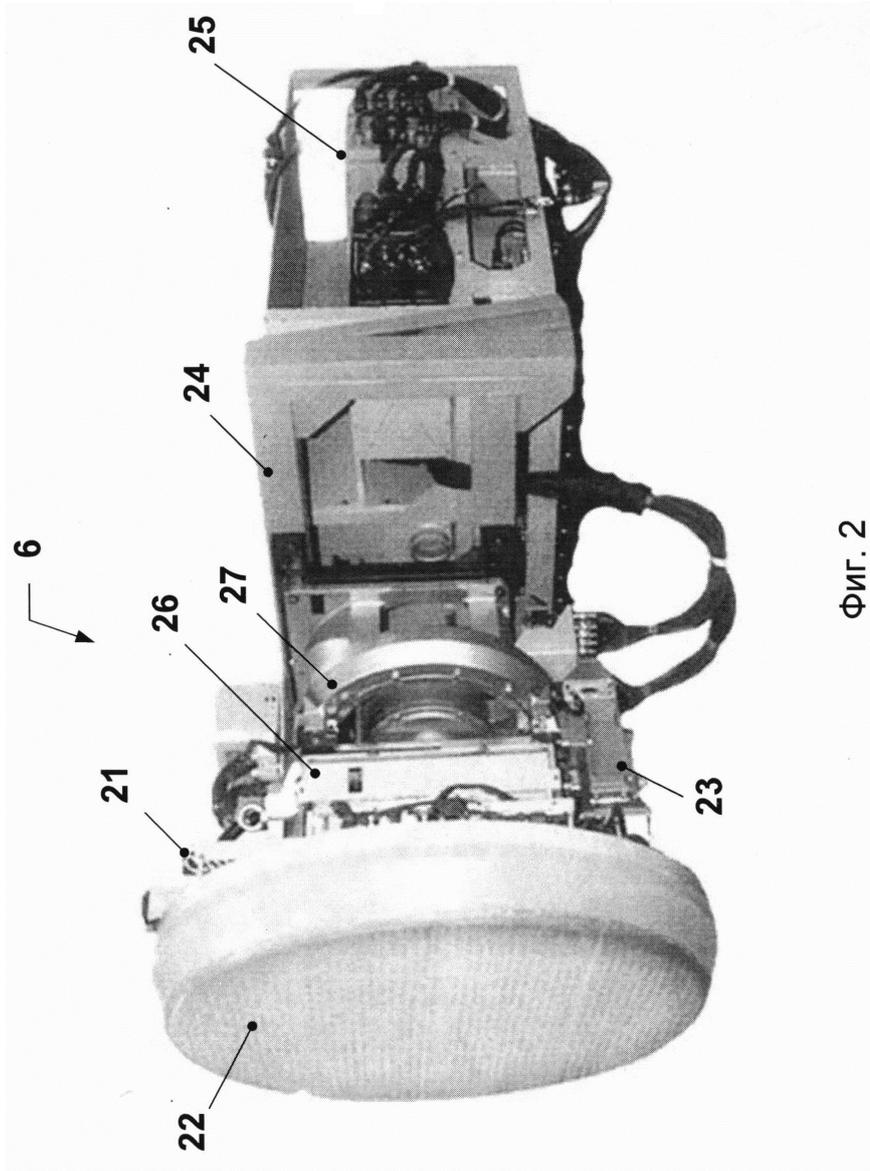
45

1

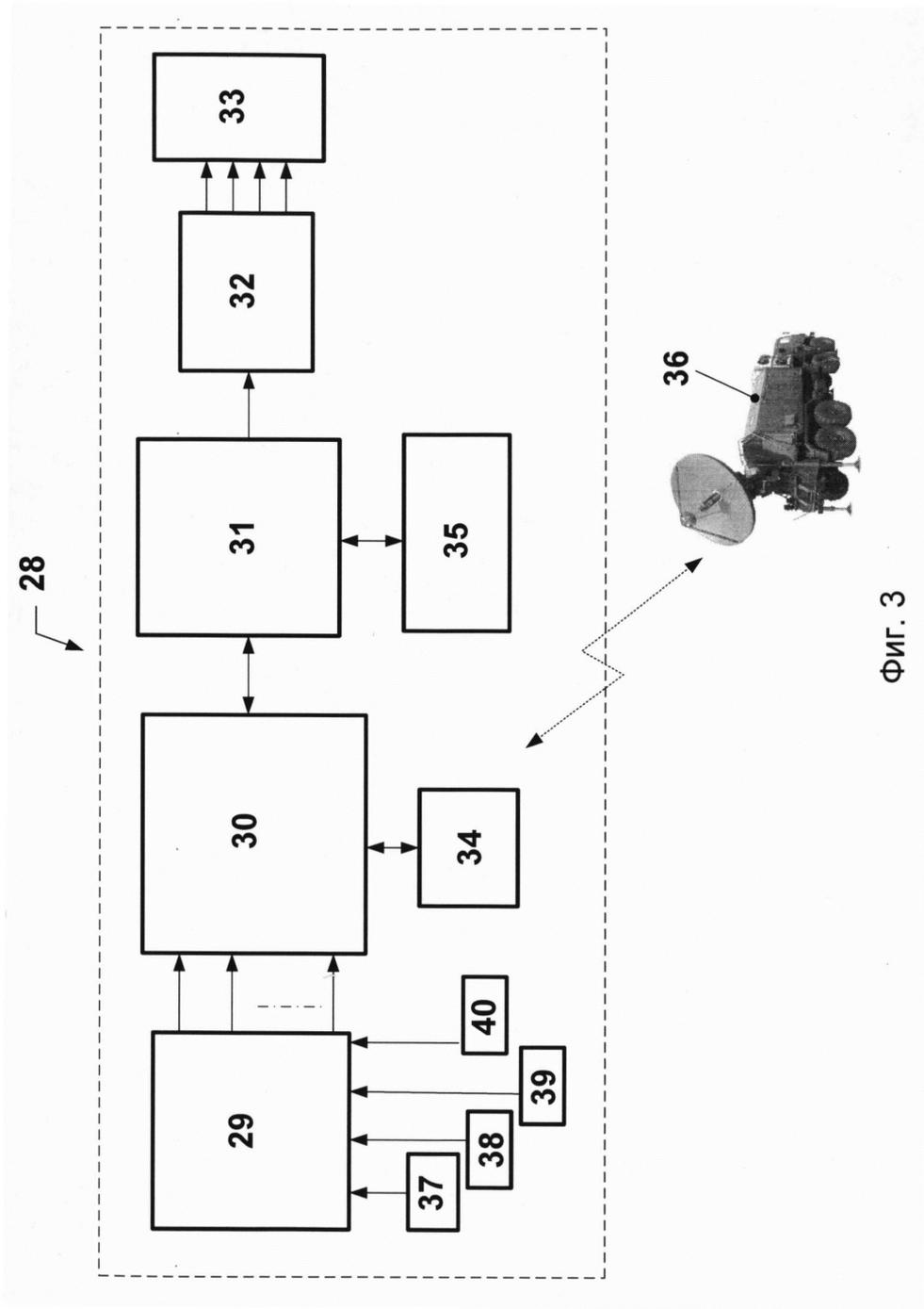


ФИГ. 1

2



ФИГ. 2



ФИГ. 3



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
*B64C 27/12 (2022.08); B64D 35/04 (2022.08)*

(21)(22) Заявка: 2022124271, 12.09.2022

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
12.09.2022

Дата регистрации:  
08.11.2022

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 12.09.2022

(45) Опубликовано: 08.11.2022 Бюл. № 31

Адрес для переписки:

143900, Московская обл., г. Балашиха, ул.  
Фадеева, 4А, а/я 76, Мосиенко С.А.

(72) Автор(ы):

Мосиенко Сергей Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Мосиенко Сергей Александрович (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 186462 U1, 21.01.2019. CN  
110562447 B, 11.12.2020. RU 65468 U1, 10.08.2007.  
RU 183215 U1, 13.09.2018. US 20170267338 A1,  
21.09.2017. CN 107559383 A, 09.01.2018.

(54) ТРАНСМИССИЯ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА

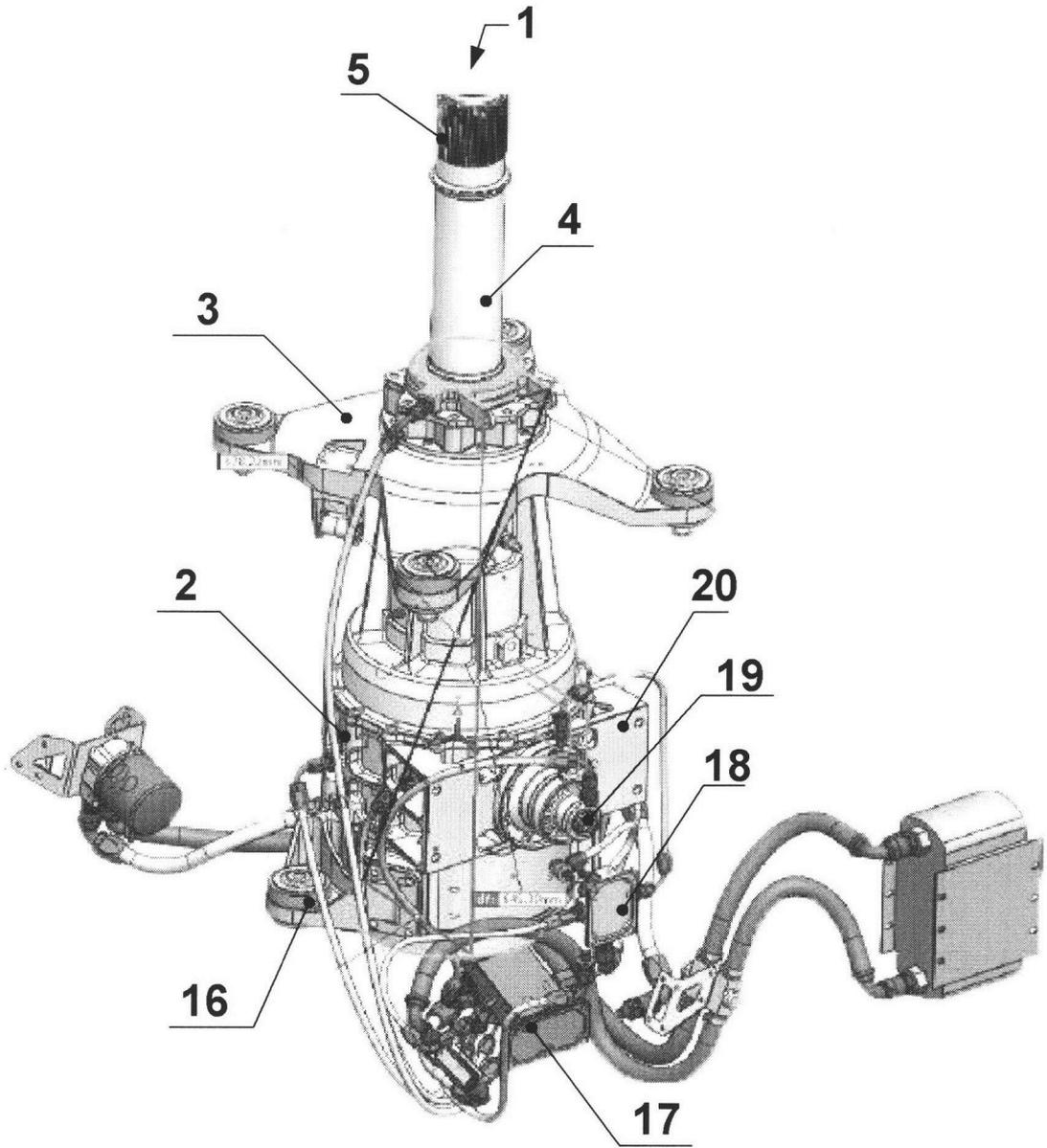
(57) Реферат:

Полезная модель относится к устройствам, предназначенным для обеспечения передачи крутящего момента от турбовального двигателя к потребителю, в частности, для приводов двух соосных противоположного вращения валов несущих винтов беспилотного вертолета. Техническим результатом данной полезной модели является расширение модификаций трансмиссии за счет использования коробки приводов для различных типов турбовальных двигателей. Указанный технический результат достигается за счет того, что трансмиссия беспилотного вертолета, содержащая редуктор с верхним и нижним узлами крепления редуктора к фюзеляжу, корпус редуктора, состоящий из

верхней, средней частей и поддона, два соосных противоположного вращения вала нижнего и верхнего несущих винтов беспилотного вертолета, входной вал, коробку приводов агрегатов, коробка приводов включает входной вал с фланцем для соединения с выходным валом турбовального двигателя, вал генератора, вал заднего карданного вала и выходной вал, при этом выходной вал коробки приводов агрегатов посредством муфты соединен с входным валом редуктора, в то же время, коробка приводов агрегатов соединена с корпусом главного редуктора при помощи стыковочного узла соединения.

RU 214644 U1

RU 214644 U1



Фиг. 2

Полезная модель относится к устройствам, предназначенным для обеспечения передачи крутящего момента от турбовального двигателя к потребителю, в частности, для приводов двух соосных противоположного вращения валов несущих винтов беспилотного вертолета.

5 Известны главные редукторы ВР-226Н и ВР-252 вертолетов с двумя соосными несущими винтами Ка-226 и Ка-31/32. Главные редукторы ВР-226Н и ВР-252 предназначены для передачи мощности от двух двигателей к двум соосным несущим винтам и вертолетным агрегатам, а также аэродинамических сил с винтов через валы и корпус редуктора на фюзеляж вертолета и описанные на сайте ОАО "Красный  
10 Октябрь" [http://koavia.com/product/helicopter/reduktory\\_vertoletov\\_soosnoy\\_shemy.shtml](http://koavia.com/product/helicopter/reduktory_vertoletov_soosnoy_shemy.shtml)

Недостаток главных редукторов ВР-226Н и ВР-252 - большая масса, которая составляет для ВР-226Н - 300 кг, для ВР-252 - 1025 кг.

Кроме того, данные типы редукторов предназначены для передачи мощности от двух двигателей к двум соосным несущим винтам и вертолетным агрегатам, что  
15 неприемлемо для беспилотных вертолетов с двумя соосными несущими винтами, так как существенно повышает стоимость летного часа беспилотного вертолета.

Известен главный редуктор ВР-80 для вертолетов Ка-50, Ка-50-2 и Ка-52 описанный на сайте акционерного общества "ОДК "Климов" <https://www.klimov.ru/production/helicopter/Gearboxes/>

20 Недостаток главного редуктора ВР-80 - большая масса, которая составляет 925 кг.

Известен главный редуктор вертолета, описанный в патенте РФ №2065381 от 19.01.1993, содержащий верхний и нижний узел крепления редуктора к фюзеляжу, корпус, состоящий из верхней, средней частей и поддона, два соосных противоположного вращения вала нижнего и верхнего несущих винтов вертолета. Главный редуктор  
25 вертолета, описанного в патенте РФ №2065381 от 19.01.1993, выберем за прототип.

Редуктор состоит: верхний и нижний узел крепления редуктора к фюзеляжу, корпус, состоящий из верхней, средней частей и поддона, два соосных противоположного вращения вала нижнего и верхнего несущих винтов. Недостаток главного редуктора - два входных вала, связанных с валом двух двигателей, что существенно повышает  
30 массу редуктора.

Техническим результатом данной полезной модели является расширение модификаций трансмиссии за счет использования коробки приводов для различных типов турбовальных двигателей.

Технический результат достигается за счет того, что трансмиссия беспилотного  
35 вертолета, содержащая редуктор с верхним и нижним узлами крепления редуктора к фюзеляжу, корпус редуктора, состоящий из верхней, средней частей и поддона, два соосных противоположного вращения вала нижнего и верхнего несущих винтов беспилотного вертолета, входной вал, коробку приводов агрегатов, коробка приводов  
40 включает входной вал с фланцем для соединения с выходным валом турбовального двигателя, вал генератора, вал заднего карданного вала и выходной вал, при этом выходной вал коробки приводов агрегатов посредством муфты соединен с входным валом редуктора, в то же время, коробка приводов агрегатов соединена с корпусом главного редуктора при помощи стыковочного узла соединения.

Заявленная полезная модель иллюстрируется чертежами: фиг. 1, на которой показана  
45 структурная схема трансмиссии беспилотного вертолета; фиг. 2, на которой показана схема редуктора без коробки приводов агрегатов; фиг. 3, на которой показана схема трансмиссии сзади.

Рассмотрим структуру и работу трансмиссии 1, показанную на чертеже 1. Трансмиссия

1 беспилотного вертолета, содержит: верхний узел крепления 3 редуктора к фюзеляжу, редуктор 2, вал нижнего винта 4 и вал верхнего винта 5 противоположного вращения, коробку приводов агрегатов 6, включающую входной вал с фланцем 7 для соединения с выходным валом турбовального двигателя (на чертеже не показано), вал генератора 8, вал заднего карданного вала 9 и выходной вал (на чертеже не показано). Масляная система (МС) трансмиссии 1 и коробки приводов 6 содержит воздушно-масляный радиатор 10, фильтра тонкой очистки 11, масляного насоса 17 и масляных трубопроводов 14.

МС трансмиссии 1 и коробки приводов 6 предназначена для подачи под давлением масла к трущимся деталям, их смазки, охлаждения, удаления частиц изнашивания и предотвращения коррозии, а так же очистки и хранения необходимого объема масла. К корпусу редуктора 2, закреплен генератор 12 с валом генератора 13 для электропитания узлов и агрегатов беспилотного вертолета. Для крепления фильтра тонкой очистки 11 к фюзеляжу имеется узел крепления 15.

На чертеже фиг. 2 показана схема редуктора 2 без коробки приводов 6, которая содержит: нижний узел крепления 16 редуктора к фюзеляжу, масляный насос 17, коллектор 18 масляной системы, который предназначен для подачи масла в коробку приводов 6, главный вал 19 и стыковочный узел соединения 20, который предназначен для соединения коробки приводов 6 к корпусу редуктора 2.

На чертеже фиг. 3 показана схема трансмиссии 1 сзади, на котором показано: корпус верхний 21, корпус нижний 22 и поддон 23, крышка правая 24 коробки передач 6 и крышка левая 25 коробки приводов 6. Выходной вал коробки приводов 6, посредством муфты (на чертеже не показано), соединен с входным главным валом редуктора, в то же время, коробка приводов 6 соединена с корпусом редуктора при помощи стыковочного узла соединения 20, при этом воздушно-масляный радиатор 10, фильтр тонкой очистки 11, масляный насос 17, коробка приводов 6 и редуктор соединены между собой посредством масляных трубопроводов 14.

Коробка приводов агрегатов 6 предназначена для размещения шестеренчатого механизма передающего крутящий момент на приводы потребителей. Коробка приводов 6 крепится на шпильках к задней части нижнего корпуса 22 редуктора 2 с помощью стыковочного узла соединения 20. В коробке приводов 6 имеются следующие валы: входной вал 7, вал привода генератора 8, вал заднего карданного вала 9 и выходной вал (на чертеже не показано).

МС трансмиссии 1 подает под давлением очищенное фильтром 11 и охлажденное масло в воздушно-масляном радиаторе 10 к подшипникам и зубьям шестерен редуктора 2 (на чертеже не показано) и приводов агрегатов коробки приводов 6, дальнейшего хранения необходимого объема масла в поддоне 23. МС - автономная, циркуляционная. Масляный насос (МН) 17 установлен в нижней части поддона 23 и обеспечивает подачу масла под давлением из поддона 23 к точкам смазки редуктора 1 и коробки передач 6. Слив масла от валов 4 и 5, шестерен осуществляется в поддон 23 самотеком. МН 17 обеспечивают откачку масла из поддона 23 и подачу его в воздушно-масляный радиатор 10 с возвратом масла в поддон 23. Масло заливают через заправочную горловину (на чертеже не показано), которая расположена на боковой поверхности нижнего корпуса 22. Поддон 23 - служит для хранения масла и для охлаждения его. МН 17 - служит для нагнетания и откачки масла, идущего на смазку. Фильтр тонкой очистки 11 - служит для очистки масла, идущего на смазку. Использование в МС масляных трубопроводов 14, а также кранов шаровых с электроприводами (на чертеже не показано), которые питаются электричеством от генератора 12, позволяет использовать систему

автоматического управления МС. Вал 13 генератора 12 вращается за счет ременной передачи от вала 8 коробки приводов 6. Использование фильтра 11 позволяет заполнять трансмиссию 1 качественным маслом и контролировать наличие или отсутствие металлической стружки в редукторе 2 беспилотного вертолета.

5 Масляные трубопроводы 14, идущие от МН 17, связаны соответственно с поддоном 23, коллектором 18, фильтром тонкой очистки 11 и воздушно-масляным радиатором 10. Трансмиссия 1 имеет штатные средства контроля (на чертеже не показаны) по температуре и давлению масла внутри его. На корпусе 22 установлены приемник температуры и датчик давления масла в редукторе (на чертеже не показаны).

10 Коробка приводов 6 состоит из левой 25 и правой крышки 24 соединенных между собой. Коробка приводов 6 с входным валом 7, который посредством муфты соединен с выходным валом турбовального двигателя, передает вращение главному валу 19. В трансмиссии 1, шестерня, получающая вращение от входного вала 7, передает вращение коническому зубчатому колесу (на чертеже не показано). Зубчатое колесо, через  
15 связанный с ним вал нижнего несущего винта 4, передает вращение на втулку нижнего несущего винта и на зубчатое колесо (на чертеже не показано). Зубчатое колесо, через паразитную шестерню, передает вращение рессоре (на чертеже не показано). Рессора передает вращение зубчатому колесу и связанной с ним втулке верхнего несущего винта 5 (на чертеже не показано).

20 Система управления беспилотного вертолета состоит из комплекса бортового оборудования (КБО), оптико-электронной системы (ОЭС) и наземного пункта управления (НПУ). КБО содержит бортовые датчики, блок приема-передачи управляющих сигналов (БПУС), бортовую вычислительную систему (БВС), бортовой контроллер приводов, систему связи и пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) -  
25 на чертеже не показано.

По команде оператора НПУ с автоматизированного рабочего места и средств связи (на чертеже не показано), с использованием КБО включается турбовальный двигатель вертолета и запускается трансмиссия 1. Беспилотный вертолет с использованием трансмиссии 1 входящей в состав системы двух соосных несущих винтов, КБО и ПНК,  
30 совершает вертикальный и горизонтальный полет по заданному маршруту (на чертеже не показано). Управление беспилотным вертолетом в пространстве осуществляется оператором НПУ по каналам связи с применением КБО и системой двух соосных несущих винтов с трансмиссией 1 (на чертеже не показано).

Опытный образец трансмиссии 1 с коробкой приводов агрегатов 6 был изготовлен.  
35 Масса трансмиссии 1 с коробкой приводов 6 составила не более 110 кг. Таким образом, предложенный главный редуктор 1 обеспечивает снижение массы, что является важным фактором для разработки однодвигательных беспилотных вертолетов.

Кроме того, предложенная конструкция трансмиссии 1 позволяет расширить модификации за счет использования коробки приводов 6 для различных типов  
40 турбовальных двигателей.

#### (57) Формула полезной модели

Трансмиссия беспилотного вертолета, содержащая редуктор с верхним и нижним узлами крепления редуктора к фюзеляжу, корпус редуктора, состоящий из верхней,  
45 средней частей и поддона, два соосных противоположного вращения вала нижнего и верхнего несущих винтов беспилотного вертолета, входной вал, коробку приводов агрегатов, отличающаяся тем, что коробка приводов включает входной вал с фланцем для соединения с выходным валом турбовального двигателя, вал генератора, вал

заднего карданного вала и выходной вал, при этом выходной вал коробки приводов агрегатов посредством муфты соединен с входным валом редуктора, в то же время, коробка приводов агрегатов соединена с корпусом главного редуктора при помощи стыковочного узла соединения.

5

10

15

20

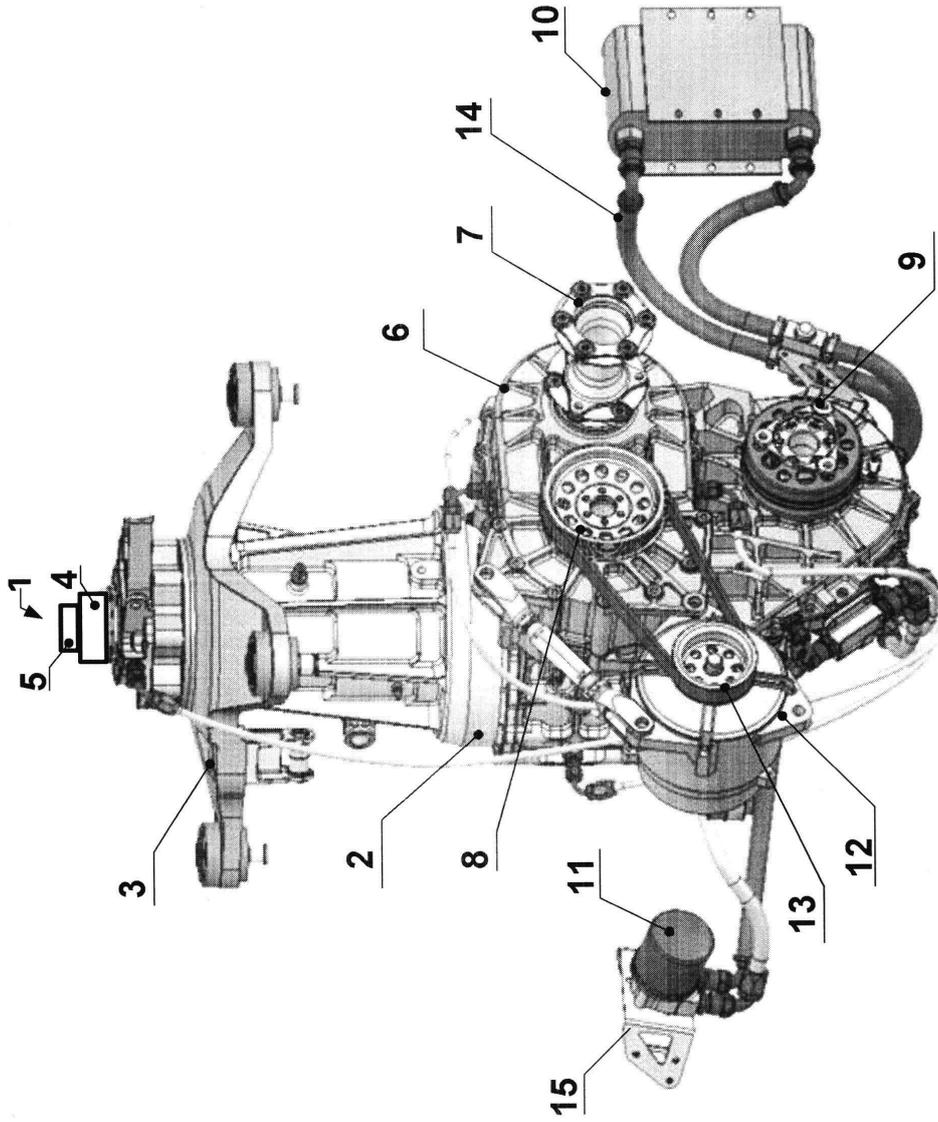
25

30

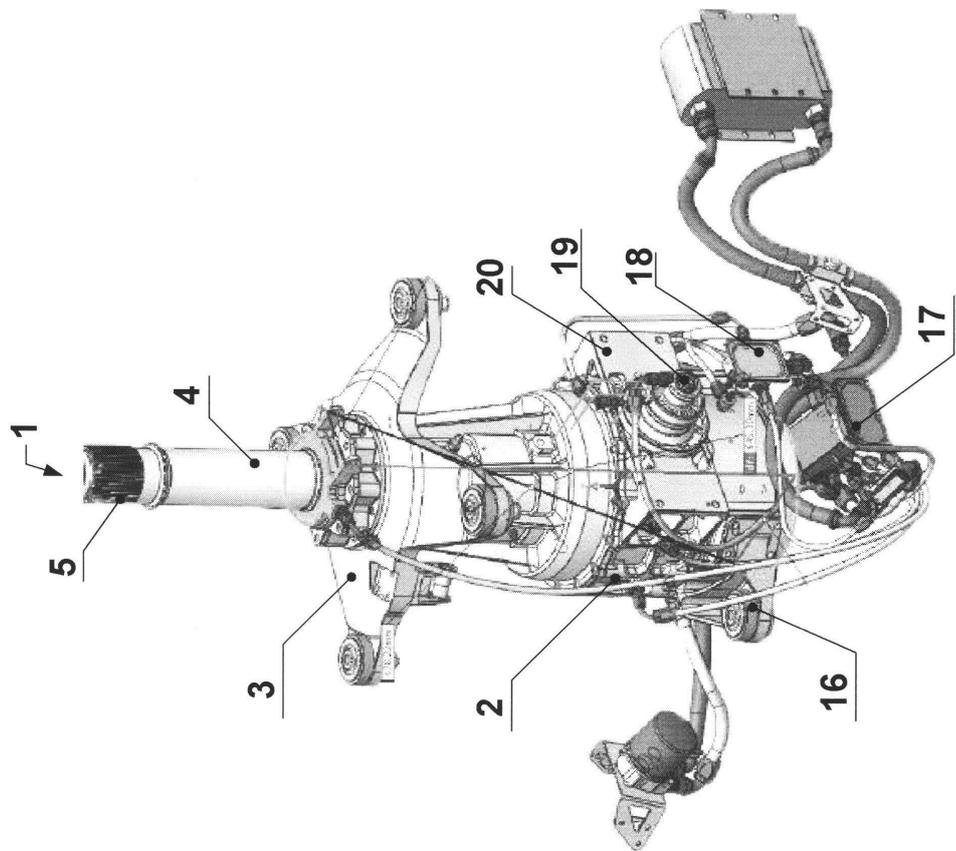
35

40

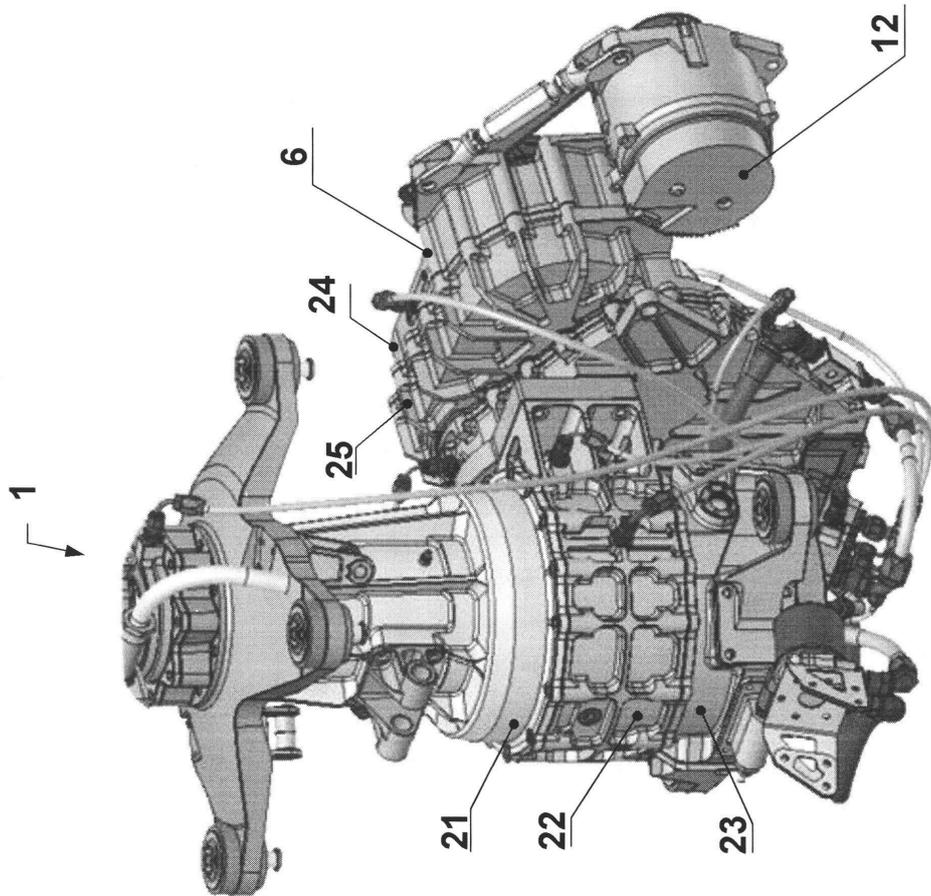
45



Фиг. 1



ФИГ. 2



Фиг. 3



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
*B64C 27/10 (2022.08); B64C 2201/10 (2022.08)*

(21)(22) Заявка: **2022130503, 23.11.2022**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**23.11.2022**

Дата регистрации:  
**30.12.2022**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **23.11.2022**

(45) Опубликовано: **30.12.2022** Бюл. № 1

Адрес для переписки:

**143900, Московская обл., г. Балашиха, ул.  
Фадеева, 4А, а/я 76, Мосиенко С.А.**

(72) Автор(ы):

**Мосиенко Сергей Александрович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Мосиенко Сергей Александрович (RU)**

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: **RU 2662621 C1, 26.07.2018. WO  
2005099415 A2, 27.10.2005. RU 186462 U1,  
21.01.2019. RU 2613136 C1, 15.03.2017. RU 56331  
U1, 10.09.2006.**

(54) КОЛОНКА СООСНОГО ВИНТА БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА

(57) Реферат:

Полезная модель относится к авиационной технике и может быть применена при создании новых конструкций колонок соосных винтов беспилотных вертолетов.

Техническим результатом данной полезной модели является создание системы дистанционного управления, которая повышает функциональность колонки соосного винта для дистанционного управления полетом соосного беспилотного вертолета.

Указанный технический результат достигается за счет того, что колонка соосного винта беспилотного вертолета содержит редуктор, два соосных несущих винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов,

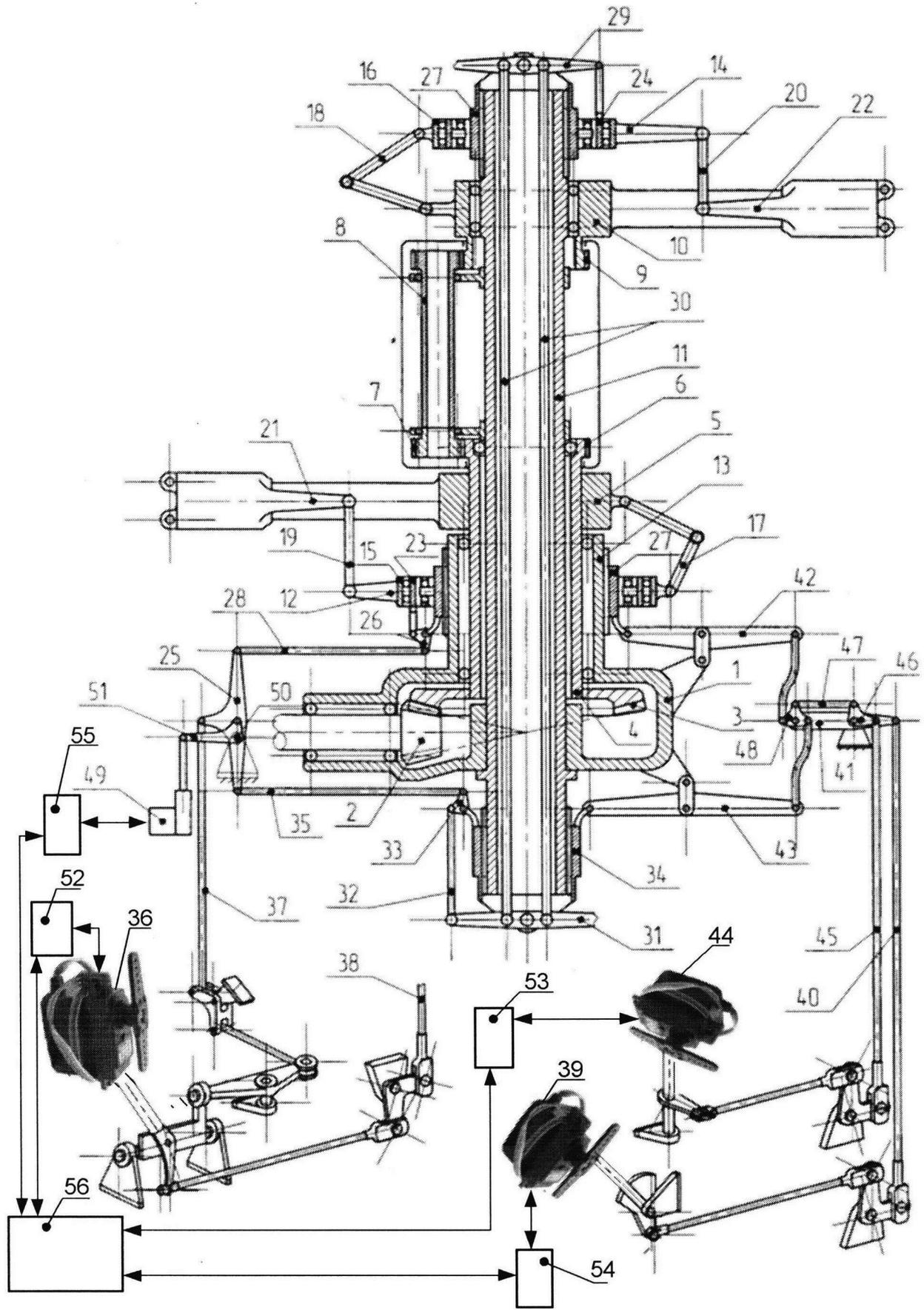
включающие два автомата перекоса и механизм управления общим и дифференциальным шагом несущих винтов, систему дистанционного управления, содержащую контроллер и сервопривод продольно-поперечного управления, контроллер и сервопривод общего шага, контроллер и сервопривод путевого управления, контроллер и сервопривод дифференциального управления циклическим шагом, бортовой контроллер приводов, при этом контроллер продольно-поперечного управления, контроллер общего шага, контроллер путевого управления и контроллер дифференциального управления циклическим шагом соединены с входом-выходом бортового контроллера приводов.

RU 215865 U1

RU 215865 U1

RU 215865 U1

RU 215865 U1



Фиг. 1

Полезная модель относится к авиационной технике и может быть применена при создании новых конструкций колонок соосных винтов беспилотных вертолетов.

Известна колонка соосного винта (КСВ) вертолета Ка-32 и Ка-50, описанная в монографии Э.А. Петросян "Аэродинамика соосного вертолета", Полигон-Пресс, Москва, 2004, с. 447-448, содержащая редуктор, с двумя соосными валами, 5 вращающимися в противоположных направлениях, на которых закреплены втулки несущих винтов. Также КСВ содержит цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса, две ползушки, механизм общего и дифференциального шага, качалки и тяги, связывающие эти агрегаты.

10 Ползушки, верхняя и нижняя, установлены на валу верхнего несущего винта, в пространстве между верхним и нижним несущими винтами. Ползушки связаны, через болты в прорезях вала, с тягами, пропущенными внутри вала, и через эти тяги связаны с установленным в нижней части редуктора рычажно-винтовым механизмом, управляющим общим и дифференциальным шагом несущих винтов.

15 Автомат перекоса нижнего несущего винта, через качалки нижней ползушки, связан тягами с осевыми шарнирами лопастей нижнего несущего винта.

Автомат перекоса верхнего несущего винта также связан тягами, через качалки верхней ползушки, с осевыми шарнирами лопастей верхнего несущего винта.

20 Недостаток существующих КСВ используемых в вертолетах КБ "Камов" заключается в том, что их нельзя использовать в беспилотном вертолете с соосной схемой двух несущих винтов в виду отсутствия сервоприводов и контроллеров, входящих в состав системы дистанционного управления комплекса бортового оборудования беспилотного вертолета.

25 Наиболее близким прототипом, является КСВ, описанная в патенте РФ №2662621 от 14.08.2017 г.

КСВ содержит редуктор, два соосных несущих винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса и механизм управления общим и дифференциальным 30 шагом несущих винтов.

Недостаток КСВ - невозможность использования в беспилотных вертолетах.

Исходя из этого, техническим результатом данной полезной модели, является создание системы дистанционного управления, которая повышает функциональность колонки соосного винта для дистанционного управления полетом соосного беспилотного вертолета.

35 Технический результат достигается за счет того, что колонка соосного винта беспилотного вертолета, содержащая редуктор, два соосных несущих винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса и механизм управления общим и дифференциальным шагом несущих винтов, дополнительно содержит систему 40 дистанционного управления, содержащую контроллер и сервопривод продольно-поперечного управления, контроллер и сервопривод общего шага, контроллер и сервопривод путевого управления, контроллер и сервопривод дифференциального управления циклическим шагом, бортовой контроллер приводов, при этом контроллер продольно-поперечного управления, контроллер общего шага, контроллер путевого 45 управления и контроллер дифференциального управления циклическим шагом, соединены с входом-выходом бортового контроллера приводов.

Заявленная полезная модель иллюстрируется чертежами: фиг. 1, на котором показана структурная схема КСВ беспилотного вертолета; фиг. 2, на котором показана система

управления беспилотным вертолетом.

Рассмотрим структуру и работу КСВ беспилотного вертолета.

КСВ работает следующим образом. В редукторе 1, шестерня 2, получающая вращение от двигателя, передает вращение коническому зубчатому колесу 3. Зубчатое колесо 3, через связанный с ним вал нижнего несущего винта 4, передает вращение на втулку нижнего несущего винта 5 и на зубчатое колесо 6. Зубчатое колесо 6, через паразитную шестерню 7, передает вращение рессоре 8. Рессора 8 передает вращение зубчатому колесу 9 и связанной с ним втулке верхнего несущего винта 10. Втулка верхнего несущего винта 10, установленная на подшипниках на неподвижной стойке 11, закрепленной в редукторе 1, вращается в сторону противоположную вращению втулки нижнего несущего винта 5. Автомат перекоса нижнего несущего винта 12 установлен на верхнем фланце 13, редуктора 1 подвижно в осевом направлении. Автомат перекоса верхнего несущего винта 14, установлен сверху, на стойке И подвижно в осевом направлении. Наружные кольца автоматов-перекоса 15 и 16 связаны шлиц-шарнирами 17 и 18 с втулками несущих винтов 5 и 10 соответственно, и связаны тягами 19 и 20 с поводками осевых шарниров 21 и 22. Кольца управления автоматов перекоса 23 и 24 кинематически связаны с двумя трехплечими качалками 25 (условно показана одна - в цепи продольного управления). Кольцо управления 23 автомата перекоса нижнего несущего винта 12 связано с качалками 25 через две качалки 26, закрепленные на ползуне 27 автомата перекоса нижнего несущего винта 12 и две тяги 28 (условно показано, одна качалка 26 и одна тяга 28, в цепи поперечного управления, аналогичные качалка и тяга в цепи продольного управления не показаны). Кольцо управления 24, автомата перекоса верхнего несущего винта 14, связано с качалками 25 через две качалки 29, четыре тяги 30, две качалки 31, две тяги 32, две качалки 33, закрепленные на ползуне 34 и две тяги 35 (условно показаны тяги и качалки в цепи поперечного управления, аналогичные тяги и качалки в цепи продольного управления не показаны).

Система дистанционного управления содержит контроллер 52 и сервопривод продольно-поперечного управления 36, контроллер 54 и сервопривод 39 общего шага, контроллер 53 и сервопривод 44 путевого управления, контроллер 55 и сервопривод 49 дифференциального управления циклическим шагом, бортовой контроллер приводов 56.

Контроллер продольно-поперечного управления 52 принимает данные от бортового контроллера приводов 56. Сервоприводом продольно-поперечного управления 36, через тяги 37 и 38 трехплечие качалки 25, наклоняя кольца управления 23 и 24 автоматов перекоса 12 и 14, осуществляется продольно-поперечное управление беспилотным вертолетом (т.е. осуществляется управление циклическим шагом лопастей).

Контроллер общего шага 54 принимает данные от бортового контроллера приводов 56. Сервоприводом общего шага 39, через тягу 40, механизм общего и дифференциального шага 41, качалки 42 и 43, ползун 34, тяги 29, ползуны 27 и 28, обоих автоматов перекоса 12 и 14, перемещаются в одном направлении одновременно вверх или вниз, осуществляя через тяги 19, 20 и осевые шарниры 21, 22 управление общим шагом несущих винтов (вертолет взлетает или снижается).

Контроллер путевого управления 53 принимает данные от бортового контроллера приводов 56. Сервоприводом путевого управления 44, действуя через тягу 45, качалку 46, тягу 47, перекашивается качалка 48, в результате рычаги 42 и 43 перемещают ползуны 27 и 28 автоматов перекоса 12, 14 в противоположных направлениях - один ползун вверх, другой вниз. Таким образом, на одном винте шаг увеличивается - увеличивается и подъемная сила, на другом винте шаг уменьшается - уменьшается подъемная сила.

Суммарная подъемная сила не изменяется, но, в результате не скомпенсированных реактивных моментов у несущих винтов, вертолет разворачивается вправо или влево, т.е. осуществляется управление дифференциальным шагом.

С увеличением скорости горизонтального полета беспилотного вертолета, оператор наземного пункта управления 64 дистанционно, например, после достижения определенной скорости, через контроллер 55 и сервопривод 49 дифференциального управления циклическим шагом, поворачивает на оси 50 качалку 51, перемещая параллельно самой себе качалку 25 в канале поперечного управления, осуществляя наклон навстречу друг другу, кинематически не связанных между собой верхнего и нижнего автоматов перекоса 12 и 14, таким образом, увеличивая углы атаки на лопасти несущего винта на азимуте, где они идут навстречу набегающему потоку воздуха и уменьшая углы атаки на азимуте отступающих лопастей, то есть, осуществляется дифференциальное управление циклическим шагом несущих винтов (см. Патент РФ №2662621 от 14.08.2017).

На рисунке фиг. 2 показана система управления беспилотного вертолета. Система управления беспилотного вертолета состоит из комплекса бортового оборудования (КБО) 57 и наземного пункта управления (НПУ) 64. КБО 57 содержит бортовые датчики 58, блок приема-передачи управляющих сигналов 59, бортовую вычислительную систему (БВС) 60, оптико-электронную систему (ОЭС) 61, систему связи 62, пилотажно-навигационный комплекс 63 и КСВ 1.

По команде оператора НПУ 64 с автоматизированного рабочего места и средств связи, с использованием КБО 57 включается турбовальный двигатель вертолета (на чертеже не показано).

Беспилотный вертолет с использованием КБО 57 и КСВ 1 совершает вертикальный и горизонтальный полет по заданному маршруту (на чертеже не показано).

Управление беспилотным вертолетом в пространстве осуществляется оператором НПУ 64 по каналам связи с применением ОЭС 61, путем визуального наблюдения и КСВ 1. Команды управления НПУ 64 передаются от системы связи 62, через блок приема-передачи управляющих сигналов 59 и БВС 60 на бортовой контроллер приводов 56 КСВ 1.

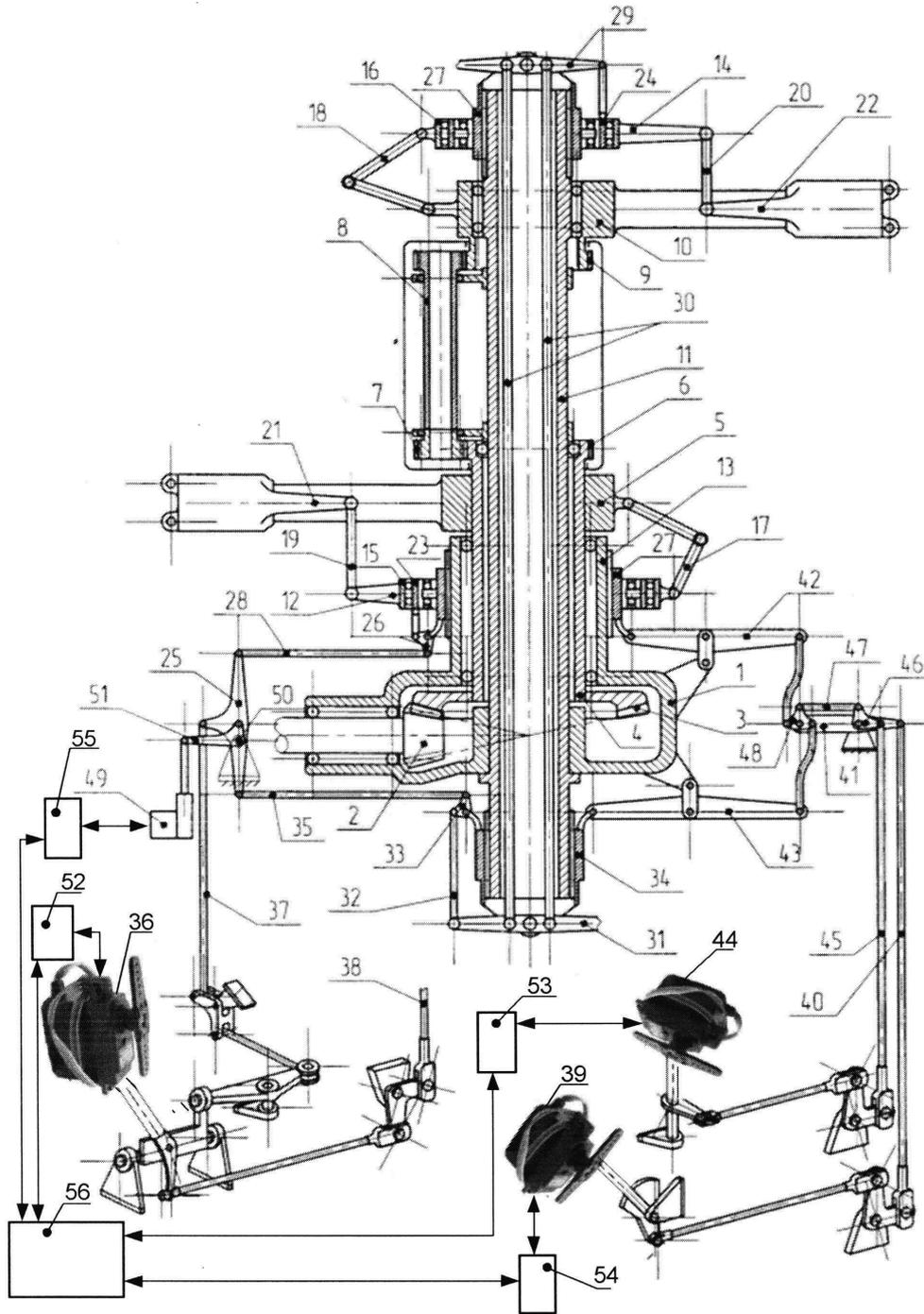
Таким образом, созданием системы дистанционного управления, которая повышает функциональность колонки соосного винта для дистанционного управления полетом соосного беспилотного вертолета, решается задача полезной модели.

Опытный образец КСВ 1 был изготовлен. Испытания показали, что он соответствует всем заявленным характеристикам.

#### (57) Формула полезной модели

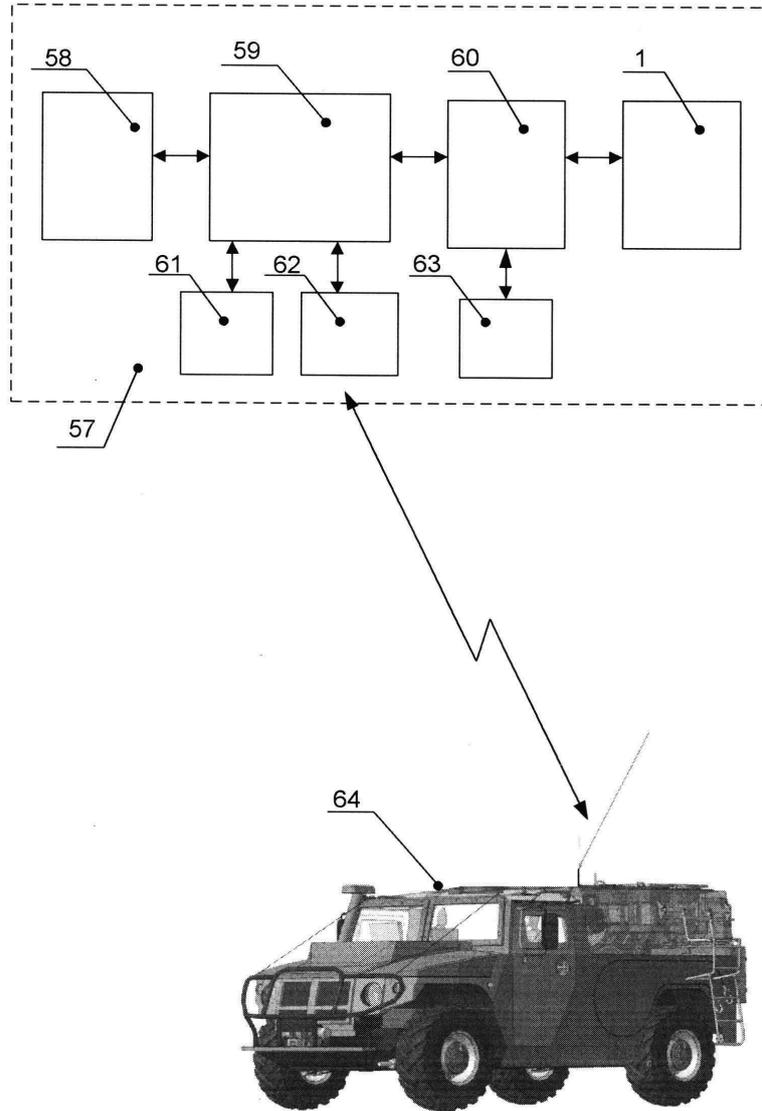
Колонка соосного винта беспилотного вертолета, содержащая редуктор, два соосных несущих винта, вращающихся в противоположных направлениях, цепи управления каждым из несущих винтов, включающие два автомата перекоса и механизм управления общим и дифференциальным шагом несущих винтов, отличающаяся тем, что дополнительно содержит систему дистанционного управления, содержащую контроллер и сервопривод продольно-поперечного управления, контроллер и сервопривод общего шага, контроллер и сервопривод путевого управления, контроллер и сервопривод дифференциального управления циклическим шагом, бортовой контроллер приводов, при этом контроллер продольно-поперечного управления, контроллер общего шага, контроллер путевого управления и контроллер дифференциального управления циклическим шагом соединены с входом-выходом бортового контроллера приводов.

1



Фиг. 1

2



Фиг. 2