



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2007117983/02, 14.05.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
14.05.2007

(45) Опубликовано: 10.01.2009 Бюл. № 1

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2135951 C1, 27.08.1999. US 4387649
A, 14.01.1983. GB 2197441 A, 18.05.1988. US
3425352 A, 04.02.1969.

Адрес для переписки:

607188, Нижегородская обл., г. Саров, пр.
Мира, 37, ФГУП "РФЯЦ-ВНИИЭФ", начальнику
ОПИНТИ

(72) Автор(ы):

Косарев Алексей Андреевич (RU),
Островский Олег Александрович (RU),
Шишкин Геннадий Иванович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Российская Федерация, от имени которой
выступает государственный заказчик-
Федеральное агентство по атомной энергии
(RU),Федеральное государственное унитарное
предприятие "Российский федеральный
ядерный центр-Всероссийский научно-
исследовательский институт экспериментальной
физики"-ФГУП "РФЯЦ-ВНИИЭФ" (RU)

(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ САМОЛИКВИДАЦИИ РАКЕТЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к военной технике. Техническим результатом является расширение функциональных возможностей. Устройство содержит источник питания, электродетонатор, входящий в состав устройства ликвидации, первый траекторный датчик, блок управления, устройство коммутации состояния, второй и третий траекторные датчики, входную шину и шину управления. Выход источника питания соединен с входом блока управления, к управляющему входу которого подключена входная шина, а выход которого соединен с первым входом устройства

коммутации состояния. Управляющий вход устройства коммутации состояния подключен к шине управления, второй вход через последовательно соединенные траекторные датчики - к выходу источника питания. Первый выход устройства коммутации состояния подключен к входу траекторного датчика, выход которого соединен с вторым выходом устройства коммутации состояния и входом электродетонатора, входящего в состав устройства ликвидации. Использование устройства обеспечивает самоликвидацию ракеты как при штатном, так и при нештатном пуске. 1 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2007117983/02, 14.05.2007**

(24) Effective date for property rights: **14.05.2007**

(45) Date of publication: **10.01.2009 Bull. 1**

Mail address:

**607188, Nizhegorodskaja obl., g. Sarov, pr.
Mira, 37, FGUP "RFJaTs-VNIIEhF", nachal'niku
OPINTI**

(72) Inventor(s):

**Kosarev Aleksej Andreëvich (RU),
Ostrovskij Oleg Aleksandrovich (RU),
Shishkin Gennadij Ivanovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaja Federatsija, ot imeni kotoroj
vystupaet gosudarstvennyj zakazchik-
Federal'noe agentstvo po atomnoj ehnergii (RU),
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe
predpriyatje "Rossijskij federal'nyj jadernyj
tsentr-Vserossijskij nauchno-
issledovatel'skij institut ehksperimental'noj
fiziki"-FGUP "RFJaTs-VNIIEhF" (RU)**

(54) **DEVICE FOR ROCKET SELF-LIQUIDATION**

(57) Abstract:

FIELD: weapons.

SUBSTANCE: invention concerns military technics. The device contains the power supply, an electro detonator which is a part of the device of liquidation, the first trajectory gauge, a control unit, the device of switching of the condition, the second and the third trajectory gauges, the input line and the control line. The power supply exit is connected to a control unit input, the input line and which exit is connected to the first input of the device of switching of a condition is connected to an operating which input. The operating input of the device of switching of a condition is connected to the control line, the second input - through consistently connected trajectory gauges to a power supply output. The first output of the device of switching of a condition is connected to an input of the trajectory gauge which output is connected to the second exit of the device of

switching of a condition and an input of the electro detonator which is a part of the device of liquidation.

EFFECT: maintenance of self-liquidation of a rocket both at regular, and at supernumerary start-up.

1 dwg



RU 2 343 399 C1

RU 2 343 399 C1

Изобретение относится к системам управления и может использоваться для самоликвидации ракет в критических ситуациях.

Известно устройство для самоликвидации ракеты (см. патент № WO 3193 от 09.07.98, МПК: F41G 7/34 «Ракета с географическим ограничением траектории полета», опубл. 5 21.01.2000), содержащее навигационную систему, блок памяти, электронный управляющий блок и исполнительное устройство. Электронный управляющий блок обеспечивает поиск в блоке памяти данных о положении ракеты, которое соответствует положению, заданному навигационной системой. При этом определяется допустимость положения ракеты. В случае недопустимого ее положения исполнительным устройством формируется 10 электрический сигнал, обеспечивающий самоликвидацию ракеты.

Недостатками данного устройства являются сложность реализации из-за необходимости использования, кроме электронного управляющего блока, сложной навигационной системы и блока памяти большой емкости, а также ограниченные функциональные возможности, обусловленные отсутствием возможности самоликвидации ракеты при нештатном пуске 15 (например, аварийном, случайном), поскольку в этом случае устройство для самоликвидации ракеты находится в незадействованном состоянии.

Наиболее близким к заявляемому устройству по совокупности существенных признаков является «Устройство для самоуничтожения боевого элемента» (см. патент РФ № 2135951 от 24.04.98, МПК: F42C 9/00, Васильев А.В., опубл. в БИ № 24, 1999), содержащее 20 последовательно соединенные источник напряжения (источник питания), накопительный конденсатор (источник питания), ключ зажигания и детонатор (электродетонатор), а также временное устройство, ударный датчик и пороговое устройство. Выход источника напряжения соединен с входом порогового устройства. Первый выход порогового устройства соединен с входом временного устройства. Второй выход порогового 25 устройства, выход временного устройства и выход ударного датчика соединены с управляющими входами ключа зажигания соответственно.

Недостатком прототипа являются ограниченные функциональные возможности, обусловленные невозможностью самоликвидации ракеты при нештатном пуске.

Задачей, решаемой заявляемым изобретением, является создание устройства для 30 самоликвидации ракеты, обладающего возможностью самоликвидации ракеты как при штатном, так и при нештатном пуске.

Техническим результатом заявляемого устройства является расширение функциональных возможностей за счет обеспечения самоликвидации ракеты как при штатном, так и при нештатном пуске. Это достигается тем, что в устройство для 35 самоликвидации ракеты, содержащее источник питания, электродетонатор и первый датчик, введены входная шина, шина управления, блок управления, последовательно соединенные второй и третий датчики, устройство коммутации состояния, управляющий вход которого соединен с шиной управления, а первый вход - с выходом блока управления, управляющий вход которого соединен с входной шиной, а вход - с выходом 40 источника питания и входом третьего датчика, выход второго датчика соединен с вторым входом устройства коммутации состояния, первый выход которого соединен с входом первого датчика, выход которого соединен со входом электродетонатора и с вторым выходом устройства коммутации состояния, при этом первый, второй и третий датчики выполнены в виде траекторных датчиков.

45 Указанная совокупность признаков позволяет обеспечить возможность самоликвидации ракеты как при штатном, так и при нештатном пуске. Одновременно достигается повышение надежности выполнения ракетой поставленной задачи при штатном пуске за счет исключения возможности самоликвидации ракеты при поражении отдельных функциональных блоков.

50 На чертеже приведена структурная схема устройства для самоликвидации ракеты.

Устройство для самоликвидации ракеты содержит источник питания 1, электродетонатор 2, входящий в состав устройства ликвидации 3, первый траекторный датчик 4, блок управления 5, устройство коммутации состояния 6, второй 7 и третий 8 траекторные

датчики, входную шину 9 и шину управления 10.

Выход источника питания 1 соединен с входом блока управления 5, к управляющему входу которого подключена входная шина 9, а выход которого соединен с первым входом устройства коммутации состояния 6. Управляющий вход устройства коммутации состояния 6 подключен к шине управления 10, второй вход через последовательно соединенные траекторные датчики 7 и 8 - к выходу источника питания 1. Первый выход устройства коммутации состояния 6 подключен к входу траекторного датчика 4, выход которого соединен с вторым выходом устройства коммутации состояния 6 и входом электродетонатора 2, входящего в состав устройства ликвидации 3.

В качестве источника питания 1 может использоваться аккумуляторная батарея 5 НКМ-1М, ТУ16-90 ИЛВЕ.563.511.068ТУ.

В качестве электродетонатора 2 может использоваться безопасный электродетонатор АЭД3011ТУ.

В качестве траекторного датчика 4 может использоваться устройство взведения для летающих объектов, нормально замкнутый контакт которого включен между входом и выходом траекторного датчика 4.

В качестве блока управления 5 могут использоваться два устройства подключения, управляемых двумя независимыми электронными ключами, входы которых соединены с управляющим входом блока управления 5, вход и выход которого подключены к последовательно соединенным нормально разомкнутым контактам указанных устройств подключения.

В качестве устройства коммутации состояния 6 может использоваться электронный кодовый замок, входная шина которого является управляющим входом устройства коммутации состояния 6, второй вход и первый выход которого подключены к нормально замкнутому контакту, а первый вход и второй выход подключены к нормально разомкнутому контакту электромагнитного механизма (реле) электронного кодового замка.

В качестве траекторного датчика 7 (8) может использоваться устройство взведения для летающих объектов, нормально разомкнутый контакт которого включен между входом и выходом траекторного датчика 7 (8).

Устройство для самоликвидации ракеты работает следующим образом.

Перед штатным пуском ракеты производится подача напряжения питания на устройство коммутации состояния 6 и блок управления 5. Далее устройство коммутации состояния 6 переводится при помощи специального (кодového) сигнала с шины управления 10 в состояние, обеспечивающее прохождение сигнала с блока управления 5 на электродетонатор 2 и исключающее прохождение сигнала через траекторные датчики 4, 7 и 8. После осуществления штатного пуска ракеты при необходимости (например, при отклонении ракеты от заданной траектории) с земли подается сигнал (например, по радиоканалу, не показан) с входной шины 9 в блок управления 5 на самоликвидацию ракеты. При этом источник питания 1 подключается через блок управления 5 и устройство коммутации состояния 6 к входу электродетонатора 2 устройства ликвидации 3, что вызывает его срабатывание и самоликвидацию ракеты.

В исходном состоянии устройства для самоликвидации ракеты исключена возможность самоликвидации ракеты перед ее пуском путем случайной выдачи команды через входную шину 9 на блок управления 5, так как выход блока управления 5 отключен от входа электродетонатора 2 устройством коммутации состояния 6. Траекторные датчики 7, 8, соединенные с входом траекторного датчика 4 (в исходном состоянии его вход замкнут с выходом нормально замкнутым контактом) через устройство коммутации состояния 6, обеспечивают подачу напряжения с источника 1 питания на электродетонатор 2 в случае нештатного (например, аварийного или случайного) пуска ракеты. При выходе ракеты на траекторию полета на первом заданном участке траектории срабатывают траекторные датчики 7, 8, что приводит к подключению источника питания 1 к входу электродетонатора 2 устройства ликвидации 3, который срабатывает и вызывает самоликвидацию ракеты.

Если необходимость самоликвидации ракеты при штатном ее пуске отсутствует, то при выходе ракеты на траекторию полета на первом заданном участке траектории срабатывают траекторные датчики 7, 8. Далее, через временной интервал Δt , на втором заданном участке траектории происходит срабатывание траекторного датчика 4, что приводит к отключению его входа от выхода. При этом в цепи самоликвидации при нештатном пуске ракеты есть два функциональных блока, препятствующих подключению источника питания 1 к входу электродетонатора 2 устройства ликвидации 3: траекторный датчик 4 и устройство коммутации состояния 6, второй вход и первый выход которого разомкнуты. Это способствует повышению надежности выполнения ракетой поставленной задачи за счет исключения возможности самоликвидации ракеты при ее поражении (приводящем к замыканию контактов указанных функциональных блоков). А применение двух траекторных датчиков 7, 8 обеспечивает безопасность эксплуатации устройства, поскольку преждевременное срабатывание (отказ) одного из них не приведет к самоликвидации ракеты до осуществления ее нештатного пуска.

Формула изобретения

Устройство для самоликвидации ракеты, содержащее источник питания, электродетонатор и первый датчик, отличающееся тем, что оно снабжено входной шиной, шиной управления, блоком управления, последовательно соединенными вторым и третьим датчиками, устройством коммутации состояния, управляющий вход которого соединен с шиной управления, а первый вход - с выходом блока управления, управляющий вход которого соединен с входной шиной, а вход - с выходом источника питания и входом третьего датчика, выход второго датчика соединен со вторым входом устройства коммутации состояния, первый выход которого соединен с входом первого датчика, выход которого соединен с входом электродетонатора и со вторым выходом устройства коммутации состояния, при этом первый, второй и третий датчики выполнены в виде траекторных датчиков.