РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 289 779** (13) **C1**

(51) МПК
F42B 15/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2005115676/02, 23.05.2005**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
23.05.2005

(45) Опубликовано: **20.12.2006 Бюл. № 35**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **ЛЕБЕДЕВ А.А и др. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1973, с.48, табл.1.4. RU 2184342 C1, 27.06.2002. RU 2222772 C2, 27.01.2004. US 4641800 A, 10.02.1987. US 3738595 A, 12.06.1973. EP 0811822 A1, 10.12.1987. EP 0251890 A1, 07.01.1988.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, ул. Щегловская засека, ГУП "Конструкторское бюро приборостроения", зам.главного инженера А.В.Морозову

(72) Автор(ы):
Шипунов Аркадий Георгиевич (RU),
Кузнецов Владимир Маркович (RU),
Фимушкин Валерий Сергеевич (RU),
Сотников Валерий Александрович (RU),
Евтеев Константин Петрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

(54) АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РУЛЬ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

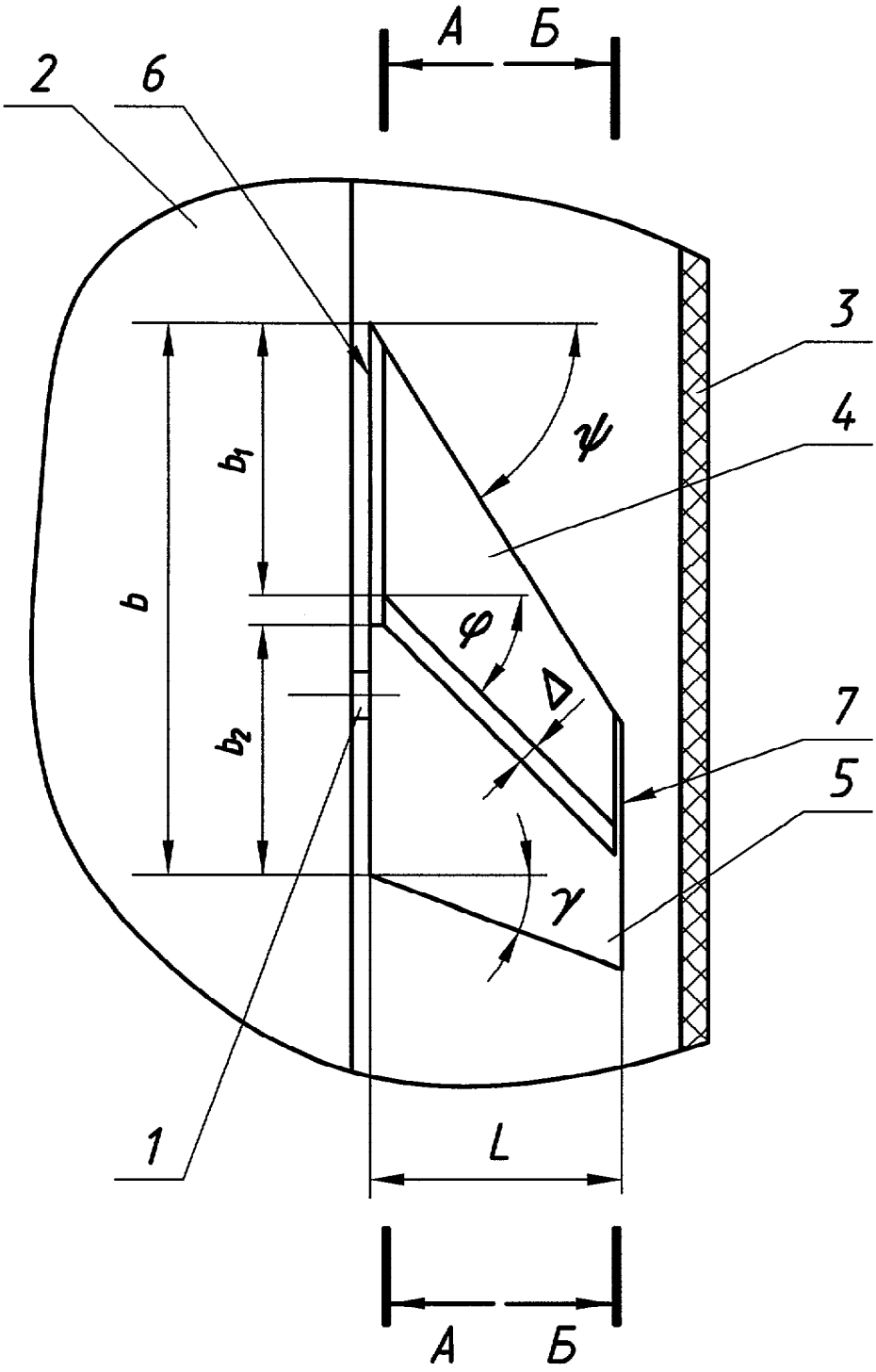
(57) Реферат:

Изобретение относится к области вооружения. Аэродинамический руль управляемой ракеты, устанавливаемый на оси, имеет стреловидные переднюю и заднюю кромки. Руль состоит из последовательно расположенных монопланной и выполненной в виде пространственной рамки бипланной несущих поверхностей, которые жестко связаны бортовой и концевой боковыми стойками и установлены на оси вращения, выполненной на бортовой боковой стойке и расположенной в плоскости симметрии профиля аэродинамического руля. Плоскость симметрии бипланной несущей поверхности совпадает с плоскостью симметрии профиля монопланной несущей поверхности, выполненной с углом стреловидности передней кромки величиной 55...65° и углом стреловидности задней кромки величиной 43...47°. Бипланная поверхность выполнена с углом стреловидности передних кромок, равным углу стреловидности задней кромки монопланной несущей поверхности, и углом стреловидности задних кромок величиной 5...30°. При использовании изобретения повышается эффективность аэродинамического управления ракетой в области дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета. 3 ил.

RU 2289779 C1

RU 2289779 C1

RU 2289779 C1



$\psi = 55 \ldots 65°$ $\varphi = 43 \ldots 47°$ $\gamma = 5 \ldots 30°$

$\Delta \leq 0{,}1 (b_1 + b_2)$ $b_1 = (0{,}8 \ldots 1{,}2)\, b_2$ $L = (0{,}35 \ldots 0{,}55)\, b$ $h \geq 0{,}35\, b_2$

Фиг. 1

RU 2289779 C1

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 289 779** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F42B 15/00 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2005115676/02, 23.05.2005**

(24) Effective date for property rights: **23.05.2005**

(45) Date of publication: **20.12.2006 Bull. 35**

Mail address:
300001, g.Tula, ul. Shcheglovskaja zaseka, GUP "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija", zam.glavnogo inzhenera A.V.Morozovu

(72) Inventor(s):
Shipunov Arkadij Georgievich (RU),
Kuznetsov Vladimir Markovich (RU),
Fimushkin Valerij Sergeevich (RU),
Sotnikov Valerij Aleksandrovich (RU),
Evteev Konstantin Petrovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)

(54) AERODYNAMIC CONTROL SURFACE OF GUIDED MISSILE

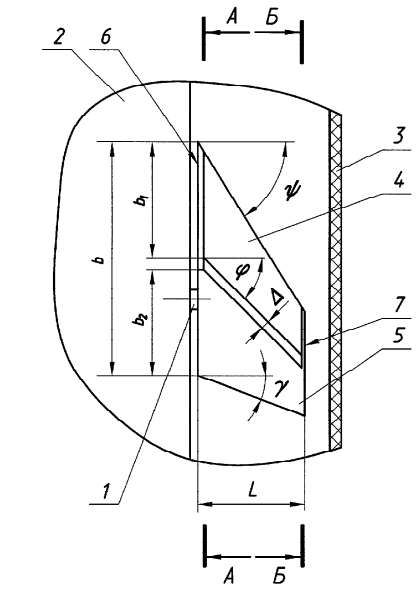
(57) Abstract:

FIELD: armament.

SUBSTANCE: the aerodynamic control surface of guided missile installed on a shaft has swept leading and trailing edges. The control surface consists of successively positioned monoplane and biplane lifting surfaces made in the form of a spatial frame, which are rigidly coupled by the on-board and terminal side struts and installed on the rotary shaft made on the on-board side strut located in the plane of symmetry of the profile of the aerodynamic control surface. The plane of symmetry of the biplane lifting surface coincides with the plane of symmetry of the profile of the monoplane lifting surface made with a leading-edge sweep angle of 55 to 65 deg. and a trailing-edge sweep angle of 43 to 47 deg. The biplane surface is made with a leading-edge sweep angle equal to the trailing-edge sweep angle of 5 to 30 deg.

EFFECT: enhanced efficiency of missile aerodynamic control at the subsonic and supersonic flight speeds.

3 dwg



$\psi = 55 \ldots 65°$ $\varphi = 43 \ldots 47°$ $\gamma = 5 \ldots 30°$
$\Delta \leq 0{,}1\,(b_1 + b_2)$ $b_1 = 10{,}8 \ldots 1{,}2\,b_2$ $L = 10{,}35 \ldots 0{,}55\,b$ $h \geq 0{,}35\,b_2$

Фиг2. 1

RU 2289779 C1

RU 2289779 C1

Предлагаемое изобретение относится к области ракетостроения и может быть использовано в качестве аэродинамического руля управляемых ракет систем и комплексов высокоточного оружия.

Известен поворотный аэродинамический руль, выполненный в виде монопланной несущей поверхности со стреловидными передней и задней кромками (А.А.Лебедев, Л.С.Чернобровкин. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973, с.48, таблица 1.4 - Рули типа поворотного оперения).

Расширение области тактических задач и повышение эффективности применения управляемых ракет предопределяет постоянное увеличение могущества их боевых частей и расширение диапазона скоростей полета, что обусловливает тенденцию к увеличению их габаритов и массы. Как следствие этого, возникает необходимость увеличения потребных управляющих усилий, создаваемых аэродинамическими рулями.

Увеличение управляющего усилия поворотного аэродинамического руля связано с увеличением его площади в плане. Однако в управляемой ракете, когда размах аэродинамического руля конструктивно ограничен расстоянием между корпусом головной части ракеты и стенкой пускового контейнера, увеличение площади аэродинамического руля в плане возможно только за счет увеличения его хорды. Это приводит к возрастанию шарнирного аэродинамического момента, нагружающего рулевой привод. Возрастание нагрузки на рулевой привод обусловливает увеличение его потребной мощности и габаритов, что ухудшает габаритно-массовые характеристики управляемой ракеты.

Задача предлагаемого изобретения - повышение эффективности аэродинамического управления ракетой в области дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета при снижении шарнирной аэродинамической нагрузки на рулевой привод.

Решение поставленной задачи в поворотном аэродинамическом руле управляемой ракеты, устанавливаемом на оси и имеющем стреловидные переднюю и заднюю кромки, достигается тем, что он состоит из последовательно расположенных монопланной и выполненной в виде пространственной рамки бипланной несущих поверхностей, которые жестко связаны бортовой и концевой боковыми стойками и установлены на оси вращения, выполненной на бортовой боковой стойке и расположенной в плоскости симметрии профиля аэродинамического руля. Плоскость симметрии бипланной несущей поверхности совпадает с плоскостью симметрии профиля монопланной несущей поверхности. Монопланная несущая поверхность выполнена с углом стреловидности передней кромки величиной 55...65° и углом стреловидности задней кромки величиной 43...47°, а бипланная - с углом стреловидности передних кромок, равным углу стреловидности задней кромки монопланной несущей поверхности, и углом стреловидности задних кромок величиной 5...30°. Отношение длины бортовой хорды монопланной несущей поверхности к длине бортовой хорды бипланной несущей поверхности составляет величину 0,8...1,2. Между задней кромкой монопланной несущей поверхности и плоскостью передних кромок бипланной несущей поверхности образован зазор величиной не более 0,1 от суммы длин их бортовых хорд. Отношение размаха аэродинамического руля к его бортовой хорде составляет величину 0,35...0,55, а межплановое расстояние бипланной несущей поверхности имеет величину не менее 0,35 от длины ее бортовой хорды.

Проведено сравнение аэродинамических характеристик заявляемого аэродинамического руля с аэродинамическими характеристиками аэродинамического руля в виде монопланной несущей поверхности. При этом сравниваемые аэродинамические рули имели одинаковые форму и площадь в плане. Испытания проведены в аэродинамической трубе ЦАГИ на модели управляемой ракеты, состоящей из оживальной головной части и цилиндрического корпуса, закрепленного на державке. Измерения аэродинамических сил и моментов испытуемых аэродинамических рулей осуществлялись внутримодельными тензовесами.

Результаты испытаний показывают, что в исследованном диапазоне скоростей, соответствующем числам Маха $0{,}62 \le M \le 3{,}25$, заявляемый аэродинамический руль имеет на 15-20% большую эффективность управления и на 30-40% меньший шарнирный аэродинамический момент.

Конструкция заявляемого аэродинамического руля представлена на фиг.1, 2 и 3, где приняты следующие обозначения:

b - бортовая хорда аэродинамического руля;

b_1 - бортовая хорда монопланной несущей поверхности;

b_2 - бортовая хорда бипланной несущей поверхности;

Δ - зазор между задней кромкой монопланной несущей поверхности и плоскостью передних кромок бипланной несущей поверхности;

L - размах аэродинамического руля;

ψ - угол стреловидности передней кромки монопланной несущей поверхности;

φ - угол стреловидности задней кромки монопланной несущей поверхности;

γ - угол стреловидности задних кромок бипланной несущей поверхности.

На фиг.1 изображены часть корпуса и пускового контейнера ракеты с аэродинамическим рулем в плане, на фиг.2 - разрез А-А по бортовой хорде аэродинамического руля, а на фиг.3 - разрез Б-Б по концевой хорде аэродинамического руля.

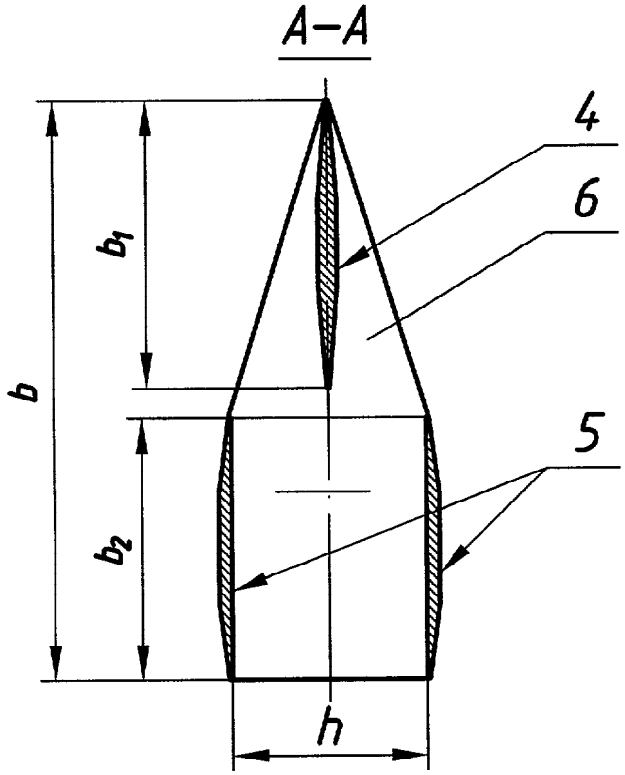
Аэродинамический руль установлен на оси 1 между корпусом 2 ракеты и стенкой пускового контейнера 3 и состоит из монопланной 4 и бипланной 5 несущих поверхностей, жестко связанных боковыми бортовой 6 и концевой 7 стойками. Ось 1 выполнена на боковой бортовой стойке 6 и связана с рулевым приводом ракеты.

Работа заявляемого устройства происходит следующим образом. Управляющая аэродинамическая сила возникает при обтекании аэродинамического руля воздушным потоком в процессе полета ракеты и зависит от угла его поворота относительно корпуса 2 ракеты. Рулевой привод осуществляет поворот оси 1, а следовательно, и аэродинамического руля в соответствии с командой системы управления ракеты.

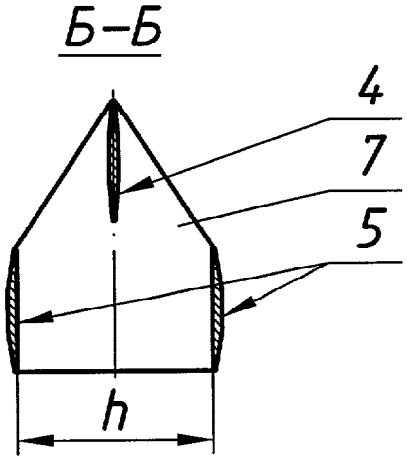
Таким образом, заявляемый аэродинамический руль управляемой ракеты обеспечивает повышение эффективности аэродинамического управления в области дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета при снижении шарнирной аэродинамической нагрузки на рулевой привод за счет его выполнения в виде комбинации монопланной и бипланной несущих поверхностей при определенных соотношениях размеров и формах в плане.

Формула изобретения

Аэродинамический руль управляемой ракеты, устанавливаемый на оси и имеющий стреловидные переднюю и заднюю кромки, отличающийся тем, что он состоит из последовательно расположенных монопланной и выполненной в виде пространственной рамки бипланной несущих поверхностей, которые жестко связаны бортовой и концевой боковыми стойками и установлены на оси вращения, выполненной на бортовой боковой стойке и расположенной в плоскости симметрии профиля аэродинамического руля, при этом плоскость симметрии бипланной несущей поверхности совпадает с плоскостью симметрии профиля монопланной несущей поверхности, монопланная несущая поверхность выполнена с углом стреловидности передней кромки величиной $55 \div 65^\circ$ и углом стреловидности задней кромки величиной $43 \div 47^\circ$, а бипланная - с углом стреловидности передних кромок, равным углу стреловидности задней кромки монопланной несущей поверхности, и углом стреловидности задних кромок величиной $5 \div 30^\circ$, отношение длины бортовой хорды монопланной несущей поверхности к длине бортовой хорды бипланной несущей поверхности составляет величину $0{,}8 \div 1{,}2$, между задней кромкой монопланной несущей поверхности и плоскостью передних кромок бипланной несущей поверхности образован зазор величиной не более 0,1 от суммы длин их бортовых хорд, причем отношение размаха аэродинамического руля к его бортовой хорде составляет величину $0{,}35 \div 0{,}55$, а межплановое расстояние бипланной несущей поверхности имеет величину не менее 0,35 от длины ее бортовой хорды.



Фиг. 2



Фиг. 3