РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 818 171** (13) **C1**

(51) МПК
F41H 13/00 (2006.01)
B64U 20/70 (2023.01)
B64U 20/00 (2023.01)
B64C 39/10 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F41H 13/00 *(2023.08);* ***B64C 39/10*** *(2023.08);* ***B64U 20/70*** *(2023.08);* ***F42B 10/38*** *(2023.08)*

(21)(22) Заявка: **2023121866, 21.08.2023**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.08.2023

Дата регистрации:
25.04.2024

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **21.08.2023**

(45) Опубликовано: **25.04.2024** Бюл. № **12**

Адрес для переписки:
440005, г. Пенза-5, филиал ВА МТО (г. Пенза), ПАИИ, отдел организации научной работы и подготовки научно-педагогических кадров, Устинову Евгению Михайловичу

(72) Автор(ы):
Суздальцев Павел Сергеевич (RU),
Куканов Сергей Анатольевич (RU),
Жежук Андрей Андреевич (RU),
Громов Алексей Александрович (RU),
Бакланов Дмитрий Владимирович (RU),
Абушаев Ильдус Ахметович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования "Военная академия материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулева" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2558528 C1, 10.08.2015. RU 2690142 C1, 30.05.2019. RU 2725372 C1, 02.07.2020. WO 2021046592 A1, 18.03.2021. US 20190107374 A1, 11.04.2019.**

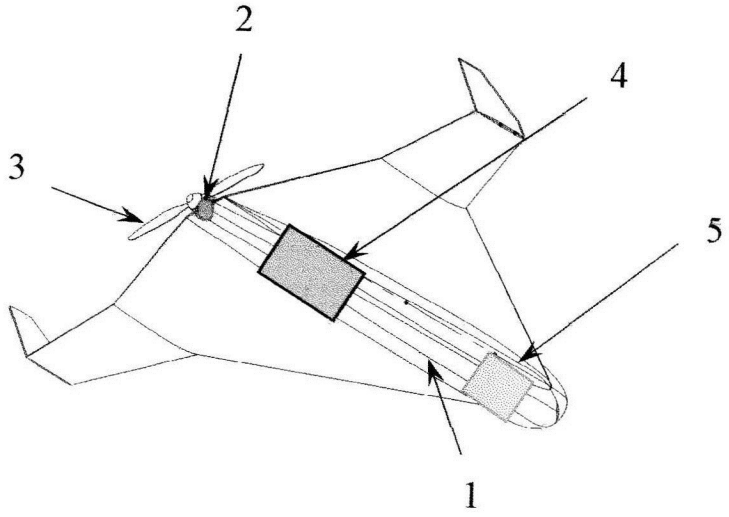
(54) Барражирующий боеприпас

(57) Реферат:

Барражирующий боеприпас содержит корпус длиной 970 см и с размахом крыла 1210 см в основании которого находится фюзеляж диаметром атакующей части 155 см и диаметром хвостовой части 142 см, имеющий симметричную установку профильных крыльев под углом 2°, угол атаки которых составляет 38°, бортовая хорда профильного крыла образует малое крыло с углом атаки 78°, на концевой хорде которого имеется оперение в виде крыла, имеющего ширину 185 см, длину атакующей стороны 122 см, и соединяющую их сторону длиной 62 см, а также содержит силовую установку, винтовой движитель длиной 360 см, взрывчатое вещество массой 2,8 кг в носовой части корпуса, систему управления, установленную в центральной части корпуса. Обеспечивается повышение аэродинамическим характеристики барражирующего боеприпаса, точность движения по заданной траектории полета, повышение маневренности и управляемости боеприпаса, увеличение времени нахождения в режиме полета. 4 ил.

RU 2818171 C1

RU 2818171 C1



Фиг. 1

RU 2818171 C1

RU 2818171 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 818 171** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F41H 13/00 (2006.01)
B64U 20/70 (2023.01)
B64U 20/00 (2023.01)
B64C 39/10 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
F41H 13/00 (2023.08); B64C 39/10 (2023.08); B64U 20/70 (2023.08); F42B 10/38 (2023.08)

(21)(22) Application: **2023121866, 21.08.2023**

(24) Effective date for property rights:
21.08.2023

Registration date:
25.04.2024

Priority:
(22) Date of filing: **21.08.2023**

(45) Date of publication: **25.04.2024** Bull. № **12**

Mail address:
440005, g. Penza-5, filial VA MTO (g. Penza), PAII, otdel organizatsii nauchnoj raboty i podgotovki nauchno-pedagogicheskikh kadrov, Ustinovu Evgeniyu Mikhajlovichu

(72) Inventor(s):
Suzdaltsev Pavel Sergeevich (RU),
Kukanov Sergej Anatolevich (RU),
Zhezhuk Andrej Andreevich (RU),
Gromov Aleksej Aleksandrovich (RU),
Baklanov Dmitrij Vladimirovich (RU),
Abushaev Ildus Akhmetovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Federalnoe gosudarstvennoe kazennoe voennoe obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya "Voennaya akademiya materialno-tekhnicheskogo obespecheniya imeni generala armii A.V. Khruleva" (RU)

(54) LOITERING AMMUNITION

(57) Abstract:

FIELD: weapons.

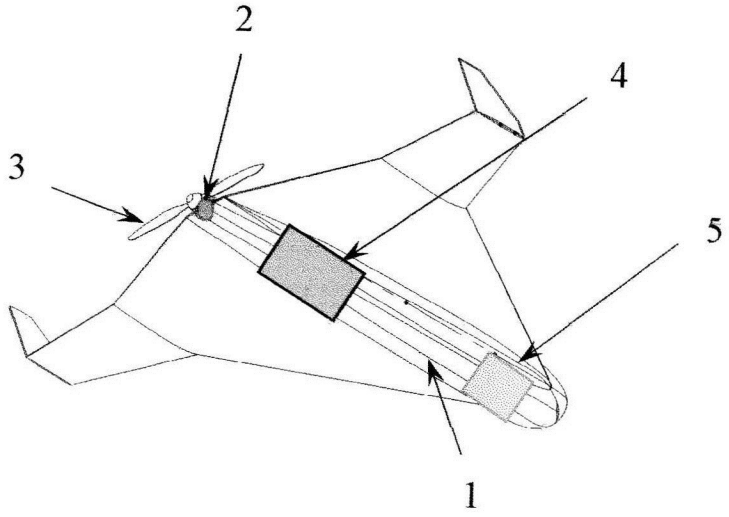
SUBSTANCE: loitering munition comprises a body with a length of 970 cm and a wingspan of 1210 cm, at the base of which there is a fuselage with a diameter of the attacking part of 155 cm and a tail diameter of 142 cm, having a symmetrical installation of profile wings at an angle of 2°, the angle of attack of which is 38°, the side chord of the profile wing forms a small wing with an angle of attack of 78°, on the end chord of which there is an empennage in the form of a wing having a width of 185 cm, a length of the attacking side of 122 cm, and a side connecting them 62 cm long, and also comprises a power unit, a screw propulsion unit 360 cm long, an explosive weighing 2.8 kg in the bow of the hull, a control system installed in the central part of the hull.

EFFECT: increase in the aerodynamic characteristics of the loitering munition, accuracy of movement along a given flight path, increased manoeuvrability and controllability of the munition, and an increase in the time spent in flight mode.

1 cl, 4 dwg

RU 2818171 C1

RU 2818171 C1



Фиг. 1

RU 2818171 C1

RU 2818171 C1

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к беспилотным летательным аппаратам, и может быть использовано как система, имеющая максимальную вероятность поражения, при минимальном разбросе осколков, с учетом поправок при аэродинамическом движении на траектории.

Современный опыт ведения вооруженных конфликтов, свидетельствует о возрастающей роли в использовании современных средств боя, а именно беспилотных летательных аппаратов. На данный момент в ВС РФ на вооружение принято и используется некоторое количество беспилотных летательных аппаратов различных модификаций и назначения, которые показали себя с хорошей стороны, но тем не менее имеют ряд недостатков, один из которых отклонение траектории от центра попадания, вследствие конструктивных особенностей построения беспилотных летательных аппаратов, а именно расчет геометрических параметров влияющих на аэродинамические характеристики при движении на траектории, что негативно сказывается на точность попадания. Рассмотрим аналоги представленному изобретению.

Известно изобретение, которое относится к области авиационной техники, в частности к беспилотным летательным аппаратам, которое представляет собой летательный аппарат содержащий корпус, силовую установку с винтовым толкающим движителем, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, и систему управления. Корпус в форме летающего крыла выполнен многосекционным из набора стрингеров, закрепленных на жесткой углепластиковой основе, сверху обтянут тонкой пленкой на тканевой основе, представляющей кремниевую солнечную батарею. Внутри корпус разделен на герметичные заполненные подъемным газом отсеки и негерметичные отсеки, имеющие воздухозаборник в носовой части, в средней части тепловые элементы для нагрева воздуха и сопло в задней части.

Основными недостатками изобретения является применение тонкой пленки на тканевой основе, которой обтянут корпус, так же это ведет к изменениям аэродинамических характеристик, а именно ухудшает обтекаемость и повышает парусность, что неблагоприятно влияет на траекторию полета, пленка является кремневой солнечной батареей, что может быть использована по предназначению не во всех климатических и погодных условиях. При активном использовании изобретения, а также влияния метеорологических условий, приведет к не герметичности отсеков, которые наполнены газом, что приведет к изменению аэродинамики движения изобретения.

Известно изобретение, которое относится к области авиационной техники, в частности к беспилотным летательным аппаратам, которое представляет собой летательный аппарат легче воздуха, содержащий фюзеляж, состоящий из шпангоутов и стрингеров, сверху покрытый пленкой с кремниевой солнечной батареей, в отсеке фюзеляжа расположена эластичная, воздухонепроницаемая оболочка, внутри которой находится резервуар с подъемным газом под давлением, оборудованный травящим клапаном, и компрессор.

Недостатком изобретения является использование для пополнения запасов электроэнергии только солнечной батареи, эффективное получение электроэнергии которой в неблагоприятных погодных условиях будет недостаточным, необходимость постоянного размещения резервуаров с подъемным газом, что влияет на массу конструкцию и приводит к уменьшению полезной нагрузки.

Известно изобретение, которое относится к области авиационной техники, в частности к беспилотным летательным аппаратам, которое представляет собой летательный аппарат, представляющий собой корпус (крыло) и двигатель, органы управления, а

также фюзеляж и винт. Крыло с органами управления выполнено из условия использования аэродинамической схемы «летающее крыло». Фюзеляж расположен в носовой части БПЛА в контакте с передней кромкой крыла, а двигатель - в хвостовой части в контакте с задней кромкой крыла.

Недостатком данного изобретения, является низкая маневренность в горизонтальной плоскости, а также при совершении маневров.

Целью изобретения является реализация конструкции с повышением аэродинамических характеристик, вследствие чего уменьшается отклонение от заданной траектории полета, повышается маневренность при управлении барражирующим боеприпасом, а также способствует более точному поражению цели, также увеличивается время нахождения в режиме полета, за счет наименьшего сопротивления воздуха, что приводит к экономии энергии питания.

Изобретение поясняется чертежами: фиг. 1 - изометрия общего вида барражирующего боеприпаса; фиг. 2 - вид сверху барражирующего боеприпаса; фиг. 3 - вид сзади барражирующего боеприпаса; фиг. 4 - вид справа барражирующего боеприпаса.

Изобретение, реализованное в виде конструкции барражирующего боеприпаса, который состоит из корпуса - 1, силовой установки - 2, винтового движителя - 3, системы управления - 4, взрывчатого вещества - 5. Отличительные черты: используется корпус длиной L2=970 см и с размахом крыла L1=1210 см, в основании которого находится фюзеляж диаметром атакующей части d1=155 см и диаметром хвостовой d2=142 см, имеющий симметричную установку профильных крыльев под углом $\phi=2°$, угол атаки которых составляет $\beta=38°$, бортовая хорда профильного крыла образует малое крыло с углом атаки $\alpha=78°$, на концевой хорде которого имеется оперение в виде крыла имеющего ширину L3=185 см, высоту L4=18 см, длину атакующей стороны L6=122 см, и соединяющую их сторону длиной L5=62 см, винтовой движитель длиной L7=360 см, взрывчатое вещество массой 2,8 кг в носовой части корпуса, система управления установлена в центральной части корпуса.

Вследствие применения устройства изобретения достигается повышение аэродинамических характеристик, уменьшение отклонения от заданной траектории полета, повышение маневренности при управлении барражирующим боеприпасом. Этот технический результат достигается за счет использования геометрических решений, использованных при построении корпуса барражирующего боеприпаса, несущая поверхность которого при движении в воздухе создает подъемную силу и совершает работу по преодолению действующей на нее силы лобового сопротивления. Поэтому для создания подъемной силы необходимо затрачивать энергию, очевидно, что энергетические затраты барражирующего боеприпаса, использующего аэродинамический принцип полета, будут тем меньше, чем меньше будет сила лобового сопротивления, возникающая при создании необходимой для полета подъемной силы, т.е. чем больше будет значение аэродинамического качества барражирующего боеприпаса, определяемого отношением подъемной силы к силе лобового сопротивления. Можно сделать вывод, что аэродинамическое качество является свойством барражирующего боеприпаса, определяемым в основном его геометрическими параметрами. Барражирующий боеприпас, имеющий большое аэродинамическое качество, будет планировать по более пологой траектории, дальность и нахождение его в полете, при прочих равных условиях будет больше, следовательно, он более эффективно использует начальный запас энергии.

Применение предложенного изобретения, реализованного в виде барражирующего боеприпаса, в виде летающего крыла, выполняющего как функции разведки, так и

выступающего в роли средства поражения при эффективном использовании начального запаса энергии, за счет геометрических особенностей построения корпуса.

Работа барражирующего боеприпаса происходит следующим образом: при взлете, на корпус боеприпаса начинает действовать сила сопротивления, которая компенсируется за счет работы подъемной силы, которая возникает исходя из геометрических особенностей строения барражирующего боеприпаса, обеспечивающих высокий коэффициент аэродинамического качества, позволяющий преодолевать возникающее сопротивление.

Таким образом, предложенное изобретение, позволяет повысить аэродинамические характеристики барражирующего боеприпаса, вследствие чего, уменьшается отклонение от заданной траектории полета, повышается маневренность и управляемость боеприпаса, что способствует более точному поражению цели, а также увеличивается время нахождения в режиме полета, за счет наименьшего сопротивления воздуха, что приводит к экономии элементов питания.

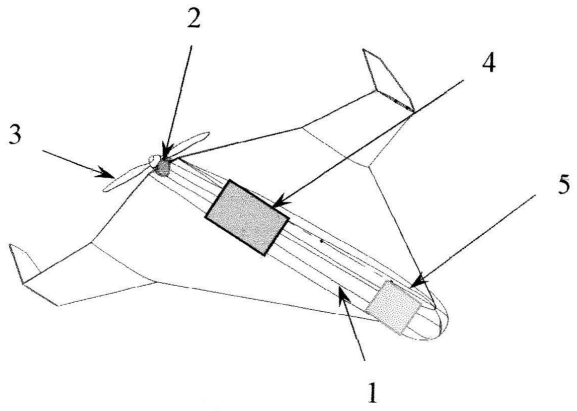
Список использованных источников

1. Патент РФ RU №2485018 C1, МПК B64C 39/10 опубл. 20.06.2013 г.
2. Патент РФ RU №260056 C1, МПК B41C 5/18 опубл. 21.05.2015 г.
3. Патент РФ RU №107126 МПК B64C 39/10 опубл. 10.08.2011 г.

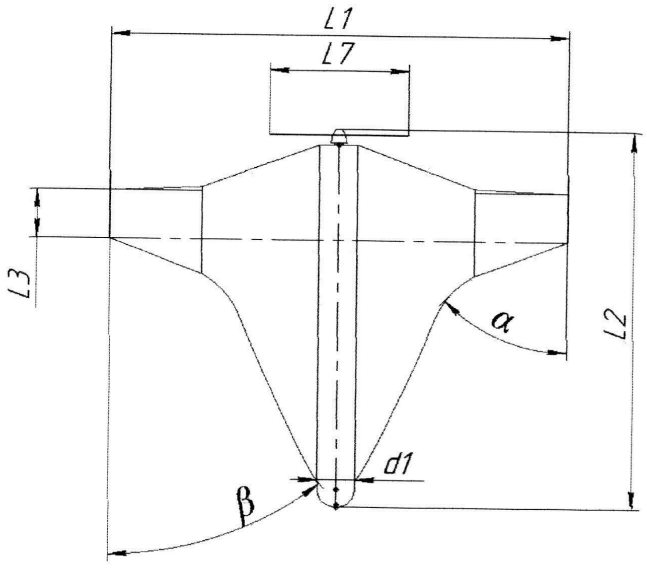
(57) Формула изобретения

Барражирующий боеприпас, состоящий из корпуса, силовой установки, винтового движителя, системы управления, взрывчатого вещества, отличающийся тем, что используется корпус длиной 970 см и с размахом крыла 1210 см, в основании которого находится фюзеляж диаметром атакующей части 155 см и диаметром хвостовой части 142 см, имеющий симметричную установку профильных крыльев под углом 2°, угол атаки которых составляет 38°, бортовая хорда профильного крыла образует малое крыло с углом атаки 78°, на концевой хорде которого имеется оперение в виде крыла, имеющего ширину 185 см, длину атакующей стороны 122 см, и соединяющую их сторону длиной 62 см, винтовой движитель длиной 360 см, взрывчатое вещество массой 2,8 кг в носовой части корпуса, система управления установлена в центральной части корпуса.

1

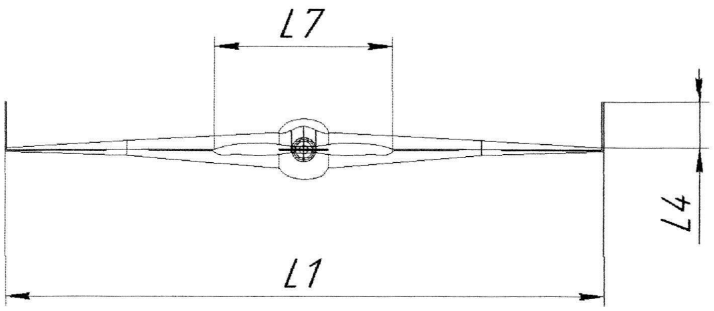


Фиг. 1

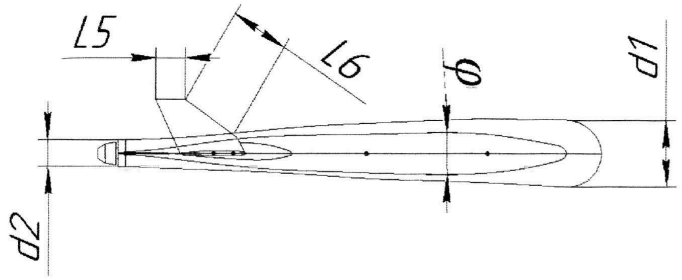


Фиг. 2

2



Фиг. 3



Фиг. 4