



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2003118470/02, 18.06.2003

(24) Дата начала действия патента: 18.06.2003

(45) Опубликовано: 27.02.2005 Бюл. № 6

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2108537 C1, 10.04.1998. RU 2127418 C1, 10.03.1999. US 5005781 A, 09.04.1991. US 3754507 A, 28.08.1973. GB 1331046 A, 19.09.1973. DE 1800776 A1, 06.08.1970. EP 0335761 A1, 04.10.1989.

Адрес для переписки:

300001, г.Тула, ул. Щегловская засека, ГУП
"Конструкторское бюро приборостроения"

(72) Автор(ы):

Жуков В.П. (RU),
Коликов В.А. (RU),
Кузнецов В.М. (RU),
Худяков В.И. (RU)

(73) Патентообладатель(ли):

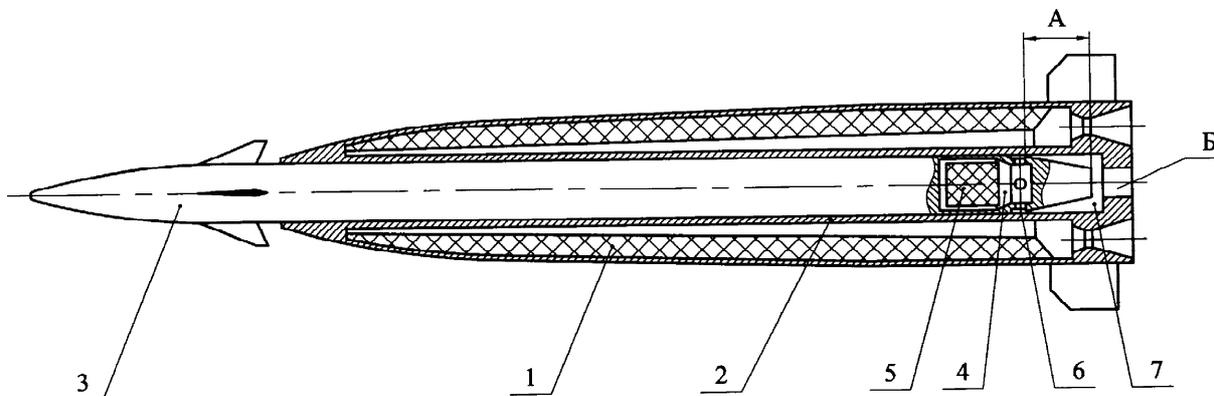
Государственное унитарное предприятие
"Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

(54) РАКЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано в малогабаритных ракетных комплексах. Сущность изобретения заключается в том, что ракета содержит двигатель, снабженный ствольной установкой, размещенной внутри двигателя по его продольной оси, в которой установлен отделяемый на траектории снаряд, калибр которого меньше калибра двигателя, и метательный заряд. Метательный заряд размещен в полости, выполненной в задней части снаряда. Задняя часть наружной поверхности снаряда выполнена

переменного сечения с обнижением в сторону заднего торца. Полость с метательным зарядом выполнена сообщающейся посредством газопроводов с обниженной поверхностью снаряда. Выходы газопроводов расположены симметрично по поперечному сечению корпуса снаряда, а донная часть ствольной установки сообщается с атмосферой посредством канала, площадь которого меньше площади поперечного сечения ствола. Реализация изобретения позволяет снизить массу ракеты и уровень перегрузок, действующих на снаряд. 2 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2003118470/02, 18.06.2003**

(24) Effective date for property rights: **18.06.2003**

(45) Date of publication: **27.02.2005 Bull. 6**

Mail address:

**300001, g.Tula, ul. Shcheglovskaja zaseka, GUP
"Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"**

(72) Inventor(s):

**Zhukov V.P. (RU),
Kolikov V.A. (RU),
Kuznetsov V.M. (RU),
Khudjakov V.I. (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Gosudarstvennoe unitarnoe predpriyatie
"Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)**

(54) **ROCKET**

(57) Abstract:

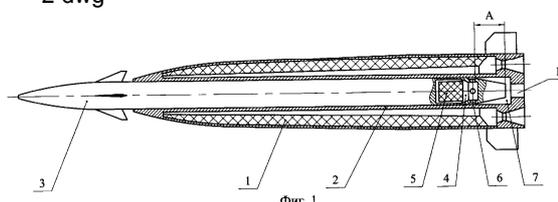
FIELD: rocketry applicable in small-sized rocket complexes.

SUBSTANCE: the rocket has an engine provided with a barrel installation located inside the engine in its longitudinal axis, in which a projectile separated in the trajectory is installed, the projectile caliber is less than the engine caliber, and a propellant charge. The propellant charge is positioned in a cavity made in the projectile rear section. The rear section of the projectile outer surface has a variable section with a reduction to the rear end face. The cavity with the propellant charge communicates through gas vents with the reduced surface of the projectile. The gas vent

outlets are positioned symmetrically in the cross section of the projectile body, and the bottom section of the barrel installation communicates with the atmosphere through a passage, whose area is less than the barrel cross-section area.

EFFECT: reduced mass of the rocket and the level of overloads acting on the projectile.

2 dwg



Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано в малогабаритных ракетных комплексах.

Известна ракета [1], принятая авторами за аналог, содержащая отделяемый стартовый двигатель, телескопически соединенный с кормовой частью маршевой ступени, калибр которой меньше калибра двигателя, посредством цилиндрического посадочного гнезда на переднем торце двигателя. Конструкция аналога обеспечивает сокращение длины снаряда. Разделение маршевой ступени и двигателя происходит после окончания работы двигателя за счет разности аэродинамических сил, действующих на маршевую ступень и корпус двигателя.

Недостаток конструкции аналога заключается в том, что при разделении за счет разности аэродинамических сил относительная скорость маршевой ступени и двигателя невелика. При наличии боковых сил в момент отделения двигателя импульс боковой возмущающей силы прямо пропорционален времени ее действия, а время взаимодействия маршевой ступени и двигателя в этом случае значительное. В управляемом полете при наличии угла атаки это может привести к большим возмущениям маршевой ступени. В результате в момент разделения маршевая ступень может выйти из поля зрения луча системы управления.

Известна ракета [2], конструкция которой является наиболее близким техническим решением к предлагаемому изобретению и принятая авторами в качестве прототипа. Она содержит двигатель, снабженный ствольной установкой, размещенной по ее продольной оси, в которой установлен метательный заряд и отделяемый снаряд, калибр которого меньше калибра двигателя. Отделение снаряда от двигателя осуществляется активным способом за счет сжигания метательного заряда, что значительно сокращает время взаимодействия двигателя и снаряда и обеспечивает малые возмущения в момент разделения за счет уменьшения импульса боковых сил.

Однако при разделении активным способом в заснарядном объеме при сжигании метательного заряда создается высокое давление, при этом снаряд испытывает значительные продольные перегрузки, возрастающие от нуля до максимального значения в течение короткого времени, за которое сгорает метательный заряд. Все это ведет к тому, что для обеспечения прочности ствола и снаряда они должны иметь значительную массу, что ведет к росту пассивной массы всей ракеты.

Задачей предлагаемого изобретения является снижение массы конструкции ракеты и уровня перегрузок, действующих на снаряд.

Техническое решение заключается в том, что в ракете, содержащей двигатель, снабженный ствольной установкой, размещенной внутри двигателя по его продольной оси, в которой установлен отделяемый на траектории снаряд, калибр которого меньше калибра двигателя и метательный заряд, метательный заряд размещен в полости, выполненной в задней части снаряда. Задняя часть наружной поверхности снаряда выполнена переменного сечения с обнижением в сторону заднего торца, при этом полость с метательным зарядом выполнена сообщающейся посредством газопроводов с обниженной поверхностью снаряда. Выходы газопроводов расположены симметрично по поперечному сечению корпуса снаряда, а донная часть ствольной установки сообщается с атмосферой посредством канала, площадь которого меньше площади поперечного сечения ствола.

Такое решение позволяет производить процесс разделения активно-реактивным способом, что существенно снижает осевые перегрузки, действующие на снаряд, что позволяет в свою очередь снизить пассивную массу конструкции. Размещение заряда в полости отделяемого снаряда несколько увеличивает его массу и незначительно снижает скорость при разделении, но при этом значительно снижается давление в стволе, что позволяет уменьшить толщину его стенки и уменьшить тем самым его массу. При таком перераспределении массы уменьшаются потери кинетической энергии снаряда после отделения от него двигателя, благодаря чему может быть увеличена дальность полета снаряда.

Сущность предлагаемого изобретения поясняется схемой ракеты перед разделением,

представленной на фиг.1, и схемой процесса разделения снаряда и двигателя, представленной на фиг.2.

5 Ракета (фиг.1) содержит двигатель 1 со ствольной установкой 2, в которой установлен отделяемый снаряд 3, калибр которого меньше калибра двигателя. Снаряд снабжен полостью 4, выполненной в его задней части, в которой размещен метательный заряд 5. Задняя часть снаряда А выполнена конической. Полость 4 с размещенным в ней метательным зарядом 5 сообщается посредством газопроводов 6 с обниженной поверхностью снаряда 3, донная часть 7 ствольной установки сообщается с атмосферой посредством канала Б, площадь которого меньше площади поперечного сечения ствола.

10 Устройство работает следующим образом.

В полете при работе двигателя 1 боковая стенка ствола 2 испытывает сжимающее усилие со стороны продуктов сгорания в камере двигателя, которое передается на корпус снаряда 3. Это позволяет частично разгрузить стенку ствола и обеспечить ее устойчивость при меньшей толщине. Отделение снаряда 3 происходит после окончания работы 15 двигателя 1. При этом в момент спада тяги в конце работы двигателя, например, по сигналу инерционного замыкателя поджигается заряд 5, размещенный в полости 4 снаряда 3. Продукты сгорания заряда истекают через газопроводы 6 на обниженную часть корпуса снаряда А, которая образует со стенками ствольной установки кольцевое реактивное сопло с внешним расширением (штыревое сопло). Продукты сгорания метательного заряда 5 при 20 течения вдоль стенки ствола создают силу трения, увеличивающую скорость отделения двигателя. При истечении из заснарядного пространства в атмосферу через канал Б продукты сгорания метательного заряда, тормозясь перед входом в канал Б, площадь которого меньше площади поперечного сечения ствола, создают дополнительную силу, также увеличивающую скорость отделения двигателя. Симметричное размещение выходов 25 газопроводов практически полностью исключает боковое воздействие газов на снаряд после разделения в случае неполного сгорания метательного заряда.

Разгрузка корпуса ствольной установки на корпус снаряда и использование для разделения двигателя и снаряда принципа активно-реактивного метания позволяет 30 существенно снизить вес ствольной установки, а следовательно, пассивный вес ракеты. Размещение полости с метательным зарядом внутри снаряда позволяет увеличить его инерционность, а следовательно, уменьшить чувствительность к боковым возмущениям при разделении, при этом кинетическая энергия снаряда после разделения уменьшается незначительно по сравнению с конструкцией, в которой метательный заряд размещен непосредственно в заснарядном пространстве (активный принцип метания).

35 Таким образом, в предлагаемом техническом решении обеспечиваются минимальные возмущения снаряда в процессе отделения двигателя за счет использования активно-реактивной системы разделения при минимальной массе конструкции ракеты и уровне осевых перегрузок, действующих на снаряд в процессе отделения двигателя. Последнее обстоятельство благоприятно сказывается на функционировании 40 гироскопических и инерциальных приборов управляемого снаряда.

Источники информации

1. Патент RU №2127418, опубликован 10.03.99 г., бюл. №7.

2. Патент RU №2108537, опубликован 10.04.98 г., бюл. №10.

45 **Формула изобретения**

Ракета, содержащая двигатель, снабженный ствольной установкой, размещенной внутри двигателя по его продольной оси, в которой установлен отделяемый на траектории снаряд, калибр которого меньше калибра двигателя, и метательный заряд, отличающаяся тем, что метательный заряд размещен в полости, выполненной в задней части снаряда, задняя 50 часть наружной поверхности снаряда выполнена переменного сечения с обнижением в сторону заднего торца, при этом полость с метательным зарядом выполнена сообщаемой посредством газопроводов с обниженной поверхностью снаряда, выходы газопроводов расположены симметрично по поперечному сечению корпуса снаряда, а донная

часть ствольной установки сообщается с атмосферой посредством канала, площадь которого меньше площади поперечного сечения ствола.

5

10

15

20

25

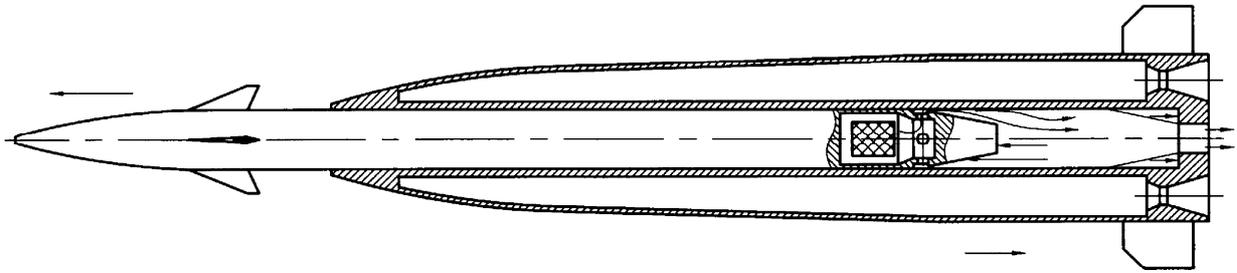
30

35

40

45

50



Фиг. 2