РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 295 697** (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: **2005127701/02, 05.09.2005**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
**05.09.2005**

(45) Опубликовано: **20.03.2007 Бюл. № 8**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2110755 C1, 10.05.1998. RU 2103651 C1, 27.01.1998. WO 0075601 A1, 14.12.2000. US 5431106 A, 11.07.1995. JP 4158198 A, 01.06.1992.**

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

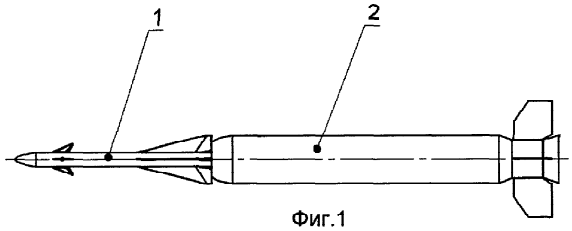
(72) Автор(ы):
**Кузнецов Владимир Маркович (RU),**
**Жуков Владимир Петрович (RU),**
**Алексеев Александр Николаевич (RU),**
**Корнеичев Александр Вячеславович (RU)**

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

## (54) РАКЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области вооружения. Ракета содержит подкалиберную маршевую ступень с лопастями оперения, закрепленными на ее корпусе, и отделяемый двигатель, телескопически соединенный с кормовой частью корпуса маршевой ступени. На задних частях лопастей оперения у бортовой хорды шарнирно закреплены закрылки, выполненные с продольными пазами, охватывающими задние кромки лопастей оперения. Передняя часть двигателя снабжена опорными поверхностями, выполненными с возможностью взаимодействия с расположенными параллельно задним кромкам лопастей оперения опорными поверхностями закрылков. При использовании изобретения повышаются тактико-технические характеристики ракеты. 5 ил.




Фиг.1

RU 2295697 C1

RU 2295697 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 295 697** (13) **C1**

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

# (12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2005127701/02, 05.09.2005**

(24) Effective date for property rights: **05.09.2005**

(45) Date of publication: **20.03.2007 Bull. 8**

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

(72) Inventor(s):
**Kuznetsov Vladimir Markovich (RU),**
**Zhukov Vladimir Petrovich (RU),**
**Alekseev Aleksandr Nikolaevich (RU),**
**Korneichev Aleksandr Vjacheslavovich (RU)**

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

## (54) ROCKET

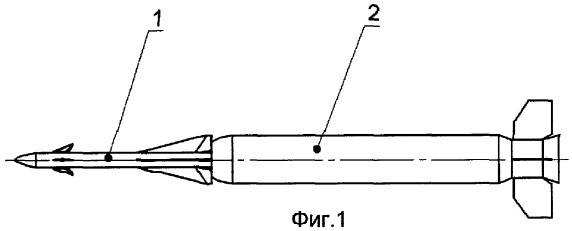
(57) Abstract:

FIELD: armament.

SUBSTANCE: the rocket has a subcaliber sustainer stage with fairing blades fastened on its body, and a separable engine telescope joined to the aft of the sustainer stage body. Flaps made with longitudinal grooves enveloping the trailing edges of the fairing blades are hinge-joined on the trailing edges of the fairing blades near the board chord. The engine front section is provided with bearing surfaces for engagement with the bearing surfaces of the flaps, they are made for engagement with the bearing surfaces of the flaps positioned in parallel with the trailing edges of the fairing blades.

EFFECT: enhanced operating characteristics of the rocket.

5 dwg




Фиг.1

RU 2295697 C1

RU 2295697 C1

Предлагаемое изобретение относится к области ракетной техники.

Известно метательное устройство, содержащее подкалиберную маршевую ступень с оперением в виде лопастей, закрепленных на подвижной обойме с замком, и калиберный разгонный двигатель. Маршевая ступень перемещается относительно двигателя и лопастей, затем лопасти на ней фиксируются (Заявка WO 0075601 A1, 7 F 42 B 15/36, 15/00).

Недостаток такой конструкции - большой пассивный вес узла стыковки и фиксации крыльев, сложность конструкции, т.к. такой механизм требует подвижной части - обоймы, на которой фиксируются крылья, узлов ее фиксации, в частности замков, уплотнений и проточек в двигателе. Кроме того, сложность конструкции снижает надежность.

Ближайшим аналогом (прототипом) данного предлагаемого изобретения является двухступенчатая вращающаяся по крену ракета, содержащая разгонный двигатель с косопоставленным оперением стабилизатора, оперенную подкалиберную головную ступень и переходной обтекатель, причем оперение головной ступени установлено относительно продольной оси под углом, меньшим угла поворота перьев стабилизатора, при этом задние кромки перьев оперения головной ступени размещены в пазах, выполненных в передней части обтекателя (Патент Российской Федерации №2110755, МПК 6 F 42 B 10/14).

Устройство просто по конструкции и надежно в работе, однако имеет недостаток в ограничении длины, на которую можно вдвинуть маршевую ступень, т.к. увеличение этой длины может быть только при перемещении крыльев к носовой части ракеты, что приведет к ухудшению показателей центровочных и аэродинамических характеристик.

Задачей данного предлагаемого изобретения является повышение тактико-технических характеристик ракеты за счет уменьшения габаритов по длине стартовой ступени.

Для решения поставленной задачи в ракете, содержащей подкалиберную маршевую ступень с лопастями оперения, закрепленными на ее корпусе, и отделяемый двигатель, телескопически соединенный с кормовой частью корпуса маршевой ступени, на задних частях лопастей оперения у бортовой хорды шарнирно закреплены закрылки, снабженные продольными пазами, охватывающими задние кромки лопастей оперения, при этом передняя часть двигателя снабжена опорными поверхностями, выполненными с возможностью взаимодействия с расположенными параллельно задним кромкам лопастей оперения опорными поверхностями закрылков. За счет использования закрылков можно уменьшить габариты по длине стартовой ступени или увеличить полезную нагрузку в существующих габаритах. За счет вдвинутой маршевой ступени в двигатель на большее расстояние увеличивается жесткость стартовой ступени.

Предлагаемое изобретение поясняется графическими материалами. На фигурах изображено:

Фиг.1 - ракета;

Фиг.2- увеличенный местный вид стартовой ступени в разрезе;

Фиг.3 - закрылок;

Фиг.4 - закрылок в разрезе;

Фиг.5 - маршевая ступень после разделения.

Ракета состоит из:

1 - маршевая ступень, 2 - двигатель, 3 - опорная поверхность закрылка, 4 - закрылок, 5 - задняя часть лопастей оперения, 6 - продольный паз закрылка, 7 - опорная поверхность двигателя.

Устройство работает следующим образом.

На стартовом участке полета маршевая ступень 1 удерживается в двигателе 2. При этом опорные поверхности 3 закрылков 4, шарнирно закрепленных на задних частях лопастей оперения 5, у бортовой хорды, и обхватывающих их продольными пазами 6, взаимодействуют с опорными поверхностями двигателя 7. После разделения ступеней закрылки под воздействием набегающего потока воздуха поворачиваются до упора в корпус маршевой ступени, увеличивая площадь оперения и тем самым обеспечивая дополнительную подъемную силу оперения.

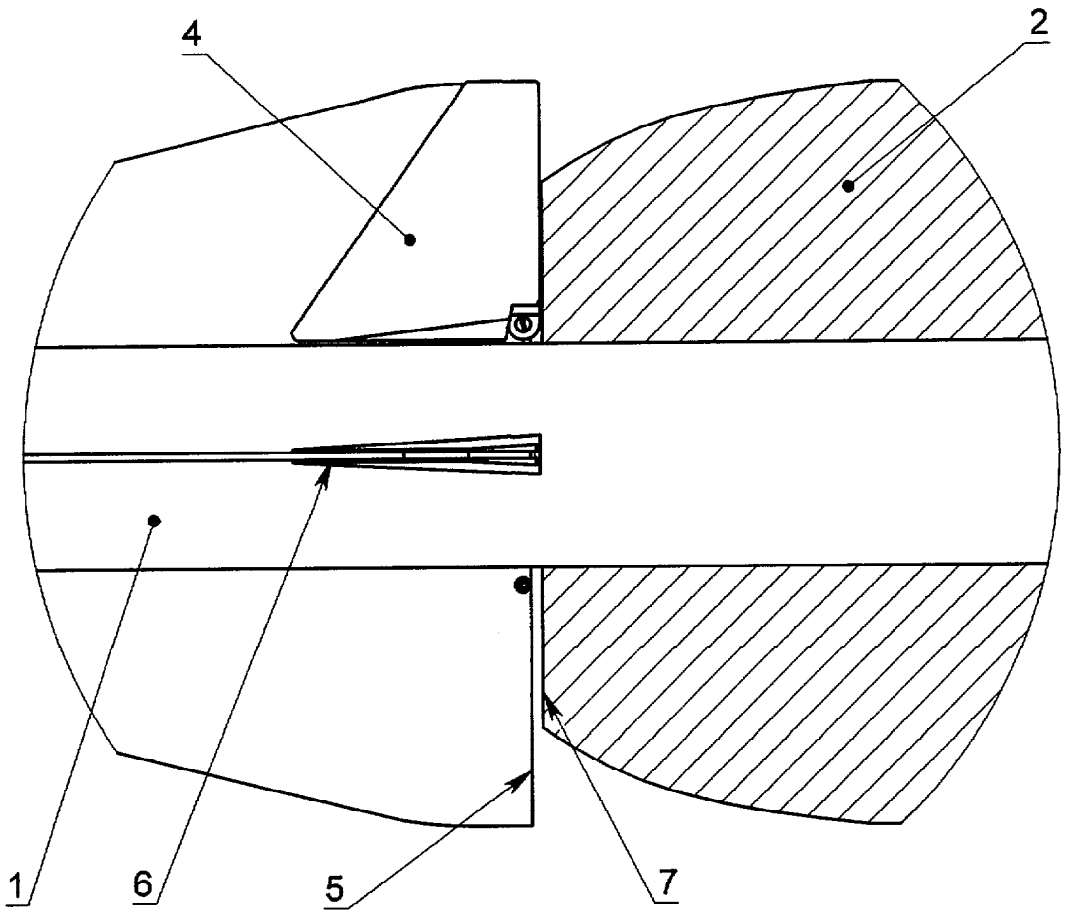
Таким образом, предлагаемое изобретение позволяет:

- уменьшить габариты по длине стартовой ступени на расстояние X (Фиг.5) или увеличить полезную нагрузку в существующих габаритах;
- увеличить жесткость стартовой ступени за счет вдвинутой маршевой ступени в двигатель на расстояние X (Фиг.5).

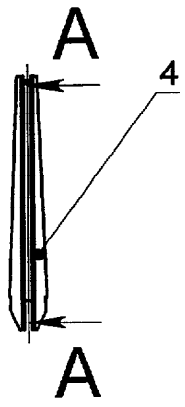
Все это, в конечном итоге, позволяет повысить ТТХ ракеты.

## Формула изобретения

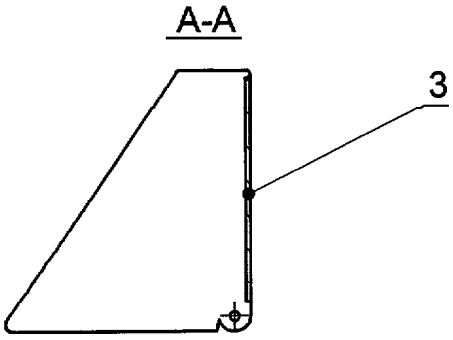
Ракета, содержащая подкалиберную маршевую ступень с лопастями оперения, закрепленными на ее корпусе, и отделяемый двигатель, телескопически соединенный с кормовой частью корпуса маршевой ступени, отличающаяся тем, что на задних частях лопастей оперения у бортовой хорды шарнирно закреплены закрылки, выполненные с продольными пазами, охватывающими задние кромки лопастей оперения, при этом передняя часть двигателя снабжена опорными поверхностями, выполненными с возможностью взаимодействия с расположенными параллельно задним кромкам лопастей оперения опорными поверхностями закрылков.



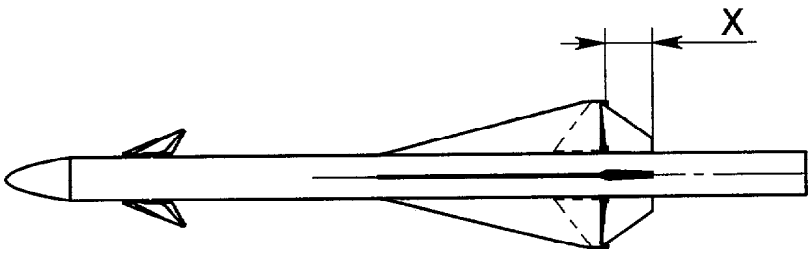

Фиг.2




Фиг. 3




Фиг.4




Фиг.5