

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(11) **038871**(13) **B1**(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

(45) Дата публикации и выдачи патента
2021.10.29

(21) Номер заявки
201991633

(22) Дата подачи заявки
2019.07.31

(51) Int. Cl. **F41F 3/04** (2006.01)
F02K 9/95 (2006.01)
B64D 17/62 (2006.01)

(54) **БОРТОВАЯ СИСТЕМА ЗАПУСКА МОДЕЛИ РАКЕТЫ**

(43) **2021.02.28**

(96) **2019000076 (RU) 2019.07.31**

(71)(73) Заявитель и патентовладелец:
**ГЕМБИЦКИЙ НИКИТА
ДМИТРИЕВИЧ (RU)**

(56) RU-U1-6183
RU-C1-2283793
RU-C1-2347178
US-A1-20150035437
KR-B1-100998138

(72) Изобретатель:
**Гембицкий Кирилл Дмитриевич,
Гембицкий Никита Дмитриевич (RU)**

(74) Представитель:
Гембицкая Е.И. (RU)

(57) Бортвая система запуска модели ракеты содержит блок управления, основной источник питания, подключенный к блоку управления, блок ввода, выполненный с возможностью подачи сигнала запуска на блок управления, переключающий элемент, подключенный к выходу блока управления и сконфигурированный для приема сигнала управления с блока управления, дополнительный источник питания, подключенный к переключающему элементу, устройство запуска двигателя, подключенное к выходу переключающего элемента, при этом блок управления выполнен с возможностью подачи сигнала управления на основной переключающий элемент через первый заданный интервал времени после получения сигнала запуска от блока ввода, переключающий элемент выполнен с возможностью подачи питания от дополнительного источника питания на устройство запуска двигателя при получении сигнала управления от блока управления.

B1**038871****038871****B1**

Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение относится к средствам запуска моделей ракет, а более точно к бортовой системе запуска модели ракеты, и может быть использовано для создания моделей ракет со встроенной (бортовой) системой запуска.

Уровень техники

Из уровня техники известно устройство запуска модели ракеты (П. Эльштейн, Конструктору моделей ракет, Москва: МИР, 1978, 319 с., раздел "1. Электрические системы зажигания", с. 150), содержащее блок управления и электрозапал, соединенные посредством проводного соединения. Блок управления выполнен с возможностью подачи управляющего сигнала, например подачи напряжения на электрозапал при получении ввода от пользователя, например при нажатии кнопки старта, либо через заранее заданный интервал времени после получения ввода от пользователя. Поскольку известное устройство запуска представляет собой отдельный элемент, оно требует отдельного развертывания и относительно сложной подготовки, выполняемых непосредственно перед пуском, когда модель ракеты установлена на стартовом столе. Кроме того, провода, соединяющие блок управления и электрозапал, могут иметь значительную длину, что обусловлено требованиями безопасности при запуске, в связи с чем известное устройство в собранном виде занимает относительно много места. Таким образом, недостатками известного устройства запуска модели ракеты являются неудобства хранения, транспортировки, развертывания и подготовки к запуску.

Сущность изобретения

В основу настоящего изобретения поставлена задача создания бортовой системы запуска модели ракеты, которая не требует сложной подготовки перед запуском.

Указанная задача решена путем создания бортовой системы запуска модели ракеты, содержащей блок управления, основной источник питания, подключенный к блоку управления, блок ввода, выполненный с возможностью подачи сигнала запуска на блок управления, переключающий элемент, подключенный к выходу блока управления и сконфигурированный для приема сигнала управления с блока управления, дополнительный источник питания, подключенный к переключающему элементу, устройство запуска двигателя, подключенное к выходу переключающего элемента, при этом блок управления выполнен с возможностью подачи сигнала управления на основной переключающий элемент через первый заданный интервал времени после получения сигнала запуска от блока ввода, переключающий элемент выполнен с возможностью подачи питания от дополнительного источника питания на устройство запуска двигателя при получении сигнала управления от блока управления. Предпочтительно устройство запуска двигателя представляет собой электрозапал. Предпочтительно бортовая система дополнительно содержит дополнительный переключающий элемент, подключенный к дополнительному источнику питания и к выходу блока управления, исполнительное устройство системы выпуска парашюта модели ракеты, подключенное к дополнительному переключающему элементу, при этом блок управления выполнен с возможностью подачи сигнала управления на дополнительный переключающий элемент через второй заданный интервал времени после подачи сигнала управления на переключающий элемент.

Предпочтительно бортовая система дополнительно содержит блок памяти, сконфигурированный для чтения карт памяти и подключенный к блоку управления, набор датчиков, содержащий датчик, выбранный из группы, состоящей из датчика давления, гироскопа, GPS-модуля, акселерометра, магнитного компаса, датчика воздушной скорости, дополнительный блок ввода, выполненный с возможностью подачи сигнала проверки на блок управления,

блок индикации, подключенный к блоку управления, при этом блок управления сконфигурирован с возможностью

считывать данные по меньшей мере одного датчика указанного набора датчиков и записывать упомянутые данные в блок памяти;

определять при получении сигнала проверки от дополнительного блока ввода, готов ли блок памяти к записи данных; и,

если определено, что блок памяти не готов к записи данных, выдавать сигнал управления на блок индикации, предписывающий блоку индикации указывать на наличие ошибки.

Предпочтительно блок индикации представляет собой RGB-светодиод, при этом наличие ошибки сигнализируется блоком индикации свечением красным цветом.

Достижимый технический результат заключается в том, что предложенная бортовая система запуска модели ракеты не требует сложной подготовки перед запуском.

Краткое описание чертежей

В дальнейшем изобретение поясняется описанием предпочтительных вариантов воплощения со

ссылками на сопровождающие чертежи, на которых

на фиг. 1 изображена структурная схема бортовой системы запуска модели ракеты согласно первому варианту осуществления;

на фиг. 2 изображена структурная схема бортовой системы запуска модели ракеты согласно второму варианту осуществления;

на фиг. 3 изображена структурная схема бортовой системы запуска модели ракеты согласно третьему варианту осуществления;

на фиг. 4 изображена блок-схема алгоритма управления блоком управления согласно первому варианту осуществления;

на фиг. 5 изображена блок-схема алгоритма управления блоком управления согласно второму варианту осуществления;

на фиг. 6 изображена блок-схема алгоритма управления блоком управления согласно третьему варианту осуществления.

Описание предпочтительных вариантов выполнения изобретения

Сущность заявленного изобретения подробно раскрыта в приведенном ниже описании конкретных вариантов осуществления изобретения.

Вариант осуществления 1.

В первом варианте осуществления бортовая система запуска модели ракеты, схема которой представлена на фиг. 1, содержит блок 1 управления, основной источник 2 питания, дополнительный источник 3 питания, переключающий элемент 4, устройство 5 запуска двигателя и блок 6 ввода.

Блок 1 управления представляет собой отладочную плату Arduino Nano, содержащую микроконтроллер, на котором записана программа управления. Блок 1 управления получает электрическое питание от основного источника 2 питания. Элементы, подключаемые к микроконтроллеру, подключаются к нему через выводы отладочной платы Arduino Nano. Элементы, подключаемые к микроконтроллеру, получают питание от основного источника питания и могут быть подключены к нему через выводы отладочной платы Arduino Nano.

Переключающий элемент 4 представляет собой, например, нормально разомкнутое реле, управляемое микроконтроллером. При получении сигнала управления от микроконтроллера реле подает напряжение от дополнительного источника питания на устройство 5 запуска двигателя. Поскольку электромагнит обычного реле потребляет ток значительной величины и не может управляться с использованием сигнала логического вывода микроконтроллера напрямую, управление приведением в действие реле может осуществляться с использованием промежуточного транзистора. Предпочтительным является использование модуля реле для платформы Arduino, готового к подключению к выводам питания и логическому выводу отладочной платы Arduino Nano. Альтернативно, в качестве переключающего элемента может быть использован транзистор, например полевой транзистор.

Устройство 5 запуска двигателя обеспечивает зажигание топливного заряда двигателя и может быть выполнено, например, в виде электрозапала, который располагается на модели ракеты так, что он контактирует с фитилем двигателя, либо непосредственно с пиротехническим составом топлива двигателя модели ракеты. При подаче напряжения на электрозапал последний воспламеняется и запускает двигатель модели ракеты. Электрозапал с помощью проводов включен в цепь, образованную электрозапалом, дополнительным источником питания и реле, таким образом, что при замыкании коммутируемых контактов реле при его срабатывании осуществляется подача напряжения от дополнительного источника 3 питания на электрозапал.

В качестве основного и дополнительного источников 2, 3 питания могут быть использованы обычные химические элементы питания, например аккумуляторные батареи. При этом в качестве дополнительного источника 3 питания выбирается источник питания, обеспечивающий достаточную для срабатывания устройства запуска двигателя мощность (силу тока). В процессе хранения и транспортировки модели ракеты, оснащенной предлагаемой бортовой системой запуска, источники 2, 3 питания отключены от бортовой системы запуска и предпочтительно хранятся отдельно. Источники питания подключаются к бортовой системе запуска с помощью коннекторов (не показаны) заранее или непосредственно перед запуском. При этом источники питания могут быть подсоединены к бортовой системе запуска через один (двухканальный) или два (по одному на основной и дополнительный источник питания) переключателей (не показаны) подачи питания, обеспечивающих возможность простого включения/выключения подачи питания на бортовую систему запуска модели ракеты.

Использование двух отдельных источников 2, 3 питания обусловлено необходимостью обеспечения, с одной стороны, стабильного напряжения питания для блока 1 управления и, с другой стороны, питание с большой максимальной силой тока, но не обязательно со стабильным напряжением, для устройства 5 запуска двигателя и других исполнительных устройств.

Блок 6 ввода может представлять собой кнопку (кнопка запуска), подключенную к микроконтроллеру и обеспечивающую подачу сигнала запуска на логический вход микроконтроллера при нажатии.

Система запуска согласно первому варианту осуществления работает следующим образом.

Модель ракеты устанавливается на стартовом столе. Затем источники 2, 3 питания подключаются к

бортовой системе запуска путем их подсоединения с помощью коннекторов либо путем включения одного или нескольких переключателей подачи питания.

При подаче питания на блок 1 управления блок управления включается и согласно заданной программе управления переходит к этапу ожидания получения сигнала (сигнала запуска) от блока 6 ввода (фиг. 4, блок "Есть ли сигнал от кнопки старта?").

При получении сигнала от блока 6 ввода, а именно при нажатии пользователем кнопки запуска, осуществляется инициирование процесса запуска, и блок 1 управления переходит к этапу отсчета заранее заданного интервала времени (первый заданный интервал времени); например 60 с (фиг. 4, блок "Начало отсчета заданного интервала времени").

После истечения заранее заданного интервала времени (фиг. 4, блок "Заданный интервал времени прошел?") блок 1 управления переходит к этапу запуска (фиг. 4, блок "Выдача команды на запуск"), на котором блок 1 управления подает сигнал управления на основной переключающий элемент, в результате чего напряжение от дополнительного источника питания подается на устройство 5 запуска двигателя. После срабатывания устройства запуска двигателя пиротехнический состав топлива двигателя модели ракеты воспламеняется, и модель ракеты запускается.

Таким образом, для запуска модели ракеты с использованием предлагаемого бортовой системы запуска требуется только установка на стартовом столе, подключение источников питания и нажатие кнопки запуска. При этом исключаются этапы разворачивания и подготовки отдельного внешнего устройства запуска модели ракеты.

Вариант осуществления 2.

Одним из ключевых элементов конструкции большинства моделей ракет является система спасения модели ракеты, обеспечивающая безаварийный возврат (спуск) модели ракеты после запуска. В качестве такой системы часто используется система выпуска парашюта, содержащая, по меньшей мере, блок управления, исполнительное устройство выпуска парашюта и парашют. Система выпуска парашюта обеспечивает выпуск парашюта при заданных условиях после запуска модели ракеты, например через заданный интервал времени после запуска, при достижении максимальной высоты полета и др. Парашют укладывается в корпусе модели ракеты (как правило, в верхней части модели ракеты под головным обтекателем). Исполнительным устройством выпуска парашюта может быть, например, вышибной заряд с электрозапалом, червячный механизм выталкивания парашюта, приводимый в действие электромотором, пружинный механизм, приводимый в действие сервоприводом.

Во втором варианте осуществления бортовой системы запуска модели ракеты (фиг. 2) блок 1 управления системы запуска модели ракеты выполнен с возможностью приведения в действие исполнительного устройства 7 системы выпуска парашюта. При этом система запуска содержит дополнительный переключающий элемент 8, аналогичный уже упомянутому основному переключающему элементу 4. Дополнительный переключающий элемент 8 обеспечивает подачу напряжения от дополнительного источника питания на исполнительное устройство 7 системы выпуска парашюта при получении сигнала управления от блока управления.

Согласно второму варианту осуществления после запуска модели ракеты (фиг. 5, блок "Выдача команды на запуск") блок управления системы запуска переходит к этапу отсчета заранее заданного интервала времени выпуска парашюта (второй заранее заданный интервал времени; фиг 5, блок "Начало отсчета второго заданного интервала времени"), и по истечении упомянутого интервала времени (фиг. 5, блок "Второй заданный интервал времени прошел?") выдает сигнал управления на дополнительный переключающий элемент (фиг. 5, блок "Выдача команды на выпуск парашюта").

Дополнительный переключающий элемент 8 срабатывает и обеспечивает подачу питания от дополнительного источника 3 питания на исполнительное устройство 7 системы выпуска парашюта. При этом упомянутый интервал времени может быть, например, равен расчетному времени достижения моделью ракеты максимальной высоты полета. Исполнительное устройство системы выпуска парашюта срабатывает и обеспечивает выпуск парашюта и безопасный возврат (спуск) модели ракеты.

Таким образом, во втором варианте осуществления система запуска дополнительно выполняет функцию управления системой спасения модели ракеты.

Вариант осуществления 3.

Целью запуска моделей ракет часто является сбор полетных данных, полученных от бортовых датчиков модели ракеты, которые записываются в средство записи и хранения данных (блок памяти), например на SD-карту, с помощью устройства чтения карт памяти. При этом запуск модели ракеты является нежелательным в случае, если средство записи и хранения данных не готово к работе, например из-за ошибки подключения, ошибки файловой системы карты памяти, отсутствия карты памяти, отсутствия свободного места на карте памяти, и возникает необходимость в возможности проверки готовности к работе средства записи и хранения данных перезапуском.

В третьем варианте осуществления бортовая система запуска модели ракеты дополнительно содержит набор 9 датчиков, блок 10 памяти, второй блок 11 ввода и блок 12 индикации, подключенные к блоку 1 управления. Блок 6 ввода аналогичен блоку ввода первого и второго вариантов осуществления.

Набор 9 датчиков представляет собой один или несколько датчиков, подключенных к блоку 1

управления. Примером датчиков могут являться: датчик давления, гиродатчик, акселерометр, GPS-модуль, магнитный компас, датчик воздушной скорости и др. На фиг. 3 на схеме, иллюстрирующей бортовую систему запуска модели ракеты согласно рассматриваемому варианту осуществления, в качестве примера набор датчиков содержит только гиродатчик.

Блок 10 памяти может представлять собой, например, устройство чтения карт памяти с установленной в нем картой памяти.

Дополнительный блок 11 ввода может представлять собой кнопку, подключенную к микроконтроллеру и обеспечивающую подачу сигнала проверки на логический вход микроконтроллера при нажатии.

Блок 12 индикации в третьем варианте осуществления предназначен для индикации, тем или иным образом, состояния блока памяти. Блок 12 индикации может представлять собой, например, светодиод, в частности RGB-светодиод, звуковой излучатель, дисплей и т.п.

Далее рассматривается случай, когда дополнительный блок 11 ввода представляет собой кнопку (кнопка проверки), блок 10 памяти представляет собой устройство чтения карт памяти, блок 12 индикации представляет собой RGB-светодиод.

Система согласно третьему варианту осуществления работает следующим образом.

При подключении питания к блоку 1 управления системы запуска блок управления переходит к этапу ожидания получения сигнала от блока 6 ввода (сигнала запуска) либо от дополнительного блока 11 ввода (сигнал проверки; фиг. 6, блоки "Есть ли сигнал от кнопки проверки?", "Есть ли сигнал от кнопки старта?").

При получении сигнала ввода от блока 6 ввода (при нажатии кнопки запуска) система запуска выполняет алгоритм запуска, подобный алгоритму запуска согласно первому или второму варианту осуществления. Алгоритм запуска согласно третьему варианту осуществления может содержать дополнительные этапы получения данных (данных полета) с датчиков и записи этих данных в блок памяти.

При получении сигнала от дополнительного блока 11 ввода (при нажатии кнопки проверки) блок управления переходит к этапу проверки готовности блока памяти к записи данных (фиг. 6, блок "Проверка готовности к работе блока памяти").

Далее, в случае, если определено, что блок 10 памяти не готов к записи данных, например в случае, если при попытке доступа к блоку памяти возникла ошибка, блок 1 управления инструктирует блок 12 индикации выполнять соответствующую индикацию (фиг. 6, блок "Выдача команды индикации ошибки"). Например, подает на управляемый RGB-светодиод команду свечения красным цветом. Далее блок 1 управления возвращается к этапу ожидания ввода.

В случае, если на этапе проверки готовности блока 10 памяти к записи данных определено, что блок записи готов к записи данных, блок 1 управления инструктирует блок 12 индикации выполнять соответствующую индикацию (фиг. 6, блок "Выдача команды индикации готовности"). Например, подает на управляемый RGB-светодиод команду свечения зеленым цветом. Далее блок 1 управления возвращается к этапу ожидания ввода.

Таким образом, система запуска согласно рассматриваемому варианту осуществления обеспечивает дополнительную возможность проверки состояния блока записи данных перед запуском модели ракеты, и пользователь может отказаться от запуска модели ракеты с целью избежать потери полетных данных в случае, если при проверке выявлена неготовность блока записи к работе.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Бортовая система запуска модели ракеты, содержащая блок управления, основной источник питания, подключенный к блоку управления, блок ввода, выполненный с возможностью подачи сигнала запуска на блок управления, переключающий элемент, подключенный к выходу блока управления и сконфигурированный для приема сигнала управления с блока управления, дополнительный источник питания, подключенный к переключающему элементу, устройство запуска двигателя, подключенное к выходу переключающего элемента, при этом блок управления выполнен с возможностью подачи сигнала управления на основной переключающий элемент через первый заданный интервал времени после получения сигнала запуска от блока ввода, переключающий элемент выполнен с возможностью подачи питания от дополнительного источника питания на устройство запуска двигателя при получении сигнала управления от блока управления.
2. Бортовая система по п.1, в которой устройство запуска двигателя представляет собой электрозапал.
3. Бортовая система по п.1, дополнительно содержащая дополнительный переключающий элемент, подключенный к дополнительному источнику питания и к выходу блока управления, исполнительное устройство системы выпуска парашюта модели ракеты, подключенное к дополнительному переключающему элементу, при этом

блок управления выполнен с возможностью подачи сигнала управления на дополнительный переключающий элемент через второй заданный интервал времени после подачи сигнала управления на переключающий элемент.

4. Бортовая система по п.1, дополнительно содержащая

блок памяти, сконфигурированный для чтения карт памяти и подключенный к блоку управления, набор датчиков, содержащий датчик, выбранный из группы, состоящей из датчика давления, гироскопа, GPS-модуля, акселерометра, магнитного компаса, датчика воздушной скорости,

дополнительный блок ввода, выполненный с возможностью подачи сигнала проверки на блок управления,

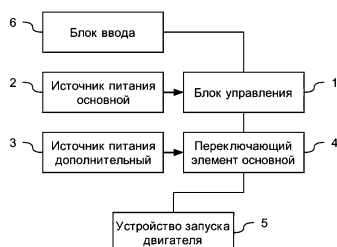
блок индикации, подключенный к блоку управления, при этом блок управления сконфигурирован с возможностью

считывать данные по меньшей мере одного датчика указанного набора датчиков и записывать упомянутые данные в блок памяти;

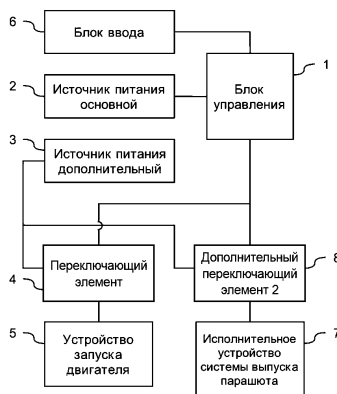
определять при получении сигнала проверки от дополнительного блока ввода, готов ли блок памяти к записи данных; и,

если определено, что блок памяти не готов к записи данных, выдавать сигнал управления на блок индикации, предписывающий блоку индикации указывать на наличие ошибки.

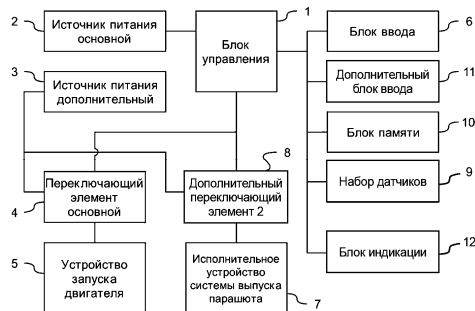
5. Бортовая система по п.4, в которой блок индикации представляет собой RGB-светодиод, при этом наличие ошибки сигнализируется блоком индикации свечением красным цветом.



Фиг. 1



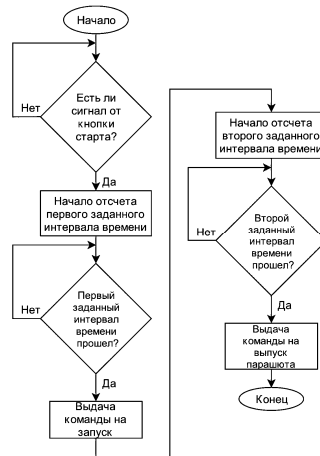
Фиг. 2



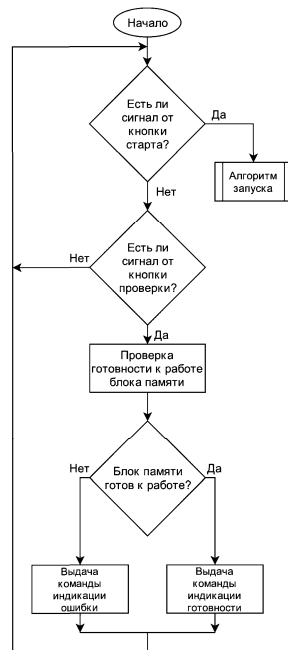
Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6

