РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 357 201** (13) **C2**

(51) МПК
F42B 15/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2007125992/02, 10.07.2007**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
10.07.2007

(43) Дата публикации заявки: **20.01.2009**

(45) Опубликовано: **27.05.2009** Бюл. № **15**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2295697 C1, 20.03.2007. RU 2284460 C1, 27.09.2006. RU 2081036 C1, 10.06.1997. RU 2090461 C1, 20.09.1997. RU 2251063 C1, 27.04.2005.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, ГУП "Контрукторское бюро приборостроения"

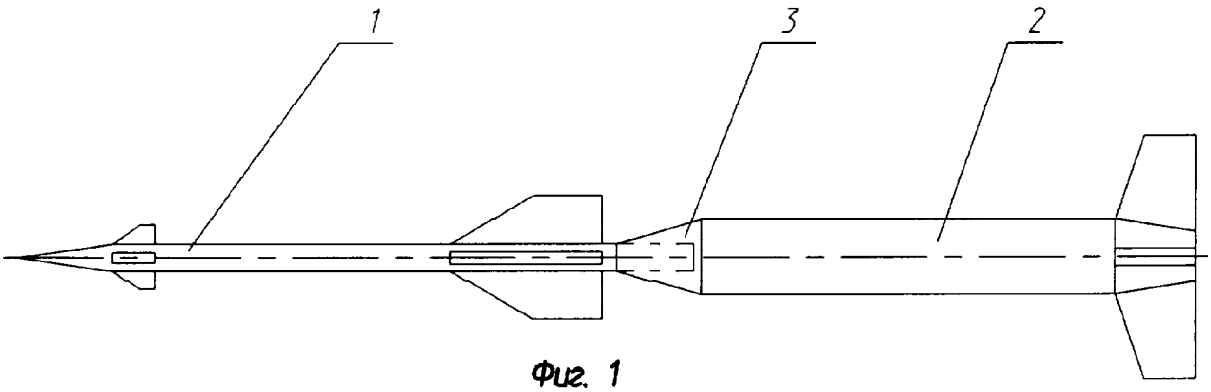
(72) Автор(ы):
Комиссаренко Александр Иванович (RU),
Кузнецов Владимир Маркович (RU)

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

(54) ДВУХСТУПЕНЧАТАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники, в частности к конструкции многоступенчатых ракет. Двухступенчатая управляемая ракета содержит отделяемую маршевую ступень, стартовый двигатель с блоком стабилизаторов и механизм разделения. Для повышения надежности ракеты, упрощения наземной аппаратуры управления и исключения возможности падения стартового двигателя вне зоны войск противника соотношение массы маршевой ступени и массы стартового двигателя без учета топлива должно быть определенным. Приводится зависимость для определения указанного соотношения. 2 ил.



Фиг. 1

RU 2357201 C2

RU 2357201 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 357 201** (13) **C2**

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

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2007125992/02, 10.07.2007**

(24) Effective date for property rights:
10.07.2007

(43) Application published: **20.01.2009**

(45) Date of publication: **27.05.2009 Bull. 15**

Mail address:
300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, GUP "Kontruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Komissarenko Aleksandr Ivanovich (RU),
Kuznetsov Vladimir Markovich (RU)

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

(54) TWO-STAGE GUIDED MISSILE

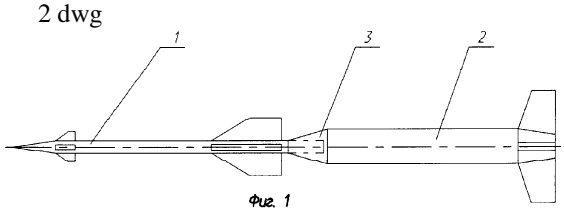
(57) Abstract:

FIELD: weapons.

SUBSTANCE: invention concerns missile technology, particularly multistage missile construction. Two-stage guided missile includes separable march stage, launching engine with stabiliser unit, and separation device. To improve missile reliability, simplify land controls and prevent launching engine fall outside the zone of enemy troops, weight ratio of march stage and launching engine without fuel should be defined. Invention claims dependency for defining the indicated ratio.

EFFECT: improved missile reliability, simplified land controls and prevented fall of launching engine outside the zone of enemy troops.

2 dwg



Фиг. 1

RU 2357201 C2

RU 2357201 C2

Настоящее предлагаемое изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано в конструкции многоступенчатых ракет.

Известно большое количество ракет ("Исследовательские и метеорологические ракеты мира", Ленинград, Гидрометеоиздат, 1979 г. В.Н.Гринберг, А.А.Позин, В.В.Соболева, В.Г.Хвостов, А.А.Шидловский), состоящих из двух взаимосвязанных ступеней: стартовой и маршевой, механизма разделения.

Баллистические характеристики: дальность, скорость функции времени для ракет с отделяемым и неотделяемым стартовым двигателем отличаются на марлевом участке (с неработающим двигателем). Причем для ракеты с отделяемым стартовым двигателем больше, чем с присоединенным двигателем.

Наиболее близким для предлагаемого технического решения являются ракеты малой, средней и большой дальностей, например "Терьер" ("Зенитные ракетные и ракетно-пушечные комплексы капиталистических стран") под редакцией академика Е.А.Федосова, 1986 г., стр.91, рис.2.1. Ракеты состоят из маршевой ступени отделяемого стартового двигателя с блоком стабилизаторов и переходным конусом, механизма разделения. Во время разделения при срабатывании механизма разделения стартовый двигатель с жестко связанным переходным конусом и блоком стабилизаторов сходит с маршевой ступени. Основным недостатком данного устройства является то, что баллистические характеристики: скорость, дальность ракеты с отделяемым стартовым двигателем превосходят баллистические характеристики ракеты на пассивном участке, с неотделяемым двигателем. Отличие баллистических характеристик на пассивном участке для двух вариантов ракет: с неотделяемым и отделяемым стартовыми двигателями приводит к усложнению наземной аппаратуры управления - вводом дополнительных блоков для реализции баллистических и динамических характеристик ракеты.

Задачей настоящего изобретения является: равенство баллистических характеристик ракеты на пассивном участке полета с отделяемым и неотделяемым стартовыми двигателями, упрощение наземной аппаратуры управления.

Указанная задача достигается тем, что двухступенчатая управляемая ракета содержит отделяемую марлевую ступень, стартовый двигатель с блоком стабилизаторов и механизм разделения, отличается тем, что марлевая ступень и стартовый двигатель выполнены с обеспечением соотношения их масс после отделения стартового двигателя по зависимости:

где

$$\frac{m_{м.ст}}{m_{дв}} = \frac{(2,0 \div 3,9)\left(\bar{c}^2 S_{кр} + \bar{c}_1^2 S_р + 0,0036 K_1 (2 - K_1) S_м S_g\right)}{\bar{C}_2^2 S_{ст}}, \qquad (1)$$

где $\bar{c} = \frac{h}{b_{акр}}$, $\bar{c}_1 = \frac{h_1}{b_{ар}}$, $\bar{c}_2 = \frac{h_2}{b_{аст}}$, $K_1 = 5\frac{\bar{S}_g}{\lambda}$, $\lambda = \frac{l_р}{D_м}$, $\bar{S}_g = \frac{S_g}{S_м}$.

$m_{м.ст.}$ - масса маршевой ступени;

$m_{дв}$ - масса двигателя без топлива;

$\bar{c}$, $\bar{c}_1$, $\bar{c}_2$ - относительные толщины крыльев, рулей, стабилизаторов;

h, h_1, h_2 - толщины профилей: крыльев, рулей, стабилизаторов;

λ - удлинение ракеты;

K_1 - коэффициент, учитывающий геометрические размеры ракеты;

$l_р$ - длина маршевой ступени;

$D_м$ - диаметр миделя маршевой ступени;

$S_м$ - площадь миделя маршевой ступени;

$S_р$, $S_{кр}$, $S_{ст}$ - площади рулей, крыльев, стабилизаторов;

$\bar{S}_д$ - относительная площадь дна маршевой ступени;

$S_д$ - площадь дна маршевой ступени;

$b_{аст}$, $b_{ар}$, $b_{акр}$ - длины бортовых хорд: стабилизатора, руля, крыла.

Двухступенчатая ракета представлена на фиг.1 и фиг.2. На фиг.1 представлена ракета в сборе; на фиг.2 - после разделения ступеней.

Две ступени: маршевая 1 и стартовая 2 через механизм разделения 3 соединены между собой. При стрельбе бикалиберными ракетами возникают проблемы, отделение или неотделение стартового двигателя. В первом варианте, в случае пролета ракеты, в зоне действия сил противника; во втором - вне зоны сил противника. Два варианта ракет с отделяемым и неотделяемым стартовым двигателем, при двух вариантах боевых действий, должны удовлетворять единому требованию, равенство баллистических характеристик на пассивном участке полета. Отличие в баллистических характеристиках приводит к невыполнению боевой здачи - промаху или усложнению наземной аппаратуры управления: центральной вычислительной системы.

В случае разделения двух ступеней процесс разделения происходит следующим образом:

при срабатывании механизма разделения 3 (после окончания работы двигателя) стартовая ступень 2 под аэродинамической нагрузкой сходит с маршевой ступени.

При варианте с неотделяемым стартовым двигателем маршевая ступень после окончания работы двигателя продолжает полет со стартовым двигателем.

Скорости на пассивном участке полета с отделяемым V_1 и неотделяемым V_2 стартовыми двигателями выражаются следующими зависимостями:

$$V_1 = V_0 e^{-\frac{C_{км.ст}\rho S_м}{2m_{м.ст}}S} \qquad (2)$$

$$V_2 = V_0 e^{-\frac{(C_{км.ст}+C_{кдв})\rho S_м}{2(m_{м.ст}+m_{дв})}S} \qquad (3)$$

(Л.Дэвис, Дж.Фоллин, Л.Блитцер "Внешняя баллистика ракет" Военн. Издат. МО СССР. М., 1961, стр.68).

В формулах (2), (3):

V_0 - скорость ракеты в момент окончания работы двигателя;

$C_{км.ст}$ - коэффициент лобового сопротивления маршевой ступени;

ρ - плотность воздуха;

$S_м$ - площадь миделя маршевой ступени;

S - путь;

$C_{кдв}$ - коэффициент лобового сопротивления двигателя.

При условии равенства баллистических характеристик на пассивном участке $V_1=V_2$ получим:

$$e^{-\frac{C_{км.ст}\rho S_м S}{2m_{м.ст}}} = e^{-\frac{(C_{км.ст}+C_{кдв})\rho S_м S}{2(M_{м.ст}+m_{дв})}} \qquad (4)$$

Логарифмируя выражение (4), получим:

$$\frac{C_{км.ст}}{m_{м.ст}} = \frac{(C_{км.ст} + C_{к.дв})}{m_{м.ст} + m_{дв}} \qquad (5)$$

Коэффициент лобового сопротивления $C_{км.ст}$ можно представить в виде:

$$C_{км.ст} = C_{кг.ч} + C_{кд} + C_{ктр.м.ст} + C_{кр} + C_{к.кр}, \qquad (6)$$

где $C_{кг.ч}$ - коэффициент лобового сопротивления головной части;

$C_{кд}$ - коэффициент донного сопротивления;

$C_{ктр.м.ст}$ - коэффициент сопротивления трения марлевой ступени;

$C_{кр}$ - коэффициент сопротивления рулей;

$C_{ккр}$ - коэффициент сопротивления крыльев.

В свою очередь коэффициенты $C_{кр.ч}$, $C_{кд}$, $C_{ктр.м.ст}$, $C_{кр}$, $C_{ккр}$ выражаются зависимостями:

$$C_{кг.ч} = (0,0016 + \frac{0,002}{к^2})(\beta_к)^{1/7}$$

$$C_{кд} = 0,85K_1(2 - K_1)K^{-2}\overline{S}_g;\ \overline{S}_g = \frac{S_g}{S_m};\ K_1 = K\frac{\overline{S}_g}{\lambda};$$

$$C_{ктр.м.ст} = C_{fм.ст}\frac{S_{тр.м.ст}}{S_м}$$

$$C_{fм.ст} = \frac{0,0395}{Re_{м.ст}^{0,145}}(1 + 0,12K^2)^{-\frac{1}{2}}; \qquad \ldots(7)$$

$$Re_{м.ст} = \frac{Kal_р}{\nu};$$

$$C_{к.кр} = \left(\frac{32\overline{c}}{3\sqrt{K^2 - 1}} + 4 \cdot 0,0135Re_{кр}^{-0,145}\right)^2 \frac{2S_{кр}}{S_м}$$

$$C_{кр} = \left(\frac{32\overline{c}_1}{3\sqrt{K^2 - 1}} + 4 \cdot 0,0135Re_{кр}^{-0,145}\right)^2 \frac{2S_р}{S_м}$$

$$Re_р = \frac{KaX_р}{\nu}$$

(В.Б.Байдаков, Иванов-Эмин Л.Н. Аэромеханика летательных аппаратов. М.: Машиностроение 1965, стр.153, 157; 155, 215).

Коэффициент лобового сопротивления двигателя:

$$C_{кдв} = C_{ктр.дв} + C_{кст} + C_{кк}, \qquad (8)$$

где $C_{ктр.дв}$ - коэффициент сопротивления трения двигателя;

$C_{кст}$ - коэффициент сопротивления стабилизаторов;

$C_{кк}$ - коэффициент сопротивления конуса.

Вышеприведенные коэффициенты сопротивления определяются зависимостями:

$$C_{ктр.дв} = C_{fтр.дв}\frac{S_{тр.дв}}{S_м}$$

$$S_{f\text{тр.дв}} = \frac{0,0395}{Re_{\text{дв}}^{0,145}}\left(1+0,12K^2\right)^{-\frac{1}{2}}$$

$$Re_{\text{дв}} = \frac{Kal_{\text{дв}}}{\nu} \qquad (9)$$

$$C_{\text{кст}} = \left(\frac{32\bar{C}_2}{3\sqrt{K^2-1}} + 4\cdot 0,0135Re_{\text{ст}}^{-0,145}\right)^2 \frac{2S_{\text{ст}}}{S_{\text{м}}}$$

$$Re_{\text{ст}} = \frac{KaX_{\text{ст}}}{\nu}$$

$$C_{\text{кк}} = \left(0,0016 + \frac{0,002}{K^2}\right)(\beta_{\text{кп}})^{1/7}$$

В приведенных зависимостях:

$Re_{\text{дв}}$, $Re_{\text{ст}}$, $R_{\text{кр}}$, $Re_{\text{м.ст}}$ - числа Рейнольдса двигателя, стабилизатора, руля маршевой ступени

ν - кинематический коэффициент вязкости;

a - скорость звука.

$C_{f\text{тр.дв}}$, $C_{f\text{м.ст}}$ - коэффициенты трения двигателя, маршевой ступени.

В приведенных аналитических зависимостях членами:

$$(0,0016 + \frac{0,002}{K^2})(\beta_{\text{к}})^{1/7};\ (0,0016 + \frac{0,002}{K^2})(\beta_{\text{кп}})^{1/7}$$

$$C_{f\text{ м.ст}}\frac{S_{\text{тр.м.ст}}}{S_{\text{м}}};\ C_{f\text{тр.дв}}\frac{S_{\text{тр.дв}}}{S_{\text{м}}}$$

$$4\cdot 0,0135Re_{\text{кр}}^{-0,145};\ 4\cdot 0,0135Re_{\text{р}}^{-0,145};\ 4\cdot 0,0135Re_{\text{ст}}^{-0,145}$$

пренебрегаем, так как их численное значение составляет (0,5-1,5)% от

$$\left(\frac{32\bar{C}}{3\sqrt{K^2-1}}\right)^2\frac{2S_{\text{кр}}}{S_{\text{м}}};\left(\frac{32\bar{C}_1}{3\sqrt{K^2-1}}\right)^2\frac{2S_{\text{р}}}{S_{\text{м}}};\left(\frac{32\bar{C}_2}{3\sqrt{K^2-1}}\right)^2\frac{2S_{\text{ст}}}{S_{\text{м}}};$$

и входит в допуск (2,0-3,9).

Подставив (7) в (6), (9) в (8), (6) в (8) в (5) и принимая во внимание данные экспериментальной отработки ракет, получим:

$$\frac{m_{\text{м ст}}}{F_{\text{м.дв}}} = (2,0-3,9) \qquad (10)$$

где

$$F = \frac{(\bar{c}^2 S_{\text{кр}} + \bar{c}_1^2 S_{\text{р}} + 0,0036K_1(2-K_1)S_{\text{м}}\bar{S}_{\text{g}}}{\bar{C}_2^2 S_{\text{ст}}}$$

$$K_1 = 5\frac{\bar{S}_{\text{g}}}{\lambda}$$

В аналитической зависимости (10) приведен экспериментальный коэффициент с диапазоном изменения (2,0-3,9) и при К равном 5. Диапазон изменения (2,0-3,9) установлен по экспериментальной отработке ракет комплексов: "Ползун","Тунгуска", "Панцирь", "Вихрь".

Анализ результатов показывает, что при стремлении соотношения (9) к нижнему пределу - снизу 2,0 или 3,9 сверху баллистические характеристики ракеты (в сборе и

головной части) отличаются больше чем на 20%, в диапазоне 2,0-3,9 баллистические характеристики отличаются на 2%.

Отличие баллистических характеристик более чем на 20% приводит к невыполнению боевой задачи, к резкому снижению эффективности применения ракет.

Использование предполагаемого устройства полета ракеты с отделяемым стартовым двигателем, при условии получения одинаковых баллистических характеристик, обеспечивает по сравнению с существующими устройствами следующие преимущества:

а) увеличивает надежность ракеты;

б) исключает возможность падения стартового двигателя вне зоны войск противника;

в) упрощает наземную аппаратуру управления.

Формула изобретения

Двухступенчатая управляемая ракета, содержащая отделяемую маршевую ступень, стартовый двигатель с блоком стабилизаторов, механизм разделения, отличающаяся тем, что маршевая ступень и стартовый двигатель без топлива выполнены с обеспечением соотношения их масс по зависимости:

$$\frac{m_{м.ст.}}{m_{дв}} = \frac{(2,0 \div 3,9)\left(\bar{c}^2 S_{кр.} + \bar{c}_1^2 S_р + 0,0036 K_1 (2 - K_1) S_м \bar{S}_g\right)}{\bar{C}_2^2 S_{ст.}},$$

где $\bar{c} = \frac{h}{b_{акр}}$, $\bar{c}_1 = \frac{h_1}{b_{ар}}$, $\bar{c}_2 = \frac{h_2}{b_{аст.}}$, $K_1 = 5\frac{\bar{S}_g}{\lambda}$, $\lambda = \frac{l_р}{D_м}$, $\bar{S}_g = \frac{S_g}{S_м}$.

$m_{м.ст.}$ - масса маршевой ступени, кг;

$m_{дв}$ - масса стартового двигателя без топлива, кг;

K_1 - коэффициент, учитывающий геометрические размеры ракеты;

$\bar{c}$, $\bar{c}_1$, $\bar{c}_2$ - относительные толщины крыльев, рулей, стабилизаторов;

h, h_1, h_2 - толщины профилей крыльев, рулей, стабилизаторов, м;

λ - удлинение ракеты;

$l_р$ - длина маршевой ступени, м;

$D_м$ - диаметр миделя маршевой ступени, м;

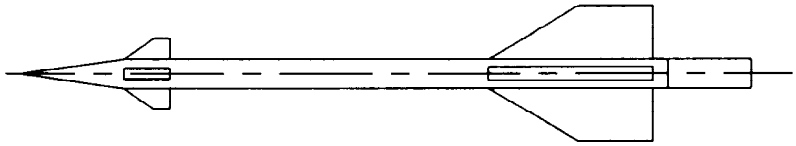
$S_м$ - площадь миделя маршевой ступени, м^2;

$S_р$, $S_{кр.}$, $S_{ст.}$ - площадь рулей, крыльев, стабилизаторов, м^2;

$\bar{S}_g$ - относительная площадь дна маршевой ступени;

S_g - площадь дна маршевой ступени, м^2;

$b_{ар}$, $b_{акр.}$ $b_{аст.}$ - длины бортовых хорд руля, крыла, стабилизатора, м.



Фиг. 2