



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F42B 15/00 (2020.08); F42B 10/16 (2020.08); F42B 10/64 (2020.08)

(21)(22) Заявка: 2019120123, 26.06.2019

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
26.06.2019Дата регистрации:  
03.12.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 26.06.2019

(45) Опубликовано: 03.12.2020 Бюл. № 34

Адрес для переписки:

656049, г. Барнаул, пр. Ленина, 61, ФГБОУ ВО  
"Алтайский государственный университет",  
ЦРТПТУИС

(72) Автор(ы):

Пивень Павел Владиславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего  
образования "Алтайский государственный  
университет" (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 2544446 C1, 20.03.2015. US 2004/  
0108410 A1, 10.06.2004. US 5074493 A1,  
24.12.1991. RU 2151367 C1, 20.06.2000. RU  
2110755 C1, 10.05.1998. RU 2259536 C1,  
27.08.2005. RU 2415373 C1, 27.03.2011. RU  
2082943 C1, 27.06.1997.

(54) Крылатая ракета со складными крыльями замкнутого типа переменной стреловидности

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при создании крылатых ракет военного и гражданского назначения. Крылатая ракета содержит фюзеляж, носовой обтекатель, правое и левое складные крылья замкнутого типа, складное вертикальное оперение, воздухозаборники, силовую установку, складное переднее горизонтальное оперение или генератор вихрей, армированный полым или монолитным стержнем, установленным на носовом обтекателе. Каждое крыло из правого и левого крыльев представляет собой замкнутый контур, образованный верхней и нижней консолями крыла и концевой аэродинамической поверхностью, которая в поперечном сечении

имеет изгиб, отвечающий контуру боковой проекции носового обтекателя, шарнирно складывается вперед вдоль фюзеляжа, закрывая носовой обтекатель, и имеет переменную стреловидность. Раскрытие и складывание крыльев крылатой ракеты и изменение угла их стреловидности осуществляется посредством выдвижения и возвратного движения двухсторонней зубчатой рейки, находящейся между зубчатыми дугами, приводимыми ей и расположенными в основании корневой части шарнирно-крепящихся консолей правого и левого крыльев. Технический результат заключается в улучшении аэродинамических характеристик ракеты. 8 ил.



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

*F42B 15/00* (2006.01)*F42B 10/16* (2006.01)*F42B 10/64* (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

*F42B 15/00 (2020.08); F42B 10/16 (2020.08); F42B 10/64 (2020.08)*(21)(22) Application: **2019120123, 26.06.2019**(24) Effective date for property rights:  
**26.06.2019**Registration date:  
**03.12.2020**

Priority:

(22) Date of filing: **26.06.2019**(45) Date of publication: **03.12.2020 Bull. № 34**

Mail address:

**656049, g. Barnaul, pr. Lenina, 61, FGBOU VO  
"Altajskij gosudarstvennyj universitet",  
TSRTPTUIS**

(72) Inventor(s):

**Piven Pavel Vladislavovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**federalnoe gosudarstvennoe byudzhetnoe  
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego  
obrazovaniya "Altajskij gosudarstvennyj  
universitet" (RU)****(54) CRUISE MISSILE WITH CLOSED TYPE FOLDING VARIABLE-SWEEP WINGS**

(57) Abstract:

FIELD: rocket equipment.

SUBSTANCE: invention can be used in creation of military and civil cruise missiles. Cruise missile comprises fuselage, nose fairing, right and left folding wings of closed type, folding vertical fins, air intakes, power plant, collapsible front horizontal empennage or vortex generator, reinforced with hollow or monolithic rod, installed on nose fairing. Each wing from right and left wings is a closed contour, formed by upper and lower cantilevers of wing and end aerodynamic surface, which in cross section has a bend, corresponding to

contour of lateral projection of nose fairing, hingedly folds forward along fuselage, closing nose fairing, and has variable sweep. Opening and folding of the wing of a cruise missile and changing the sweep angle thereof is carried out by extending and reversing movement of the double-sided rack, located between toothed arches brought to it and located in base of root part of hingedly secured cantilevers of right and left wings.

EFFECT: technical result is improved aerodynamic characteristics of missile.

1 cl, 8 dwg

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при создании крылатых ракет военного и гражданского назначения.

В военном исполнении, данная крылатая ракета может быть предназначена для выполнения тактических боевых задач по уничтожению как воздушных, так и наземных целей, надводных и подводных, на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, в том числе, в силу высокой маневренности - в условиях сильно и глубоко расчлененного рельефа, для нанесения точечных ударов на густонаселенных территориях, может осуществлять полет на малых и сверхмалых высотах, обладает относительно низкой радиозаметностью, что дает возможность использовать ее и для проведения разведывательной деятельности (в случае размещения внутри ее фюзеляжа соответствующего оборудования).

В гражданском исполнении, данная крылатая ракета может быть выполнена в метеорологическом, или геофизическом вариантах (в случае размещения внутри ее фюзеляжа соответствующего оборудования).

Известны высокоточные крылатые ракеты ЗМ-14Э, представляющие собой интегрированные ракетные комплексы "Калибр" (прототип), предназначенные для использования с носителей разных типов, имеющие складное крыло и оперение, подфюзеляжный воздухозаборник утопленного типа (Высокоточная крылатая ракета ЗМ-14Э. Электронный ресурс.- URL: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/3m14e/3m14e.shtml> (дата обращения 01.03.2019)).

Из недостатков данной крылатой ракеты можно назвать следующее: фюзеляж не выполнен несущим, а ее крыло имеет относительно малую жесткость конструкции, обладает эффектом концевой срыва воздушного потока, имеет довольно высокий коэффициент индуктивного сопротивления и относительно низкий коэффициент подъемной силы.

Также, известна стратегическая крылатая ракета воздушного базирования AGM-129A (АСМ), имеющая пониженную радиолокационную заметность, что обеспечивается крылом обратной стреловидности, фюзеляжем, имеющим сложную форму, многоугольным обтекателем головной части, подфюзеляжным воздухозаборником утопленного типа, конструктивными особенностями выхлопного сопла (типа: "бобровый хвост"), использованием радиопоглощающих материалов (Стратегическая крылатая ракета воздушного базирования AGM-129A (АСМ). Электронный ресурс.- URL: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/agm129a/agm129a.shtml> (дата обращения 01.03.2019)). К недостаткам данной крылатой ракеты относится то, что при достижении ей определенных значений скорости и углов атаки в областях корневых сечений крыла обратной стреловидности возникает срыв воздушного потока, а в концевой части крыла развивается аэродинамическая дивергенция.

Известна противокорабельная ракета Х-31А (Х-31АД), имеющая рули обратной стреловидности. (Противокорабельная ракета Х-31А (Х-31АД). Электронный ресурс.- URL: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/x31a/x31a.shtml> (дата обращения 01.03.2019)). К недостаткам данной крылатой ракеты относится то, что, ее рули обратной стреловидности, по передней кромке, не имеют корневого наплыва, что может приводить к эффекту корневого срыва воздушного потока, а ее крыло имеет прямую стреловидность по передней кромке, что приводит к эффекту концевой срыва воздушного потока.

Известна ракета-носитель многоразового использования (Survivable and reusable launch vehicle. Inventor: Henry August, Chatsworth, CA (US). Pub. No.: US 2004/0108410 A1. Pub. Date: Jun. 10, 2004. Электронный ресурс.- URL: <https://patents.google.com/patent/>

US20040108410 (дата обращения 20.03.2020)), имеющая «арочное крыло» ("arch wing").

К недостаткам данной ракеты относится отсутствие вертикального оперения, соответственно, это будет негативно отражаться на путевой устойчивости и балансировке относительно вертикальной оси, а в целом - управляемости данного летательного аппарата. Также, следует отметить, что данное крыло выполнено нескладывающимся, что затрудняет транспортировку и складирование данной ракеты.

Целью представленного изобретения является комплексное улучшение аэродинамических характеристик крылатой ракеты, по сравнению с вышеуказанными аналогами, путем применения специфических форм фюзеляжа и складного крыла замкнутого типа, оптимальных вариантов их компоновки, что должно привести к уменьшению расхода топлива и увеличению дальности полета, а также снижению радиолокационной заметности, расширению ее боевых возможностей. Также, решение ограничения количества выпускаемых крылатых ракет производственными мощностями, в связи с лимитом потребностей в крылатых ракетах в боевом исполнении, путем разработки вариантов крылатой ракеты, у которых вместо боевой части может использоваться разведывательное, или научное оборудование, что должно позволить предприятиям производить большее количество крылатых ракет.

Сущность изобретения. Представленная крылатая ракета содержит фюзеляж, носовой обтекатель, складное крыло замкнутого типа, складное вертикальное оперение, воздухозаборники, силовую установку, оснащена складным передним горизонтальным оперением, или генератором вихрей, армированным полым, или монолитным стержнем, установленным на носовом обтекателе. Крыло представляет собой замкнутый контур, образованный верхней и нижней консолями крыла и концевой аэродинамической поверхностью, которая, в поперечном сечении, может иметь изгиб, отвечающий контуру боковой проекции носового обтекателя. Данное крыло шарнирно складывается вперед, вдоль фюзеляжа, закрывая носовой обтекатель и имеет переменную стреловидность, при этом, раскрытие (складывание) крыльев крылатой ракеты и изменение угла их стреловидности осуществляется посредством выдвигания (и возвратного движения) двухсторонней зубчатой рейки, находящейся между зубчатыми дугами, приводимыми ей в обращение, расположенными в основании корневой части шарнирно крепящихся консолей правого и левого крыла. Входы в воздухозаборники двигателей могут закрываться решеткой с поворотными жалюзи, или решеткой, за которой находится крепящаяся шарнирно к основанию воздухозаборника створка, представляющая собой профилированную пластину, ребра жесткости которой расположены по промежуткам между прутьями решетки.

Изобретение поясняется чертежами. На представленных чертежах позициями обозначены:

- 1 фюзеляж;
- 2 консоль крыла;
- 3 концевая аэродинамическая поверхность;
- 4 носовой обтекатель;
- 5 генератор вихрей носового обтекателя;
- 6 стержень, армирующий генератор вихрей носового обтекателя;
- 7 консоли цельноповоротного вертикального оперения;
- 8 кромки входа в воздухозаборник;
- 9 платформа, усиливающая фюзеляж;
- 10 гидравлический цилиндр;
- 11 шток гидравлического цилиндра;

12 зубчатые дуги в основании корневой части крыла;

13 перегородка, являющаяся рассекателем-турбулизатором воздушного потока;

14 пластины жалюзи;

15 ребра жесткости створки, закрывающей с внутренней стороны вход в  
5 воздухозаборник;

16 створка, закрывающая с внутренней стороны вход в воздухозаборник;

17 стационарная решетка, закрывающая вход в воздухозаборник;

На фиг. 1. изображен вид сверху крылатой ракеты со складным крылом замкнутого  
10 типа переменной стреловидности, шарнирно складывающимся вперед, вдоль фюзеляжа  
шестигранной формы (в поперечном сечении) и принципиальная схема раскрытия  
крыла. А - маршевая ступень; Б - стартовая ступень.

На фиг. 2. показан вид сбоку крылатой ракеты со складным крылом замкнутого  
15 типа переменной стреловидности, шарнирно складывающимся вперед, вдоль фюзеляжа  
шестигранной формы (в поперечном сечении). Положение: крыло сложено.

На фиг. 3. показан вид спереди крылатой ракеты со складным крылом замкнутого  
20 типа переменной стреловидности, шарнирно складывающимся вперед, вдоль фюзеляжа  
шестигранной формы (в поперечном сечении). Положение: крыло раскрыто.

На фиг. 4. изображен вид сверху принципиальной схемы механизма раскрытия крыла  
25 крылатой ракеты со складным крылом замкнутого типа переменной стреловидности,  
шарнирно складывающимся вперед, вдоль фюзеляжа. Положение: крыло сложено.

На фиг. 5. показан общий вид маршевой ступени крылатой ракеты со складным  
30 крылом замкнутого типа переменной стреловидности, шарнирно складывающимся  
вперед, вдоль фюзеляжа шестигранной формы (в поперечном сечении). Положение:  
крыло раскрыто.

На фиг. 6. изображено положение пластин поворотных жалюзи решетки  
35 воздухозаборника (в поперечном сечении). А - положение «закрото»; Б - положение  
«открыто».

На фиг. 7. изображен вид спереди решетки воздухозаборника, шарнирно закрываемой  
40 профилированной пластиной.

На фиг. 8. показан вид сбоку решетки воздухозаборника, шарнирно закрываемой  
45 профилированной пластиной.

Согласно изобретению (фиг. 1-5), крылатая ракета может быть одно, двух, или  
5 трехступенчатой (стартовая, маршевая и дополнительная - сверхзвуковая (аналогична  
по устройству маршевой ступени, но может и не быть крылатой (в соответствии с  
35 прототипом)). Данные ступени состыкованы устройствами стыковки и отделения.  
Данное изобретение может быть представлено лишь маршевой ступенью, включающей  
фюзеляж (1) (шестигранной в поперечном сечении формы), аэродинамические  
поверхности управления положением крылатой ракеты в полете; турбореактивный,  
или твердотопливный двигатель (в зависимости от модификации, в соответствии с  
40 решаемыми задачами); два боковых воздухозаборника, или один подфюзеляжный  
воздухозаборник утопленного типа; систему управления полетом и наведения на цель;  
носовой обтекатель (4).

Складное крыло данной крылатой ракеты может представляет собой замкнутый  
5 контур, образованный верхними и нижними консолями крыла (2) и концевой  
аэродинамической поверхностью (3), при этом, данное крыло шарнирно складывается  
45 вперед, вдоль фюзеляжа (1), закрывая носовой обтекатель (4). Раскрытие и сложение  
смежных консолей крыла (2) (верхней правой - верхней левой и нижними,  
соответственно) может осуществляться следующим образом (фиг. 4): корневые части

данных консолей (2) имеют зубчатые дуги (12), изменяющие угол стреловидности крыла посредством выдвигания (и обратного хода) штока гидравлического цилиндра (11), представляющего собой двухстороннюю зубчатую рейку, находящуюся между вышеуказанными зубчатыми дугами (12). Данное решение обеспечивает плавное изменение стреловидности крыла. Вышеуказанный механизм раскрытия крыла находится внутри платформы, усиливающей фюзеляж (9). Так как данная платформа (9) в этом варианте компоновки крылатой ракеты выступает за обводы фюзеляжа (1), то данной платформе (9) может быть придана удобообтекаемая форма в виде неправильного шестиугольника, двумя углами вытянутого вдоль оси симметрии фюзеляжа (1) крылатой ракеты. В носовой части платформы (9), по оси симметрии фюзеляжа (1) крылатой ракеты, находится вертикальная перегородка (13), соединяющая верхнюю и нижнюю части платформы (9), находящаяся между правой и левой консолями крыла (2). В продольном сечении данная перегородка (13) имеет ромбическую форму и выполняет функцию турбулизатора-рассекателя набегающего воздушного потока, а также повышает прочностные характеристики платформы (9). В кормовой части платформы (9) следует выполнить щели для слива воздуха, что позволит избежать критического повышения воздушного давления внутри платформы (9), набегающим на ее открытую переднюю часть воздушным потоком.

Концевой аэродинамической поверхности крыла (3), в поперечном сечении, может быть придан изгиб, отвечающий контуру боковой проекции носового обтекателя (4), для его лучшей защиты от возможных повреждений, при транспортировке (консоли крыла (2) и их концевые аэродинамические поверхности (3), в сложенном положении, выполняют функцию дополнительного защитного чехла). Придание концевой аэродинамической поверхности крыла (3), в поперечном сечении, остроугольной формы позволяет ей также выполнять функции рессоры, компенсирующей изгибающие моменты консолей крыла (2) во время полета. Такое решение повышает устойчивость крыла к боковому ветру и позволяет концевой аэродинамической поверхности (3) участвовать в создании подъемной силы.

Применение скошенного цельноповоротного вертикального оперения (7) позволяет отказаться от установки горизонтального оперения в хвостовой части крылатой ракеты, что позволяет уменьшить ее массу.

Наибольшие возможности представленного изобретения раскрываются в случае использования интегральной аэродинамической компоновки, шестигранного в поперечном сечении фюзеляжа (1) (обладает несущими свойствами и относительно низкой радиозаметностью), использования композиционных, радиопоглощающих материалов, крыла замкнутого типа переменной стреловидности. Замкнутое крыло создает большую подъемную силу, по сравнению с монопланом, при равной мощности двигателя (особенно на малых скоростях), имеет большую площадь.

Использование крыла замкнутого типа позволяет обойтись без решетчатых стабилизаторов, требующих дополнительной механизации, увеличивающих вес крылатой ракеты. К тому же, большая площадь создаваемая решетчатой поверхностью, при омывании ее воздушными потоками, приводит к увеличению лобового сопротивления и сопротивления трения, что ведет к дополнительному перерасходу топлива, снижает скорость крылатой ракеты, ухудшает ее маневренность, что повышает вероятность ее поражения противником. Изолированная несущая поверхность крыла замкнутого типа, по сравнению с решетчатыми крыльями (стабилизаторами), обладает в 2-6 раз большим аэродинамическим качеством. При максимальной же подъемной силе эта разница составляет от 3 до 9 раз. Крыло замкнутого типа, по сравнению с решетчатыми

крыльями (стабилизаторами), при минимальных углах атаки, обладает значительно большей подъемной силой, не уступая им в несущей способности. (По: Конюхов И.К. Компактные несущие системы дозвуковых малоразмерных беспилотных и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов. Электронный ресурс. - URL: [http://www.trudymai.ru/upload/iblock/53b/konyukhov\\_rus.pdf](http://www.trudymai.ru/upload/iblock/53b/konyukhov_rus.pdf) (дата обращения 01.03.2019)).

Проблема относительно высокого аэродинамического сопротивления замкнутого крыла решается приданием ему обратной стреловидности. Во избежание эффекта корневого срыва воздушного потока, данному крылу, по передней кромке, необходимо придать специфическую форму, с корневым наплывом-вихреобразователем. Также, решению проблемы эффекта корневого срыва воздушного потока служит выступающая углом по оси симметрии фюзеляжа ракеты (1) носовая часть платформы (9) и установленная в ней перегородка (13), являющаяся рассекателем-турбулизатором набегающего воздушного потока

Выступающая углом носовая часть платформы (9) выполняет функцию корневого наплыва-вихреобразователя, а перегородка (13) обеспечивает рассеечение набегающего на нее воздушного потока и придание ему необходимых направлений, на правую и левую консоли крыла (2).

Данные решения способствуют безотрывному обтеканию крыла воздушным потоком.

Также, лучшие результаты обеспечиваются использованием носового обтекателя (4) пирамидальной шестигранной формы, имеющего по двум его ребрам генератор вихрей (5), плоскость симметрии которого совпадает с продольной плоскостью симметрии фюзеляжа (1) крылатой ракеты, армированный полым (или монолитным) стержнем (6) по оси симметрии крылатой ракеты (в случае использования полого стержня армирующего генератор вихрей (6), он может представлять собой штангу приемника воздушного давления, контактный взрыватель и т.п). Генератор вихрей (5) плавно переходит в выступающую в виде ребра боковую поверхность фюзеляжа (1), имеющего шестигранную форму (в поперечном сечении, для придания ему свойств несущего корпуса), обеспечивая безсрывное обтекание возникающим вихрем, который двигаясь по выступающей боковой поверхности (выполняющей функции наплыва, острое ребро которого генерирует вихрь при маневрировании на больших углах атаки, предотвращая неуправляемое рыскание крылатой ракеты) должен далее проходить сквозь замкнутое крыло, а затем - воздушный поток поступает в боковой воздухозаборник утопленного типа, передние кромки (8) которого имеют обратную стреловидность и могут обладать корневыми наплывами-вихреобразователями. Форма кромок воздухозаборника (8) в виде выступающего клина, создающего веер волн сжатия, также, позволяет обеспечить слив пограничного слоя воздуха за пределы воздухозаборника и повысить стабильность его функционирования (чему способствуют и корневые наплывы-вихреобразователи). Вход в воздухозаборник может закрываться решеткой с поворотными жалюзи (14) (в поперечном сечении имеющим ромбическую форму, или стационарной решеткой (17) (прутья которой, также, в поперечном сечении, имеют ромбическую форму), за которой находится крепящаяся шарнирно к основанию воздухозаборника створка (16), представляющая собой профилированную пластину, ребра жесткости (15) которой расположены по промежуткам между прутьями решетки (17). Пластины решетки (17), жалюзи (14) и ребер жесткости створки (15), дополнительно, выполняют функцию вихреобразователей (при открытом входе в воздухозаборник).

В таком варианте компоновки крылатой ракеты целесообразно использовать X-образное хвостовое оперение (7). Консоли цельноповоротного вертикального оперения (7), устанавливаются наклонно, по краям верхней и нижней поверхности фюзеляжа (1).

Для дополнительного снижения радиозаметности, оси вращения консолей цельноповоротного вертикального оперения (7) могут иметь наклон под острым углом в сторону носового обтекателя (4) (при отклонениях, плоскости консолей обретают обратную стреловидность и отражают радиоволны (при облучении в передней полусфере) на фюзеляж (1). В том случае, если на носовой обтекатель (4) крылатой ракеты не устанавливается генератор вихрей (5), целесообразна компоновка с цельноповоротным горизонтальным оперением, по устройству, аналогичному цельноповоротному вертикальному оперению (7).

На дозвуковых скоростях, крылу данной ракеты может быть придана различная стреловидность, в соответствии с условиями полета, а для атаки целей на сверхзвуковых скоростях, с высокой точностью, целесообразно данное крыло привести в положение: «крыло сложено».

Данная крылатая ракета может применяться в военной и гражданской сферах. В гражданском исполнении данная крылатая ракета может быть выполнена в метеорологическом, или геофизическом вариантах (в случае размещения внутри ее фюзеляжа (1) соответствующего оборудования). В случае выполнения боевых задач, маршевая (или сверхзвуковая) ступень может иметь боевую часть, или разведывательное оборудование. Так как представленная крылатая ракета обладает относительно низкой радиозаметностью, она может быть использована для проведения разведывательной деятельности (в случае размещения внутри ее фюзеляжа (1) соответствующего оборудования). Например, пассивная радиолокационная головка самонаведения, при пролете над вражеской территорией, может вести поиск радиолокационных станций противника. Пролетев по замкнутому маршруту и оказавшись в районе своего запуска, маршевая ступень крылатой ракеты может осуществлять приземление на парашютной системе. В этом случае, маршевая ступень крылатой ракеты может быть использована многократно.

В военном исполнении, представленное изобретение может быть предназначено для уничтожения на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета как воздушных, так и наземных целей, надводных и подводных (в случае размещения в качестве боевой части торпеды в маршевой ступени (до, или после погружения в воду, носовой обтекатель (4) отстреливается установленными, по контуру, в его основании зарядами, чем обеспечивается возможность выхода торпеды из фюзеляжа (1)).

В гражданском исполнении, внутри маршевой ступени данной крылатой ракеты может быть размещено научное оборудование и она может быть выполнена в метеорологическом, или геофизическом вариантах. Для возможности многократного использования, в носовом обтекателе (4) и прилегающей к нему части маршевой ступени может размещаться парашютная система. В этом случае, носовой обтекатель (4) крепится шарнирно к своему основанию (маршевой ступени), а на противоположной шарниру стороне устанавливается автоматически раскрывающийся замок. После раскрытия вышеуказанного замка, установленной в парашютной системе пружиной шарнирно откидывается носовой обтекатель (4) и выбрасывается вытяжной парашют, далее происходит раскрытие основного парашюта и маршевая ступень совершает посадку.

Преимущества представленной крылатой ракеты:

- по сравнению с аналогами, у представленной крылатой ракеты, при равном удлинении крыла, конструктивно обеспечивается большая жесткость на кручение, большая критическая скорость флаттера, более низкое индуктивное сопротивление крыла, имеется возможность изменения угла его стреловидности;
- использование крыла замкнутого типа позволяет обойтись без решетчатых



стабилизаторов, требующих дополнительной механизации, увеличивающих вес крылатой ракеты;

- по сравнению с аналогами, представленная крылатая ракета имеет большую устойчивость к боковому ветру;

5 - по сравнению с аналогами, представленная крылатая ракета имеет более низкие требования к погодным условиям для осуществления полета;

- обратная стреловидность крыла замкнутого типа, и техническое решение, заключающееся в том, что оси вращения консолей цельноповоротного вертикального оперения могут иметь наклон под острым углом в сторону носового обтекателя, так, что, при отклонениях, плоскости консолей обретают обратную стреловидность (аналогичное устройство может иметь и дополнительно устанавливаемое

10 цельноповоротное переднее горизонтальное оперение), обеспечивают снижение радиолокационной сигнатуры при облучении крылатой ракеты в передней полусфере;

- обратная стреловидность крыла замкнутого типа позволяет обеспечить

15 представленной крылатой ракете сверхманевренность в широком диапазоне чисел М., данное крыло имеет меньшее индуктивное сопротивление, что позволяет уменьшить расход топлива и увеличить дальность полета на дозвуковых скоростях, позволяет обеспечить большую грузоподъемность;

- фюзеляж представленной крылатой ракеты, имеющий шестигранную форму (в поперечном сечении) позволяет обеспечить не только его более низкую радиозаметность, но и эргономичность, компактность размещения (например, в бомбоотсеке), также, выступающая боковая поверхность выполняет функцию наплыва, острое ребро которого генерирует вихрь при маневрировании на больших углах атаки, предотвращая неуправляемое рыскание крылатой ракеты;

20 - более высокая маневренность дает возможность добиваться превосходства над противником в ближнем бою и на малых высотах, в условиях сложного, глубоко расчлененного рельефа, позволяет совершать успешные противозенитные и контр-противоракетные маневры (в отношении пытающегося выйти из зоны поражения летательного аппарата противника);

30 - данная крылатая ракета может использоваться не только в военной, но и в гражданской сфере (в геофизическом, метеорологическом вариантах).

Применимость изобретения. Представленная крылатая ракета разработана с учетом потребностей РФ в ракетном вооружении и имеющихся модельных рядов предприятий РФ, занятых производством ракет (с целью упрощения и удешевления выпуска). В

35 качестве основы, были взяты параметры высокоточной крылатой ракеты ЗМ-14Э (интегрированные ракетные комплексы "Калибр").

Представленная крылатая ракета со складным крылом разрабатывалась исходя из требований завоевания превосходства в воздухе, над сушей и морем, для уничтожения наземных, подземных, надводных и подводных целей. Вышесказанное относится к

40 потенциальной боевой эффективности, аэродинамическим характеристикам, высокой маневренности, способности осуществлять полет на малых и сверхмалых высотах, малой заметности в электромагнитном диапазоне, способности выполнять полет на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях, высокой грузоподъемности.

Предложенные варианты компоновки складного крыла замкнутого типа обратной стреловидности, принципы работы механизмов его раскрытия, могут быть использованы при конструировании других крылатых ракет, самолетов, беспилотных летательных аппаратов.

## (57) Формула изобретения

Крылатая ракета, содержащая фюзеляж, носовой обтекатель, правое и левое складные крылья замкнутого типа, складное вертикальное оперение, воздухозаборники, силовую установку, оснащенная складным передним горизонтальным оперением или генератором вихрей, армированным полым или монолитным стержнем, установленным на носовом обтекателе, отличающаяся тем, что каждое крыло из правого и левого крыльев представляет собой замкнутый контур, образованный верхней и нижней консолями крыла и концевой аэродинамической поверхностью, которая в поперечном сечении имеет изгиб, отвечающий контуру боковой проекции носового обтекателя, шарнирно складывается вперед вдоль фюзеляжа, закрывая носовой обтекатель, и имеет переменную стреловидность, при этом раскрытие и складывание крыльев крылатой ракеты и изменение угла их стреловидности осуществляется посредством выдвижения и возвратного движения двухсторонней зубчатой рейки, находящейся между зубчатыми дугами, приводимыми ей и расположенными в основании корневой части шарнирно-крепящихся консолей правого и левого крыльев, а входы в воздухозаборники могут закрываться решеткой с поворотными жалюзи или решеткой, за которой находится крепящаяся шарнирно к основанию воздухозаборника створка, представляющая собой профилированную пластину, ребра жесткости которой расположены по промежуткам между прутьями решетки.

25

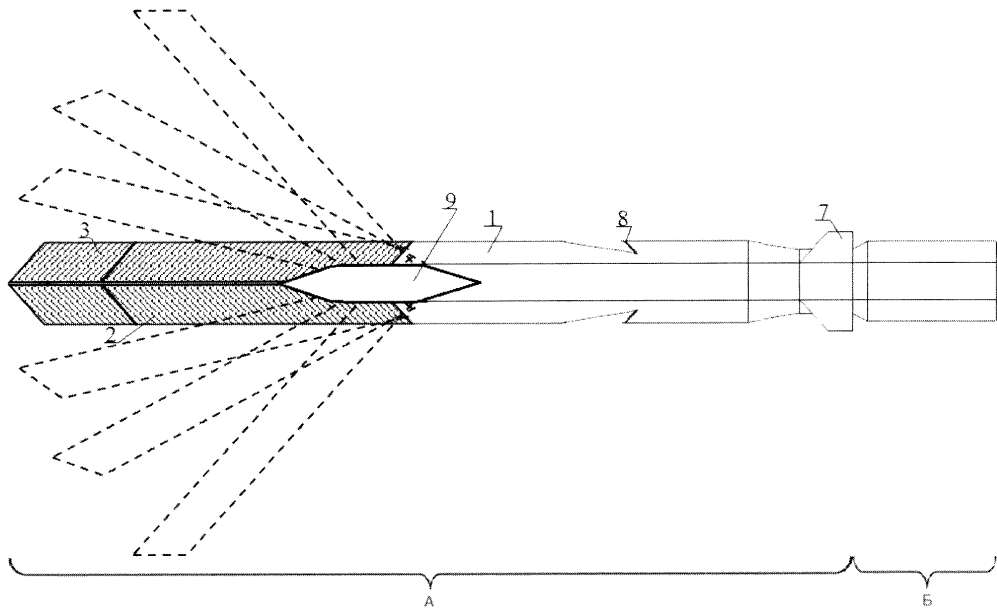
30

35

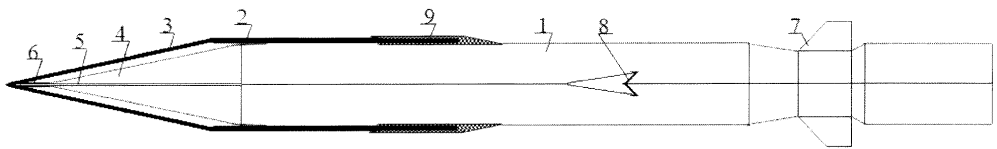
40

45

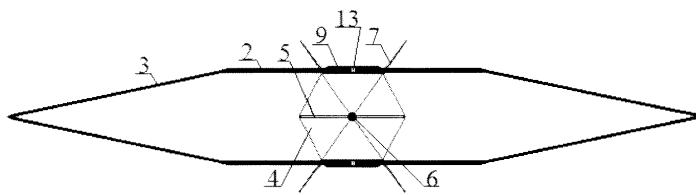
1



Фиг. 1

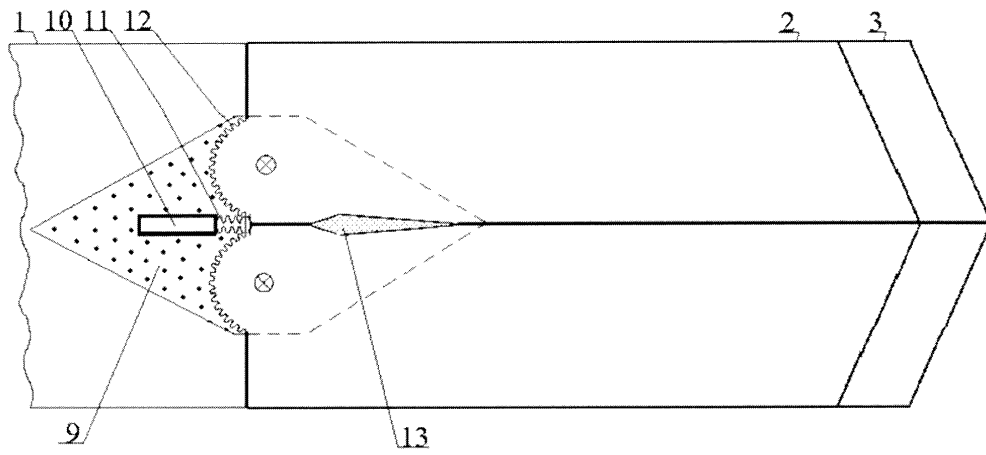


Фиг. 2

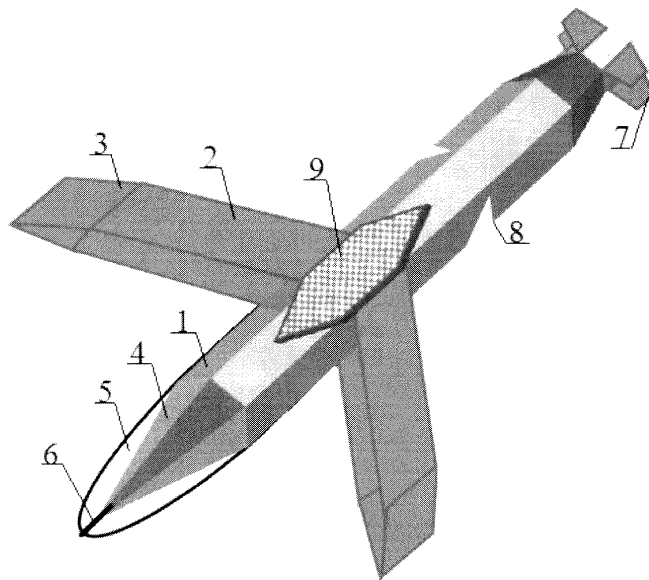


Фиг. 3

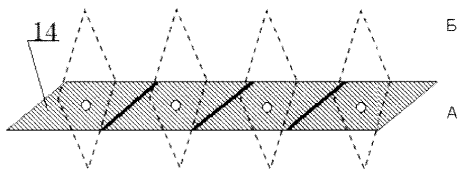
2



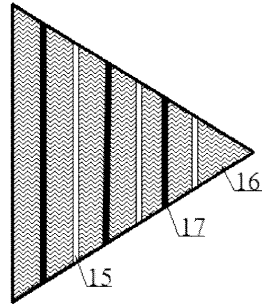
Фиг. 4



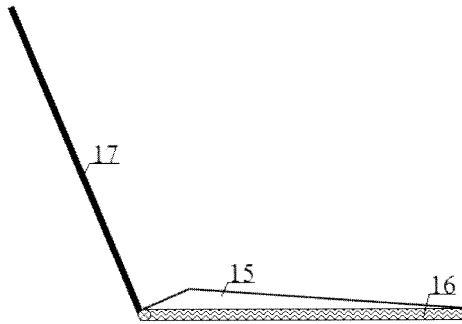
Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8