

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(11) **042897**

(13) **B1**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ

(45) Дата публикации и выдачи патента
2023.03.31

(21) Номер заявки
202000255

(22) Дата подачи заявки
2020.07.30

(51) Int. Cl. **B64C 27/08** (2006.01)
B64C 39/02 (2006.01)
H02J 7/02 (2016.01)
H02J 50/10 (2016.01)

(54) БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС

(43) 2022.02.28

(96) 2020000069 (RU) 2020.07.30

(71)(73) Заявитель и патентовладелец:

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО
ОБРАЗОВАНИЯ "ПЕТЕРБУРГСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ПУТЕЙ
СООБЩЕНИЯ ИМПЕРАТОРА
АЛЕКСАНДРА I" (ФГБОУ ВО
ПГУПС) (RU)**

(56) US-A1-20190243388
US-A1-20180201370
WO-A1-2019030832
CA-A1-3054313
WO-A1-2018225769

(72) Изобретатель:
**Ким Константин Константинович
(RU)**

(57) Изобретение относится к области авиационной техники, а именно к беспилотным летательным комплексам. При разряде силовой аккумуляторной батареи (7) и батареи питания (37) бортовой системы обеспечения полета (16) летающая часть сближается с проводами действующей линии действующей электропередачи или контактной сети электрифицированного железнодорожного транспорта до тех пор, пока не сработает датчик напряженности электрического поля (59), и маршрутное вычислительное устройство (15) вырабатывает сигнал на электрические двигатели (4), и летающая часть "зависает" над проводом линии электропередачи, если ток в проводе переменный, или продолжает лететь на фиксированном расстоянии от него по траектории "змейка" в горизонтальной плоскости, если ток в проводе постоянный. В кольцевой электрической обмотке (49) индуцируется электродвижущая сила, под действием которой в цепях, содержащих батарею питания (37) бортовой системы обеспечения полета (16) и силовую аккумуляторную батарею (7) питания электрических двигателей (4), начинают протекать токи. Таким образом осуществляется заряд этих батарей. Завершение заряда инициируется устройством управления зарядом батарей (51), отключающим кольцевую электрическую обмотку (49). В светлое время суток солнечная батарея (56) вырабатывает ток, который осуществляет подзаряд силовой аккумуляторной батарее (7) и батареи питания (37) бортовой системы обеспечения полета (16). Возможность подзаряда силовой аккумуляторной батарее (7) и батареи питания (37) бортовой системы обеспечения полета (16) без возвращения на базу обуславливает увеличение продолжительности полета беспилотного летательного комплекса.

B1

042897

042897

B1

Изобретение относится к области авиационной техники, а именно к беспилотным летательным комплексам авианаблюдения, и может быть использовано для дистанционного видео- и фотозондирования поверхности Земли, мониторинга техногенных и природных объектов, ретрансляции радио- и оптических сигналов, скрытного наблюдения и т.п.

Известны беспилотный летательный комплекс (RU 2232104 В64С 29/02, G01V 9/00, 10.07.2004), содержащий дистанционно пилотируемый летательный аппарат с радиоуправляемой бортовой системой обеспечения полета летательного аппарата, бортовой приемопередающей аппаратурой и видеокамерой с передатчиком изображения, а также мобильный комплекс управления и обработки информации с наземной приемопередающей аппаратурой, приемником видеоизображений и радионавигационной системой управления летательным аппаратом. Радиоуправляемая бортовая система обеспечения полета летательного аппарата и радионавигационная система управления летательным аппаратом снабжены корректируемыми по глобальной навигационной системе инерциальными блоками с микромеханическими вибрационными гироскопами - акселерометрами, а сам дистанционно пилотируемый летательный аппарат выполнен в виде автономно пилотируемого летательного микроаппарата и размещен вместе с мобильным комплексом управления и обработки информации в общем портативном контейнере. Автономно пилотируемый летательный микроаппарат для портативного комплекса авианаблюдений содержит фюзеляж, на котором размещены винтовой движитель, рулевое управление по курсу и тангажу, видеокамера с передатчиком видеоизображения, радиоуправляемая бортовая система обеспечения полета летательного аппарата и бортовая приемопередающая аппаратура. Кроме того, в него введена антенная система, закрепленная на фюзеляже, выполненном с приборным отсеком. В корпусе отсека установлены видеокамера с передатчиком видеоизображения, рулевые машинки, аккумуляторная батарея, приборы радиоуправляемой бортовой системы обеспечения полета летательного аппарата и бортовой приемопередающей аппаратуры. Винтовой движитель выполнен в виде по меньшей мере одного винтового блока с редуктором и электродвигателем, подключенным к общей аккумуляторной батарее.

Недостатком данного устройства является то, что для питания электродвигателя винтового движителя используется аккумуляторная батарея, поэтому продолжительность полета ограничена емкостью аккумуляторной батареи. Необходимость зарядки аккумуляторной батареи предполагает прекращение полета и приземление беспилотного летательного аппарата. Отмеченный факт, а именно ограниченная длительность полета, характеризует основной недостаток аналога.

Известен беспилотный летательный аппарат с беспроводным питанием и трек для обеспечения беспроводного питания (US 20180201370 А1, В64С 39/02, В60L 5/00, В60L 11/18, Н02J 50/10, Н02J 7/02, 19.07.2018), предназначенный для спортивных мероприятий с использованием дронов, таких как гонки на дронах, и выбранный в качестве прототипа, который содержит беспилотный летательный аппарат с несущим каркасом, к боковой поверхности которого жестко прикреплены одними своими концами штанги, на других концах которых с помощью креплений жестко закреплены электрические двигатели для привода роторов - воздушных винтов - и катушка в виде электрической обмотки, расположенная вне диаметров роторов, в которой индуцируется переменный ток, когда катушка находится в переменном магнитном поле, выход катушки соединен с первым входом электронного контроллера мощности с электрическим выпрямителем, второй вход которого соединен с аккумуляторной батареей, три выхода электронного контроллера соединены с входами системы связи, устройства видеонаблюдения и электрических двигателей. Электронный контроллер мощности может подавать питание на зарядку аккумуляторной батареи и/или подавать питание непосредственно на различные компоненты беспилотного летательного аппарата, например систему наведения, навигации, освещения и т.д. Система связи может включать в себя передатчик и/или приемник для связи с участником гонки и/или другой компонентой.

Кроме беспилотного летательного аппарата, в состав беспилотного летательного комплекса входит наземный источник переменного магнитного поля - набор наземных катушек передатчика, которые предназначены для создания переменного магнитного поля различной ориентации относительно центральной оси катушки передатчика и расположены на вертикальных и горизонтальных участках трека. Управление может осуществляться с помощью мобильного пульта контроля и управления, находящегося у участника гонки.

Генерирование катушкой в виде электрической обмотки зарядного тока, а следовательно, и зарядка аккумуляторной батареи возможны только при наличии внешнего переменного магнитного поля.

Необходимость зарядки аккумуляторных батарей предполагает прекращение полета и приземление беспилотного летательного аппарата. Отмеченный факт, а именно ограниченная длительность полета, характеризует основной недостаток прототипа.

Задача изобретения - увеличение продолжительности полета путем использования процесса индуцирования электродвижущей силы в электрических контурах при изменении величины магнитного потока, пронизывающего эти контуры.

Технический результат достигается тем, что в беспилотном летательном комплексе, содержащем мобильный пульт контроля и управления и беспилотный летательный аппарат, содержащий несущий каркас, к боковой поверхности которого жестко прикреплены одними своими концами штанги, на других концах которых жестко закреплены электрические двигатели с воздушными винтами, на нижней поверх-

ности несущего каркаса жестко закреплено шасси, на котором расположена силовая аккумуляторная батарея, выход которой соединен через регулятор оборотов с входами электрических двигателей, к центральной части нижней поверхности несущего каркаса с помощью шарнира прикреплен поворотно-наклонный гиросtabilизированный подвес, на котором размещено устройство видеонаблюдения, выход которого соединен с входом бортовой системы обеспечения полета, закрепленной на верхней поверхности несущего каркаса и прикрытой защитной верхней пластиной, бортовая система обеспечения полета состоит из маршрутного вычислительного устройства, к первому-девятому измерительным входам которого подключены соответственно блок приема и обработки сигналов спутниковой навигации, инерциальное измерительное устройство, включающее акселерометр, магнитометр и барометр, трекер, устройство аварийной посадки, блок управления поворотно-наклонным гиросtabilизированным подвесом, сонар, устройство видеонаблюдения, приемно-передающая радиосистема, передатчик видеоданных, а к силовому входу бортовой системы обеспечения полета подключена батарея питания, мобильный пульт контроля и управления, который состоит из персонального компьютера с монитором, к трем выходам которого соответственно подключены приемно-передающая радиосистема, специализированный пульт управления беспилотным летательным аппаратом и мобильное индивидуальное устройство отображения видеоданных, а выход персонального компьютера соединен с приемником видеоданных, к корпусам электрических двигателей своей внутренней поверхностью прикреплено габаритное кольцо, на внешней поверхности которого размещена кольцевая электрическая обмотка, выводы которой присоединены к первому силовому входу устройства управления зарядом батарей, а его выходы соединены с батареей питания бортовой системы обеспечения полета и силовой аккумуляторной батареей питания электродвигателей, к индикаторному входу устройства управления зарядом батарей подключен индикатор уровня заряда аккумуляторной батареи, жестко закрепленный на шасси, на котором также жестко закреплен датчик напряженности электрического поля, соединенный с десятым измерительным входом маршрутного вычислительного устройства, на верхней поверхности защитной верхней пластины жестко закреплена солнечная батарея, выход которой соединен со вторым силовым входом устройства управления зарядом батарей.

Беспилотный летательный комплекс поясняется чертежами, где

на фиг. 1 показан вид сверху конструктивной схемы летающей части беспилотного летательного комплекса со снятой солнечной батареей, контур которой показан штриховой линией;

на фиг. 2 - вид сбоку летающей части беспилотного летательного комплекса; и

на фиг. 3 приведена блок-схема беспилотного летательного комплекса.

В центре летающей части беспилотного летательного комплекса расположен несущий каркас 1 (фиг. 1), к боковой поверхности которого жестко прикреплены одними своими концами штанги 2. На других концах штанг 2 с помощью креплений 3, например хомутов, жестко закреплены электрические двигатели 4, например AXI 2814/22, 037, или RacerstarRacingEdition 2306 2700KV, или Readytosky 2205-2300 2300KV, или RacerstarRacingEdition 2205 2300KV, с воздушными винтами 5 (фиг. 2). На нижней поверхности несущего каркаса 1 жестко закреплено шасси 6, выполненное, например, из углеволоконитов, или углетекстолитов, или углепреволоконитов. К шасси 6 могут прикрепляться поплавки, которые не показаны на чертеже. На шасси 6 расположена силовая аккумуляторная батарея 7 для питания электрических двигателей 4, например LiPo 4S1300 mAh или 1500 mAh, выход 8 которой через регулятор оборотов 9 соединен с электрическими двигателями 4. К центральной части нижней поверхности несущего каркаса 1 с помощью шарнира 10 прикреплен поворотно-наклонный гиросtabilизированный подвес 11, на котором размещено устройство видеонаблюдения 12, выход 13 (фиг. 3) которого соединен с входом 14 маршрутного вычислительного устройства 15 бортовой системы обеспечения полета 16, закрепленной на верхней поверхности несущего каркаса 1 (фиг. 2) и прикрытой защитной верхней пластиной 17. Маршрутное вычислительное устройство 15 может быть выполнено, например, из микропроцессора, буферных регистров, запоминающих устройств, интерфейсных схем. К девяти измерительным входам 18-27 маршрутного вычислительного устройства 15 (фиг. 3) подключены соответственно блок приема и обработки сигналов спутниковой навигации 28, инерциальное измерительное устройство 29, включающее акселерометр, например акселерометр XL335B, магнитометр и барометр (не показаны), трекер 30, например GPS трекер RF-V16, GPS или трекер TK 106, устройство аварийной посадки 31, блок управления поворотно-наклонным гиросtabilизированным подвесом 32, сонар 33, устройство видеонаблюдения 12, которое может работать в видимом и инфракрасном спектре, приемно-передающая радиосистема 34, передатчик видеоданных 35. К силовому входу 36 бортовой системы обеспечения полета 16 подключена батарея питания 37, которая включает в себя устройство видеонаблюдения 12, маршрутное вычислительное устройство 15, блок приема и обработки сигналов спутниковой навигации 28, инерциальное измерительное устройство 29, трекер 30, устройство аварийной посадки 31, блок управления поворотно-наклонным гиросtabilизированным подвесом 32, сонар 33, приемно-передающую радиосистему 34.

Мобильный пульт контроля и управления 38 состоит из персонального компьютера 39 с монитором, к его трем выходам 40-42 подключены соответственно приемно-передающая радиосистема 43, специализированный пульт управления 44 беспилотным летательным комплексом и мобильное индивидуальное устройство отображения видеоданных 45, а вход 46 персонального компьютера 39 соединен с приемником видеоданных 47.

К корпусам (фиг. 1) электрических двигателей 4 своей внутренней поверхностью прикреплено габаритное кольцо 48, на внешней поверхности которого размещена кольцевая электрическая обмотка 49, выполненная из меди или алюминия. Кольцевая электрическая обмотка 49 присоединена к первому силовому входу 50 (фиг. 3) устройства управления зарядом батарей 51, а его выходы 52 и 53 соединены с батареей питания 37 бортовой системы обеспечения полета 16 и силовой аккумуляторной батареей 7 питания электродвигателей 4. К индикаторному входу 54 устройства управления зарядом батарей 51 подключен индикатор уровня заряда аккумуляторных батарей 55, жестко закрепленный на шасси 6. На верхней поверхности защитной верхней пластины 16 жестко закреплена солнечная батарея 56, выход 57 которой присоединен ко второму силовому входу 58 устройства управления зарядом батарей 51, на нижней части шасси 6 жестко закреплен датчик напряженности электрического поля 59, например, типа ЕРІС или РаЭ 8/00-15, который соединен с измерительным входом 27 маршрутного вычислительного устройства 15.

Беспилотный летательный комплекс работает следующим образом. Напряжение питания с силовой аккумуляторной батареи 7 через регулятор оборотов 9 поступает на электрические двигатели 4, и воздушные винты 5 (фиг. 2) начинают вращаться. Летающая часть беспилотного летательного комплекса осуществляет взлет.

Возможны два режима работы беспилотного летательного комплекса: "ручной" и "автономный".

В "ручном" режиме маршрутное вычислительное устройство 15 (фиг. 3) выполняет следующие функции:

подает управляющий сигнал на электрические двигатели 4 и на основе сигналов инерциального измерительного устройства 29 обеспечивает горизонтальное положение летающей части беспилотного летательного комплекса;

по сигналам с блока приема и обработки сигналов спутниковой навигации 28 определяет координаты летающей части беспилотного летательного комплекса и передает их на мобильный пульт контроля и управления 38.

При приходе ответных сигналов телеметрии с мобильного пульта контроля и управления 38 маршрутное вычислительное устройство 15 вырабатывает управляющие сигналы, которые поступают на электродвигатели 4 и изменяют частоты вращения воздушных винтов 5 (фиг. 2). В результате этого летающая часть беспилотного летательного комплекса изменяет курс и высоту полета.

В "автономном" режиме маршрутное вычислительное устройство 15 (фиг. 3) функционирует по заложенной в него программе и на основании координат спутниковой навигационной системы GPS/ГЛОНАСС выполняет автоматически полетное задание с возвращением на взлетную площадку.

В обоих режимах осуществляется визуальный контроль за полетом по сигналам видеоданных с устройства видеонаблюдения 12, которые поступают на передатчик видеоданных 35 и передаются в приемник видеоданных 47 мобильного пункта контроля и управления 38, где они обрабатываются и передаются на персональный компьютер 39; здесь информация с сигналов перерабатывается и отображается на мониторе, который на чертеже не показан.

В "ручном" режиме персональный компьютер 39 выдает сигнал на приемно-передающую радиосистему 43, которая излучает управляющий сигнал, принимаемый приемно-передающей радиосистемой 34, которая вырабатывает сигнал, приходящий через вход 25 в маршрутное вычислительное устройство 15, где сигнал обрабатывается и анализируется. В результате маршрутное вычислительное устройство 15 генерирует управляющий сигнал первого типа, который приходит на электродвигатели 4, последние соответствующим образом изменяют частоты вращения своих воздушных винтов 5 (фиг. 2), а следовательно, изменяют ориентацию и положение летательной части беспилотного летательного комплекса. Маршрутное вычислительное устройство 15 (фиг. 3) также генерирует управляющие сигналы второго типа, поступающие на блок управления поворотно-наклонного гиросtabilизированного подвеса 32; в результате устройство видеонаблюдения 12 изменяет свою ориентацию.

В процессе полета трекером 30 осуществляется запись координат движения летательной части беспилотного летательного комплекса с заданной периодичностью; эта информация подается на маршрутное вычислительное устройство 15.

Если полет проходит над водной поверхностью и при необходимости определения наличия и координат различных транспортных аппаратов, находящихся в толще воды, работает сонар 33, передающий полученную информацию на маршрутное вычислительное устройство 15.

При необходимости продолжить полет, не прерывая последний, и при значительном разряде силовой аккумуляторной батареи 7 и батареи питания 37 бортовой системы обеспечения полета 16 летающая часть сближается с проводами действующей линии действующей электропередачи или контактной сети электрифицированного железнодорожного транспорта, местоположение которой определяется оператором визуально, если полет осуществляется в "ручном" режиме, либо его координаты заложены в программе маршрутного вычислительного устройства 15. Сближение происходит до тех пор, пока не сработает датчик напряженности электрического поля 59 в момент времени, когда напряженность электрического поля в зоне датчика напряженности электрического поля 59 приблизится к 1 кВ/см, что составляет пробивную напряженность влажного воздуха. Сигнал с датчика напряженности электрического поля 59

поступает на десятый измерительный вход 27 маршрутного вычислительного устройства 15, которое вырабатывает сигнал на электрические двигатели 4. Под действием этого сигнала фиксируется частота вращения воздушных винтов 5 (фиг. 2), и летающая часть беспилотного летательного комплекса "зависает" над проводом линии электропередачи, если ток в проводе переменный, или продолжает лететь на фиксированном расстоянии от него по траектории "змейка" в горизонтальной плоскости по сигналам с маршрутного вычислительного устройства 15 (фиг. 3), если ток в проводе постоянный. Электрическое поле по закону электромагнитной индукции индуцирует в кольцевой электрической обмотке 49 (фиг. 1) электродвижущую силу, под действием которой в двух цепях, первая из которых состоит из электрической обмотки 49, устройства управления зарядом батарей 51 (фиг. 3) и батареи питания 37 бортовой системы обеспечения полета 16, а вторая - из электрической обмотки 49, устройства управления зарядом батарей 51 и силовой аккумуляторной батареи 7 питания электрических двигателей 4, начинают протекать токи. Таким образом осуществляется заряд батареи питания 37 и силовой аккумуляторной батареи 7. Когда степень заряда достигнет 100%, это регистрируется индикатором уровня заряда аккумуляторных батарей 55, устройство управления зарядом батарей 51 отключает кольцевую электрическую обмотку 49 и заряд прекращается.

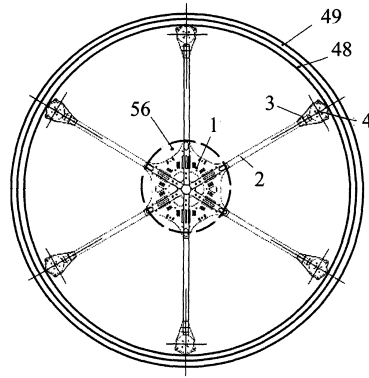
В светлое время суток лучи света падают на солнечную батарею 56 (фиг. 2), которая начинает вырабатывать ток в результате фотоэффекта. Этот ток через второй силовой вход 58 (фиг. 3) поступает на устройство управления зарядом батарей 51, а затем на силовую аккумуляторную батарею 7 и батарею питания 37 бортовой системы обеспечения полета 16, подзаряжая их. Когда степень заряда достигнет 100%, это регистрируется индикатором уровня заряда аккумуляторных батарей 55 и устройство управления зарядом батарей 51 отключает солнечную батарею 56.

Маршрутное вычислительное устройство 15 на основе заложенной в него программы в отсутствие связи с мобильным пультом контроля и управления 38 на основании координат спутниковой навигационной системы GPS/ГЛОНАСС выполняет с помощью устройства аварийной посадки 31 в автоматическом режиме полетное задание с возвращением на взлетную площадку.

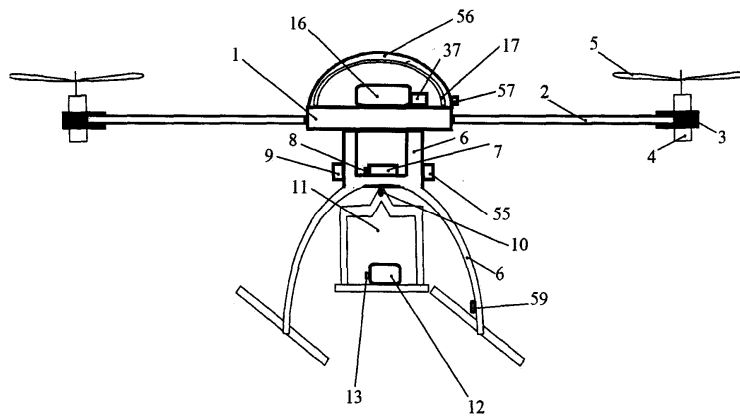
Как можно видеть, возможность подзаряда силовой аккумуляторной батареи 7 и батареи питания 37 бортовой системы обеспечения полета 16 без возвращения на базу обуславливает увеличение продолжительности полета беспилотного летательного комплекса по сравнению с прототипом.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

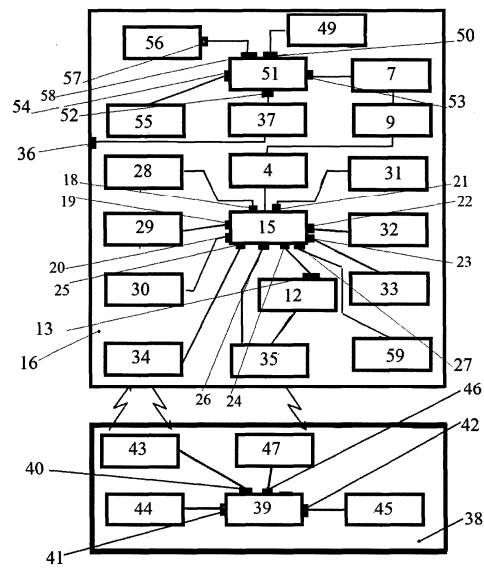
Беспилотный летательный комплекс, содержащий мобильный пульт контроля и управления и беспилотный летательный аппарат, содержащий несущий каркас, к боковой поверхности которого жестко прикреплены одними своими концами штанги, на других концах которых жестко закреплены электрические двигатели с воздушными винтами, на нижней поверхности несущего каркаса жестко закреплено шасси, на котором расположена силовая аккумуляторная батарея, выход которой соединен через регулятор оборотов с входами электрических двигателей, к центральной части нижней поверхности несущего каркаса с помощью шарнира прикреплен поворотно-наклонный гиросtabilизированный подвес, на котором размещено устройство видеонаблюдения, выход которого соединен с входом бортовой системы обеспечения полета, закрепленной на верхней поверхности несущего каркаса и прикрытой защитной верхней пластиной, бортовая система обеспечения полета состоит из маршрутного вычислительного устройства, к первому-девятому измерительным входам которого подключены соответственно блок приема и обработки сигналов спутниковой навигации, инерциальное измерительное устройство, включающее акселерометр, магнитометр и барометр, трекер, устройство аварийной посадки, блок управления поворотно-наклонным гиросtabilизированным подвесом, сонар, устройство видеонаблюдения, приемно-передающая радиосистема, передатчик видеоданных, а к силовому входу бортовой системы обеспечения полета подключена батарея питания, мобильный пульт контроля и управления, который состоит из персонального компьютера с монитором, к трем выходам которого соответственно подключены приемно-передающая радиосистема, специализированный пульт управления беспилотным летательным аппаратом и мобильное индивидуальное устройство отображения видеоданных, а выход персонального компьютера соединен с приемником видеоданных, к корпусам электрических двигателей своей внутренней поверхностью прикреплено габаритное кольцо, на внешней поверхности которого размещена кольцевая электрическая обмотка, выводы которой присоединены к первому силовому входу устройства управления зарядом батарей, а его выходы соединены с батареей питания бортовой системы обеспечения полета и силовой аккумуляторной батареей питания электрических двигателей, к индикаторному входу устройства управления зарядом батарей подключен индикатор уровня заряда аккумуляторной батареи, жестко закрепленный на шасси, на котором также жестко закреплен датчик напряженности электромагнитного поля, соединенный с десятым измерительным входом маршрутного вычислительного устройства, отличающийся тем, что солнечная батарея жестко закреплена на верхней поверхности защитной верхней пластины и выход солнечной батареи соединен со вторым силовым входом устройства управления зарядом батарей.



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

