



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

На основании пункта 1 статьи 1366 части четвертой Гражданского кодекса Российской Федерации патентообладатель обязуется заключить договор об отчуждении патента на условиях, соответствующих установившейся практике, с любым гражданином Российской Федерации или российским юридическим лицом, кто первым изъявил такое желание и уведомил об этом патентообладателя и федеральный орган исполнительной власти по интеллектуальной собственности.

(21)(22) Заявка: **2011128921/28, 12.07.2011**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
12.07.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **12.07.2011**

(45) Опубликовано: **27.10.2012** Бюл. № 30

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2087831 C1, 20.08.1997. RU 2131577 C1, 10.06.1999. WO 2009023319 A2, 19.02.2009. US 5992292 A, 30.11.1999.**

Адрес для переписки:

**140414, Московская обл., г. Коломна, ул.
Свободы, 1а, кв.7, А.В. Трифионовой**

(72) Автор(ы):

Трифопова Анна Вячеславовна (RU)

(73) Патентообладатель(и):

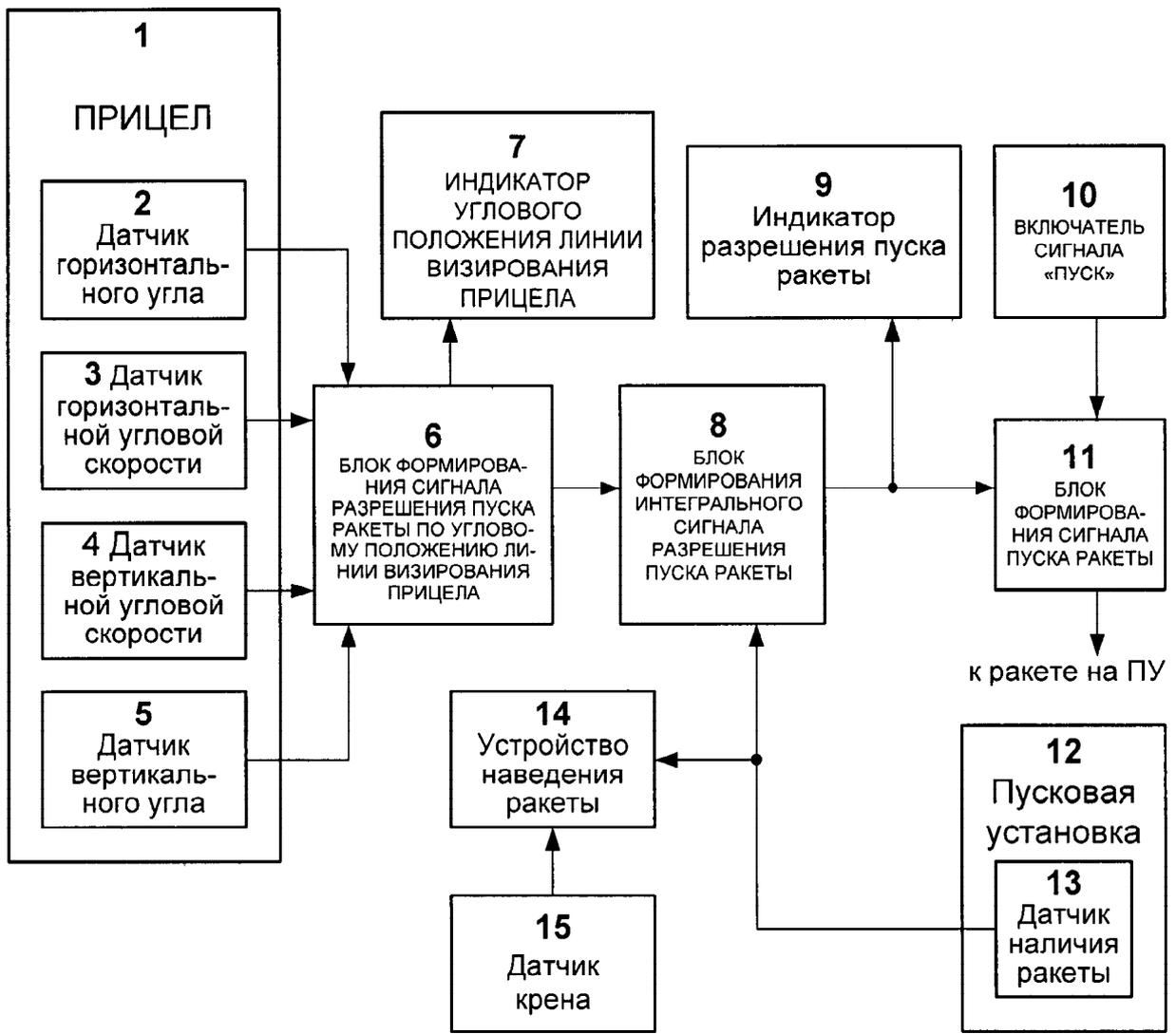
Трифопова Анна Вячеславовна (RU)

(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЗАПУСКА РАКЕТЫ С ПОДВИЖНОГО НОСИТЕЛЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области размещения ракетного вооружения на подвижных носителях и может быть использовано, например, при запуске ракет с летательного аппарата. Устройство включает прицел с датчиками углов и угловой скорости линии визирования в двух взаимно ортогональных плоскостях, подключенный к датчикам блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела, соединенный с индикатором углового положения линии визирования прицела, пусковую установку с датчиком наличия ракеты, устройство наведения ракеты, подключенное к датчику наличия ракеты пусковой установки, блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска

ракеты, входы которого подключены к блоку формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела, датчику наличия ракеты пусковой установки и устройству наведения ракеты соответственно, последовательно соединенные включатель сигнала «Пуск» и блок формирования сигнала пуска ракеты, второй вход которого подключен к выходу блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, индикатор разрешения пуска ракеты, подключенный к выходу блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, и датчик крена подвижного носителя, подключенный к устройству наведения ракеты. Технический результат заключается в повышении точности стрельбы. 1 ил.



Фиг. 1

Изобретение относится к области размещения вооружения на подвижном носителе и может быть использовано для запуска ракет с наземного, морского или воздушного подвижного носителя, например вертолета.

Известно устройство для запуска ракеты с вертолета (RU 2087831 C1, 20.08.1997, МПК F41G 3/22, B64D 7/08), включающее прицел стрелка-оператора с датчиками углов и угловой скорости линии визирования в двух взаимно ортогональных плоскостях, подключенный к датчикам блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты, включатель сигнала «Пуск», коммутатор цепи пуска ракеты, соединенный с включателем сигнала «Пуск» и выходом блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты, сигнализатор разрешения пуска ракеты стрелка-оператора, соединенный с выходом блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты, и индикатор углового отклонения линии визирования прицела стрелка-оператора для пилота, соединенный со вторым и третьим выходами блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты.

Это устройство позволяет производить запуск ракет с неподвижной пусковой установки, жестко ориентированной относительно продольной оси подвижного носителя, при отсутствии прямой видимости цели водителем подвижного носителя, например пилотом летательного аппарата.

Сигнал разрешения пуска ракеты формируется в нем при условии:

$$\begin{cases} |\alpha_{гор} + \omega_{гор} \Delta t_{ну}| \leq \varphi; \\ |\beta_{верт} + \omega_{верт} \Delta t_{ну}| \leq \psi, \end{cases} \quad (1)$$

где $\alpha_{гор}$, $\beta_{верт}$ - угловые отклонения линии визирования (ЛВ) прицела стрелка-оператора в двух взаимно ортогональных плоскостях (в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно) относительно "нулевого" направления ЛВ, при котором сигналы с датчиков ее углового положения равны нулю (в частности, относительно продольной оси подвижного носителя, если "нулевое" направление ЛВ совпадает с направлением его продольной оси);

$\omega_{гор}$, $\omega_{верт}$ - угловые скорости перемещения ЛВ в двух взаимно ортогональных плоскостях (горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно);

$\Delta t_{ну}$ - время неуправляемого полета ракеты - время полета ракеты с момента старта до момента начала формирования ее бортовой системой управления команд управления рулевым органом по сигналам рассогласования между ракетой и ЛВ. Сигналы рассогласования формируются бортовой системой управления ракеты по сигналам, поступающим с устройства ее наведения (оптического пеленгатора с устройством передачи сигналов наведения на борт ракеты, лазерной или радиолокационной систем наведения);

φ , ψ - максимальные допустимые угловые значения, в пределах которых обеспечивается заданная минимальная дальность боевого применения комплекса управляемого ракетного вооружения, размещенного на подвижном носителе.

Входящий в состав данного устройства блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты, соединенный с коммутатором цепи пуска ракеты и индикатором разрешения пуска ракеты стрелка-оператора, правильней было бы назвать блоком формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению ЛВ прицела стрелка-оператора. Он действительно формирует сигнал разрешения пуска ракеты, но лишь по одному признаку - по признаку нахождения ЛВ прицела стрелка-оператора в разрешенной для пуска ракеты угловой зоне, задаваемой формулами (1). При этом подразумевается, что на пусковой установке (ПУ) находится ракета и готово к

работе (исправно) устройство наведения ракеты.

Однако первое из этих условий - наличие ракеты на выбранной ПУ - не всегда выполняется автоматически.

5 Дело в том, что на подвижном носителе, как правило, размещаются несколько ПУ (как вариант, одна ПУ с несколькими направляющими для установки ракет). При этом в различных вариантах боевой загрузки подвижного носителя, который может быть оснащен и другими видами вооружения кроме управляемых ракет, ракеты могут быть установлены не на всех из них, а лишь на некоторых. Кроме того, в боевых
10 условиях часть из изначально установленных ракет или даже все ракеты могут быть израсходованы ранее - до момента принятия стрелком-оператором решения на применение ракеты для поражения конкретной выбранной цели.

Второе условие также может не выполняться, поскольку устройство наведения ракеты (например, оптический пеленгатор с устройством передачи сигналов наведения на ракету, лазерная или радиолокационная система наведения) может выйти из строя к
15 моменту принятия стрелком-оператором решения на применение ракеты, в частности - в результате боевого повреждения аппаратуры, носителя или последствий этого повреждения.

20 Поэтому рациональнее выдавать на индикатор стрелка-оператора совокупную или интегральную информацию о разрешении пуска ракеты, учитывающую выполнение трех этих условий (нахождение ЛВ прицела стрелка-оператора в разрешенной для пуска ракеты угловой зоне, наличие ракеты на выбранной ПУ и исправность устройства наведения ракеты). Нет смысла выдавать на индикатор стрелка-оператора
25 информацию о разрешении пуска ракеты, если на выбранной ПУ ракеты нет. Эта, в данном случае ложная, информация лишь введет в заблуждение стрелка-оператора, который безрезультатно будет пытаться осуществить пуск ракеты, инициируя включатель сигнала "Пуск", что, очевидно, будет снижать скорострельность, а стало
30 быть, и эффективность комплекса управляемого ракетного вооружения, установленного на подвижном носителе. Пуск же ракеты при неисправном устройстве наведения ракеты приведет к потере ракеты и невыполнению боевой задачи.

Использование других индикаторов для предоставления стрелку-оператору информации о наличии ракеты на ПУ и готовности к работе (исправности) устройства
35 наведения ракеты усложняет работу стрелка-оператора, который при подготовке к пуску ракеты в боевой обстановке должен принимать во внимание информацию с трех индикаторов, отвлекаясь от наблюдения за полем боя и слежения за уже выбранной целью, и также будет снижать скорострельность комплекса управляемого ракетного
40 вооружения, установленного на подвижном носителе. Ввести же, например, в визир оптического прицела информацию с трех индикаторов, которая не затеняла бы часть изображения местности, не ухудшала бы качество видимости местности и в то же время могла бы различаться и восприниматься периферийным зрением оператора без затруднений, практически невозможно.

45 К недостаткам данного устройства можно отнести и то, что в нем не учитывается возможность изменения угла крена подвижного носителя после старта ракеты.

Целью заявленного изобретения является повышение эффективности комплекса управляемого ракетного вооружения, установленного на подвижном носителе, за счет
50 повышения точности стрельбы, особенно по близко расположенным целям, при изменениях крена подвижного носителя после старта ракеты.

Для достижения технического результата в устройстве для запуска ракет с подвижного носителя, включающем прицел с датчиками углов и угловой скорости

линии визирования в двух взаимно ортогональных плоскостях, подключенный к датчикам блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела, соединенный с индикатором углового положения линии визирования прицела, пусковую установку с датчиком наличия ракеты, устройство наведения ракеты, блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, входы которого подключены к блоку формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела, датчику наличия ракеты пусковой установки и устройству наведения ракеты соответственно, последовательно соединенные включатель сигнала «Пуск» и блок формирования сигнала пуска ракеты, второй вход которого подключен к выходу блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, и индикатор разрешения пуска ракеты, подключенный к выходу блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, введен датчик крена, подключенный к устройству наведения ракеты, а устройство наведения ракеты подключено к датчику наличия ракеты пусковой установки.

На фиг.1 приведена функциональная схема заявляемого устройства, где представлены прицел 1, с датчиками углов 2, 5 и угловой скорости 3, 4 линии визирования в двух взаимно ортогональных плоскостях, блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела 6, индикатор углового положения линии визирования прицела 7, блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8, индикатор разрешения пуска ракеты 9, включатель сигнала «Пуск» 10, блок формирования сигнала пуска ракеты 11, пусковая установка 12 с датчиком наличия ракеты 13, устройство наведения ракеты 14 и датчик крена подвижного носителя 15.

Устройство функционирует следующим образом. Сигналы с датчиков углового положения 2, 5 и угловой скорости 3, 4 ЛВ в каждой из двух взаимно ортогональных плоскостей поступают в блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела 6. С выхода блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела 6 сигналы угловых отклонений ЛВ в двух взаимно ортогональных плоскостях с поправками на упреждение, в случае наличия угловых скоростей ЛВ в этих плоскостях, поступают на вход индикатора углового положения линии визирования прицела 7, обеспечивая водителя подвижного носителя необходимой визуальной информацией для совмещения направления движения подвижного носителя с направлением ЛВ (т.е. с направлением на выбранную стрелком-оператором цель) с требуемой точностью. Когда ЛВ прицела 1 окажется в разрешенной для пуска ракеты угловой зоне, на выходе блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела 6 будет сформирован сигнал разрешения пуска ракеты по данному признаку, поступающий далее на вход блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8. На два других входа блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8 поступают сигнал с датчика наличия ракеты 13 пусковой установки 12 и сигнал готовности к работе (исправности) устройства наведения ракеты 14 соответственно. При условии готовности к работе (исправности) устройства наведения ракеты 14, наличия ракеты на выбранной стрелком-оператором пусковой установке 12 и нахождении ЛВ прицела в разрешенной для пуска ракеты угловой зоне на выходе блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8 формируется интегральный сигнал разрешения пуска ракеты, поступающий далее на

вход блока формирования сигнала пуска ракеты 11, обеспечивая возможность формирования этим блоком запальных импульсов для запуска ракеты по нажатию стрелком-оператором включателя сигнала «Пуск» 10, и на индикатор разрешения пуска ракеты 9. При появлении на индикаторе разрешения пуска ракеты 9 символа разрешения пуска стрелок-оператор производит пуск ракеты нажатием, включателя сигнала «Пуск» 10. Сигнал с датчика крена подвижного носителя 15, пропорциональный углу крена подвижного носителя, в цифровом или аналоговом виде поступает в устройство наведения ракеты 14. При старте ракеты, по сигналу с датчика наличия ракеты 13 пусковой установки 12 текущее значение угла крена подвижного носителя запоминается. После старта ракеты начинает производиться вычитание запомненного значения угла крена подвижного носителя из меняющегося текущего значения его угла крена, поступающего с датчика крена 15. Получаемый таким образом разностный сигнал между текущим и запомненным значением угла крена, взятый с обратным знаком, используется в качестве управляющего сигнала для разворота по крену поля зрения устройства наведения ракеты 14 с целью сохранения его ориентации по крену, имевшейся в момент старта ракеты.

В качестве прицела 1, или, в соответствии с используемой в настоящее время терминологией, обзорно-прицельной системы (поскольку представляет собой не просто оптическое визирное устройство, а сложную систему, включающую в себя, например, стабилизатор, дальномер, обзорную систему, имеющую в своем составе до трех обзорных каналов (телевизионный, тепловизионный, оптический), частично (оптический пеленгатор) или полностью (лазерная система наведения) устройство наведения ракеты) может быть использован, например, оптический прицел с гиросtabilизированным головным зеркалом.

В качестве датчиков углового положения ЛВ 2, 5 могут быть использованы, например, трансформаторные датчики типа СКТ225Д.

В качестве датчиков угловой скорости ЛВ 3, 4 могут быть использованы, например, потенциометры рукояток пульта наведения прицела, задающие скорость перемещения гиросtabilизированного головного зеркала прицела, т.е. оптической оси или линии визирования.

Блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела 6 может быть выполнен, например, в соответствии с функциональной схемой блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты, приведенной в описании устройства RU 2087831 C1, с дополнительным включением в ее состав аналого-цифрового преобразователя и контроллера для передачи информации об угловых отклонениях ЛВ прицела 1 в двух взаимно ортогональных плоскостях на вход индикатора углового положения линии визирования прицела 7 в цифровом последовательном коде.

В качестве индикатора углового положения линии визирования прицела 7 может быть использован, например, телевизионный индикатор водителя подвижного носителя, на котором индицируется, например, в виде прямоугольника, угловая зона разрешенного пуска ракет. Положение ЛВ маркируется определенным символом, например перекрестием, перемещающимся по экрану телевизионного индикатора в зависимости от изменения углового положения ЛВ.

Блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8 может включать в себя, например, контроллер и логическую схему «И». Сигнал готовности устройства наведения ракеты 14 к работе (исправности) в цифровом последовательном коде поступает с информационного выхода устройства наведения

ракеты 14 в контроллер и далее в виде сигнала логического уровня на один из входов схемы «И». На два других входа схемы «И» поступают соответственно сигналы с блока формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению

линии визирования прицела 6 и с датчика наличия ракеты 13 пусковой установки 12. При этом интегральный сигнал разрешения пуска ракеты будет формироваться на выходе блока 8 только при выполнении всех трех условий - при нахождении ЛВ прицела в пределах разрешенной для пуска ракеты угловой зоне, наличии ракеты на пусковой установке 12 и готовности к работе (исправности) устройства наведения ракеты 14.

В качестве индикатора разрешения пуска ракеты стрелка-оператора 9 может быть использован, например, светодиод, введенный в окуляр прицела. Излучение светодиода фиксируется периферийным зрением стрелка-оператора.

Включатель сигнала «Пуск» 10 может быть реализован, например, в виде пусковой кнопки.

Блок формирования сигнала пуска ракеты 11 может быть выполнен, например, в виде последовательно соединенных коммутатора и формирователя импульса (импульсов) нормированной длительности для инициирования запальных цепей ракеты. При этом сигнальный вход коммутатора соединен с включателем сигнала «Пуск» 10, а его управляющий вход - с выходом блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8.

В качестве пусковой установки 12 с датчиком наличия ракеты 13 может быть использована, например, штатная авиационная пусковая установка АПУ-4/4 с четырьмя направляющими для установки ракет. При установке ракеты на направляющую происходит замыкание одного из контактов пускового разъема направляющей на корпус АПУ-4/4, связанный с корпусом подвижного носителя, с которым, в свою очередь, связаны корпуса всех блоков радиоэлектронной аппаратуры, установленной на подвижном носителе. При выборе стрелком-оператором той или иной направляющей сигнал «Корпус», поступающий с этого контакта в блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, будет являться информационным, указывающим на наличие ракеты на данной направляющей. При старте ракеты с направляющей контакт размыкается, прерывая поступление сигнала «Корпус» в блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты 8, что свидетельствует об отсутствии ракеты на данной направляющей.

В качестве устройства наведения ракеты 14 может быть использован, например, оптический пеленгатор маяка инфракрасного спектрального диапазона, установленного на ракете, с радиолинией связи. Пеленгатор определяет угловые отклонения маяка ракеты относительно собственной оптической оси, выверенной с направлением ЛВ, преобразуемые далее в соответствии с выбранным законом управления в сигналы наведения ракеты. Радиолиния связи транслирует сформированные сигналы наведения на борт ракеты. В ней сигналы наведения подвергаются времяимпульсной модуляции и в виде мощных радиоимпульсов сверхвысокой частоты излучаются антенной радиолинии в направлении ЛВ.

После старта ракеты разностный сигнал между поступающим с датчика крена подвижного носителя 15 текущим значением угла крена и значением угла крена, запомненным в момент старта ракеты, подается, например, на электродвигатель, вращающий четырехквadrантный фотоприемник пеленгатора вокруг проходящей через его центр оси, перпендикулярной к плоскости фотоприемника. Вращение

фотоприемника осуществляется до компенсации разности между текущим и запомненным значениями угла крена подвижного носителя. При этом фотоприемник пеленгатора сохраняет ту же ориентацию по крену, какую он имел при старте ракеты, и регистрирует угловые рассогласования ракеты относительно ЛВ в опорной системе координат ракеты.

В качестве датчика крена подвижного носителя 15 может быть использовано, например, гироскопическое устройство на основе трехстепенного гироскопа.

Формула изобретения

Устройство для запуска ракеты с подвижного носителя, включающее прицел с датчиками углов и угловой скорости линии визирования в двух взаимно ортогональных плоскостях, подключенный к датчикам блок формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела, соединенный с индикатором углового положения линии визирования прицела, пусковую установку с датчиком наличия ракеты, устройство наведения ракеты, блок формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, входы которого подключены к блоку формирования сигнала разрешения пуска ракеты по угловому положению линии визирования прицела, датчику наличия ракеты пусковой установки и устройству наведения ракеты соответственно, последовательно соединенные включатель сигнала «Пуск» и блок формирования сигнала пуска ракеты, второй вход которого подключен к выходу блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, и индикатор разрешения пуска ракеты, подключенный к выходу блока формирования интегрального сигнала разрешения пуска ракеты, отличающееся тем, что в него введен датчик крена подвижного носителя, подключенный к устройству наведения ракеты, а устройство наведения ракеты подключено к датчику наличия ракеты пусковой установки.