



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64G 1/26 (2021.02); B64C 15/14 (2021.02)

(21)(22) Заявка: 2020115740, 13.05.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
13.05.2020

Дата регистрации:
14.04.2021

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 13.05.2020

(45) Опубликовано: 14.04.2021 Бюл. № 11

Адрес для переписки:

644050, г. Омск, пр-кт Мира, 11, ОмГТУ,
Информационно-патентный отдел, Бабенко
О.И.

(72) Автор(ы):

Трушляков Валерий Иванович (RU),
Урбанский Владислав Александрович (RU),
Юдинцев Вадим Вячеславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
образования "Омский государственный
технический университет"(ОмГТУ) (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете

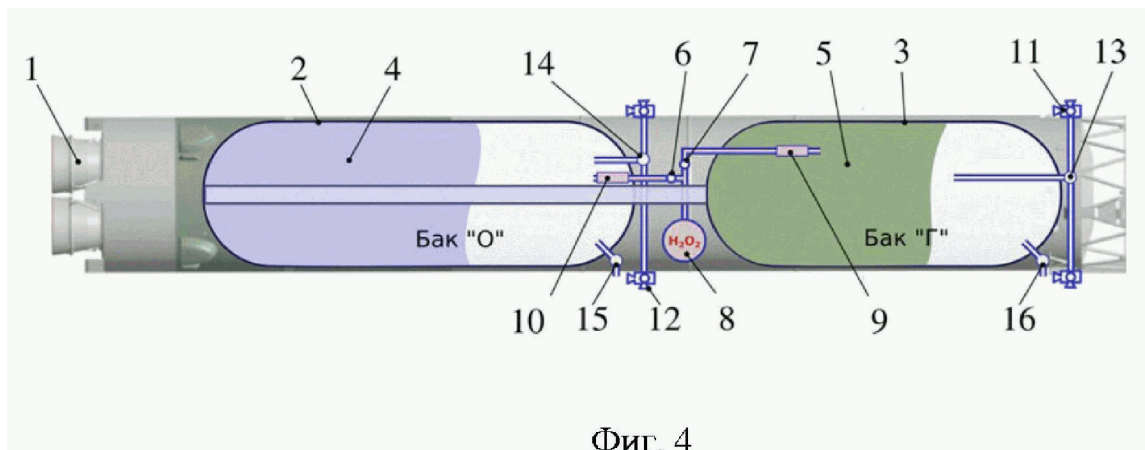
о поиске: RU 2506206 C1, 10.02.2014. RU
2043954 C1, 20.09.1995. RU 2475429 C1,
20.02.2013. RU 2414391 C1, 20.03.2011. US
6036144 A1, 14.03.2000. RU 2581894 C1,
20.04.2016.

(54) СПОСОБ СПУСКА УСКОРИТЕЛЯ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ АВАРИЙНОМ ВЫКЛЮЧЕНИИ ЖРД И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

(57) Реферат:

Группа изобретений относится к ракетно-космической технике. Способ спуска ускорителя ступени (УС) ракеты-носителя (РН) при аварийном выключении жидкостного ракетного двигателя (АВД) в заданный район падения основан на стабилизации УС. Управление движением выполняется за счёт сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через регулирующую газореактивную систему (ГРС). Перед пуском РН рассчитывают варианты программы управления функционированием бортовых систем и движением УС нижней и верхней ступеней, соответственно УС_н и УС_в. При

достижении УС_н и/или УС_в высоты порядка 5 км обеспечивают управляемое вскрытие топливных баков. Устройство для реализации способа включает в свой состав систему управления и навигации, топливный отсек, систему газификации жидких остатков топлива. Кроме того, в него включены газореактивная система сброса в каждом топливном баке, электрическая связь между системами управления УС_н и УС_в и система принудительного закрытия дренажных клапанов по команде из системы управления. Достигается снижение техногенного воздействия на окружающую среду. 2 н.п. ф-лы, 5 ил., 1 табл.



Фиг. 4

RU 2 7 4 6 4 7 3 C 1

RU 2 7 4 6 4 7 3 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

B64G 1/26 (2021.02); **B64C 15/14** (2021.02)(21)(22) Application: **2020115740**, **13.05.2020**(24) Effective date for property rights:
13.05.2020Registration date:
14.04.2021

Priority:

(22) Date of filing: **13.05.2020**(45) Date of publication: **14.04.2021** Bull. № 11

Mail address:

**644050, g. Omsk, pr-kt Mira, 11, OmGTU,
Informatsionno-patentnyj otdel, Babenko O.I.**

(72) Inventor(s):

**Trushlyakov Valerii Ivanovich (RU),
Urbansky Vladislav Aleksandrovich (RU),
Udincev Vadim Vyacheslavovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federal State Budgetary Educational Institution
of Higher Education "Omsk State Technical
University" (OmSTU) (RU)**(54) **METHOD FOR LOWERING LAUNCH VEHICLE STAGE ACCELERATOR DURING EMERGENCY SHUTDOWN OF LIQUID ROCKET ENGINE AND DEVICE FOR ITS IMPLEMENTATION**

(57) Abstract:

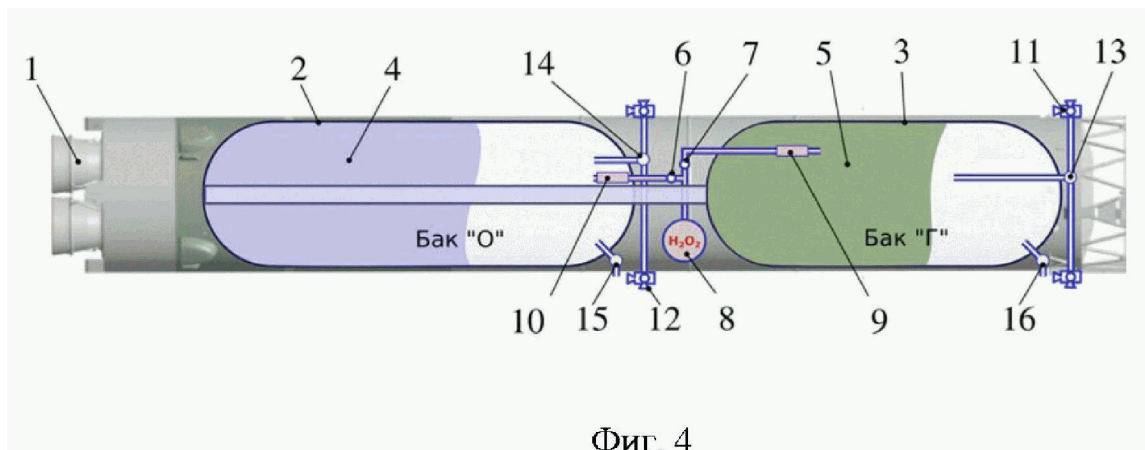
FIELD: rocket and space technology.

SUBSTANCE: group of inventions relates to rocket and space technology. The method of descent of the stage accelerator (SA) of the launch vehicle (LV) in case of emergency shutdown of the liquid rocket engine (ESE) to the specified area of fall is based on stabilization of the US. Traffic control is performed by dumping gasification products from fuel and oxidizer tanks through a regulated gas reactive system (GRS). Before launching the LV, variants of the program for controlling the operation of onboard systems and the movement of the SA of the lower and upper stages, respectively, SA_l and SA_u, are calculated. When the

SA_l and / or SA_u reaches an altitude of about 5 km, a controlled opening of the fuel tanks is provided. The device for implementing the method includes a control and navigation system, a fuel compartment, a gasification system for liquid fuel residues. In addition, it includes a gas-reactive dump system in each fuel tank, an electrical connection between the control systems of the SA_l and SA_u, and a system for forced closing of the drain valves on command from the control system.

EFFECT: reduced technogenic impact on the environment.

2 cl, 5 dwg, 1 tbl



Фиг. 4

RU 2746473 C1

RU 2746473 C1

Группа изобретений относится к ракетно-космической технике и может быть использована при спуске ускорителя ступени (УС) ракеты-носителя (РН) с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД), например, для двухступенчатой РН, как нижнего ускорителя ступени ($УС_{\text{н}}$), верхнего ускорителя ступени ($УС_{\text{в}}$), а также связки « $УС_{\text{н}}$ + $УС_{\text{в}}$ » в случае аварийного выключения ЖРД на участке выведения РН.

Известны технические решения на основе многоразовых $УС_{\text{н}}$, которые в частных случаях могут решать задачи спуска отделившихся УС в аварийных ситуациях, см., например, [1] G. Webb, K. Milyayev, O. Sokolov A comparative assessment of various methods for recovering reusable lower stages// 67th International Astronautical Congress, Guadalajara, Mexico. 2016. IAC-16-D2-6-5.

Наиболее близким к предлагаемому техническому решению является группа изобретений по способу спуска отделяющейся части ступени РН и устройство для его реализации по патенту РФ №2581894, МПК В64G 1/26, В64С 15/14, основанный на стабилизации отделяющейся части (ОЧ) в статически устойчивом положении, использовании энергетики, заключенной в невыработанных остатках жидких компонентов ракетного топлива на основе их газификации, обеспечении углового положения в пространстве, соответствующего минимальному углу атаки при входе ее в плотные слои атмосферы, отличающийся тем, что после отделения ОЧ управление спуском в заданный район падения осуществляют на атмосферном участке траектории спуска ОЧ за счет аэродинамического маневра, при этом управление движением центра масс и вокруг центра масс ОЧ осуществляют путем раздельного сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через регулируемые сопла газореактивной системы, после завершения маневра осуществляют безмоментный сброс оставшихся продуктов газификации из баков через сопла сброса газореактивной системы.

Отделяющаяся часть ракеты космического назначения, включающая в свой состав систему управления и навигации, топливный отсек, систему газификации жидких остатков топлива, в плоскостях стабилизации тангажа, рыскания, крена на максимальном удалении от центра масс установлены по 2 сопла сброса противоположно друг другу, соединенные магистралями подачи продуктов газификации через пиромембраны, регулируемые клапана с соответствующими баками.

К основному недостатку этого технического решения относится не учёт возможности аварийного выключения двигателя (АВД), которая в дальнейшем обозначается для участка выведения нижней ступени $АВД_{\text{н}}$ и $АВД_{\text{в}}$ для верхней ступени. В общем случае, когда речь идёт об обоих участках выведения используется сокращение $АВД_{\text{н,в}}$. В процессе полёта отделяющейся части¹, которая в дальнейшем обозначается как $УС_{\text{н}}$, $УС_{\text{в}}$, а в общем случае $УС_{\text{н}}$ и/или $УС_{\text{в}}$, что может привести к неуправляемому падению $УС_{\text{н}}$ и/или $УС_{\text{в}}$ со значительными массами невыработанного жидкого ракетного топлива на поверхность Земли по трассе пуска РН и, соответственно, к значительному экологическому ущербу (¹ к понятию отделяющейся части РН кроме отработавших ускорителей ступеней относятся створки головного обтекателя, хвостовые и межступенные отсеки).

Техническим результатом предлагаемого технического решения является значительное снижение техногенного воздействия на окружающую среду при аварийном выключении ЖРД в процессе выведения РН.

Указанный технический результат достигается за счет того, что в известный способ

спуска УС с ЖРД в заданный район падения, основанный на стабилизации УС при движении по траектории спуска и использовании энергетики, заключенной в невыработанных остатках жидких компонентов ракетного топлива на основе их газификации, после отделения УС управление движением при спуске УС в район падения за счёт сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через регулируемые газореактивные сопла (ГРС), предлагается внести следующие действия:

1) перед пуском РН рассчитывают варианты программы управления функционированием бортовых систем и движением УС_н и/или УС_в, в том числе:

1а) участки на штатной траектории выведения РН, где возможны аварийные выключения ЖРД ускорителей нижней или верхней ступени (АВД_{н,в}),

1б) соответствующие возможные множества районов падения по трассе пуска $\{S_{н,в}^{opt}\}$ с минимальным экологическим ущербом,

1в) программы управления движением УС_н и/или УС_в при спуске для каждого участка траектории выведения РН, в которой произошло АВД_{н,в}, в соответствующие районы падения $\{S_{н,в}^{opt}\}$,

1г) выбирают тягу сопел ГРС для каждого канала стабилизации в каждом баке УС_н и/или УС_в из условий программы управления функционированием и управления движением, количества топлива в баках, прочности топливного бака, нагруженного давлением поступающих газов теплоносителя, газом наддува, паров компонента топлива, с учётом внешних теплопритоков;

2) при движении РН по траектории выведения при прохождении команды на АВД_{н,в} определяют соответствующий расчётный вариант программы функционирования бортовых систем и управления движением УС_н и/или УС_в,

3) принудительно закрывают штатные дренажные клапаны в баках УС_н и/или УС_в,

4) запускают системы газификации в баках УС_н и/или УС_в и осуществляют функционирование бортовых систем и управление движением УС_н и/или УС_в по аварийной программе, соответствующей конкретному интервалу траектории выведения, на котором произошло АВД_{н,в},

5) при достижении УС_н и/или УС_в высоты порядка 5 км, осуществляют управляемое вскрытие топливных баков УС_н, УС_в путём повышения величины давления наддува в каждом из топливных баках до разрушающего значения.

Устройство для реализации предлагаемого способа

В качестве прототипа принимается устройство по патенту РФ №2581894, МПК В64С 1/26, В64С 15/14, в состав которого входят система управления и навигации, топливный отсек, система газификации жидких остатков топлива, ГРС продуктов газификации в каждом топливном баке для каждого канала стабилизации.

Ускоритель ступени РН для реализации предлагаемого способа, включающий в свой состав систему управления и навигации, топливный отсек, систему газификации жидких остатков топлива, газореактивные сопла, установленные в плоскостях стабилизации в каждом топливном баке, *согласно заявляемому изобретению* в состав УС вводят электрическую связь между системами управления УС_н и УС_в, систему принудительного закрытия дренажных клапанов в каждом баке.

Для пояснения действий способа приведены следующие иллюстрации.

На фиг. 1 приведены возможные интервалы на участках выведения первой ступени

РН (t_0 ; t_{I-II}) – АВД_н: $t_{I,l}$, $t_{I,k}$ и второй ступени РН (t_{I-II} ; $t_{II,n}$) – АВД_в: $t_{II,k}$, $t_{II,n-1}$ с соответствующими аварийными районами падения $S_{I,1}$, $S_{II,1}$, $S_{II,k}$.

На фиг. 2 приведена схема реализации предлагаемого способа на примере 6 (шести) базовых сценариев.

На фиг. 3 приведены районы аварийного падения (АРП) в выделенной зоне для УС_н с минимальной стоимостью возмещения экологического ущерба окружающей среде вдоль трассы пуска. АВД₁, АВД₂, АВД₃ – примеры точек по трассе полета первой ступени РН в которых произошло АВД_н (стрелками от точек показаны направления на зоны аварийного падения с минимальной стоимостью возмещения экологического ущерба); $A(t_{I,k})$ – границы интервалов на трассе выведения, на которых возможно АВД_н; РП1 – штатный район падения УС_н; S_k – возможные аварийные районы падения УС_н.

На фиг. 4 приведена конструкция УС_н РН с запасами топлива в баках до 50%: 1 – маршевый ЖРД; 2 – бак окислителя «О»; 3 – бак горючего «Г»; 4 – жидкие остатки кислорода; 5 – жидкие остатки метана; 6, 7 – управляемые клапаны подачи перекиси водорода в баки «О» 2 и «Г» 3; 8 – ёмкость с перекисью водорода с управляемой мембранной системой подачи на систему каталитического разложения; 9, 10 – каталитические системы в баках «О» 2 и «Г» 3 для получения теплоносителя; 11, 12 – газореактивные сопла сброса парогазовой смеси (ПГС) из баков «О» 2 и «Г» 3; 13, 14 – управляемые клапаны сброса ПГС из баков «О» 2 и «Г» 3 в газореактивную систему стабилизации; 15, 16 – управляемые дренажные клапаны.

На фиг. 5 приведен пример программного движения (вариант на этапе работы I ступени: а) изменения высоты в зависимости от дальности; б) изменение программного курсового угла в зависимости от дальности. На рисунках графики изменения указанных параметров при баллистическом спуске и при управляемом движении в выбранный район падения, смещенный относительно баллистической точки падения на 50 км по дальности и 30 км по курсу на примере РН типа «Союз-2.1.в».

Обоснование действий способа и устройства

1) перед пуском РН рассчитывают варианты программ управления функционированием бортовых систем и движением УС_н и/или УС_в в том числе:

1а) участки на штатной траектории выведения РН, где возможны аварийные выключения ЖРД ускорителей нижней или верхней ступени: АВД_н, АВД_в, (АВД_{н,в})

При АВД_{н,в} на этапах траектории выведения РН возможны следующие варианты аварийных ситуаций, приведённые в табл. 1. В таблице обозначены: t_0 – момент старта РН, $\Delta t_Б$ – интервал времени после старта РН, в течение которого заблокировано АВД для безопасного увода аварийной РН со старта; t'_{II} – время на этапе работы I ступени с момента которого возможно довыведение полезной нагрузки (ПН) на замкнутую орбиту РБ2 ступени в случае АВД ЖРД I ступени и аварийном разделении ступеней; t_{I-II} – момент разделения ступеней; t_r – время на этапе работы II ступени с момента которого возможно довыведение ПН на замкнутую орбиту при помощи ГРС в случае АВД; t_e – время вывода ПН на орбиту.

Таблица 1 – Перечень возможных базовых аварийных ситуаций на участках выведения первой и второй ступеней РН.

№	Аварийная ситуация
I.1	АВД _н : довыведение ПН на орбиту невозможно ($t_0 + \Delta t_B \leq t \leq t_{II}'$)
I.2	АВД _н : довыведение ПН на орбиту невозможно. Необходим увод II ступени РН на максимальное расстояние по трассе полета. ($t_0 + \Delta t_B \leq t \leq t_{II}'$)
I.3	АВД _н : возможно довыведение ПН на орбиту при помощи УС _в . ($t_{II}' \leq t \leq t_{I-II}$)
II.1	АВД _в : нештатное разделение ступеней РН. ($t \approx t_{I-II}$)
II.3	АВД _в : на участке работы II ступени. ($t_{I-II} \leq t \leq t_r$)
II.3	АВД _в : момент близкий к моменту отделения ПН. ($t_r \leq t \leq t_e$)

1б) соответствующие возможные множества районов падения по трассе пуска $\{S_{n,s}^{opt}\}$ с минимальным экологическим ущербом,

На фиг. 3 приведены возможные выделенные аварийные районы падения S_{ki} для УС_н; штатный район падения (РП1) для УС_н; АВД₁, АВД₂, АВД₃ – примеры точек по трассе полета первой ступени РН в которых произошло АВД_н (стрелками от точек показаны направления на зоны аварийного падения с минимальной стоимостью возмещения экологического ущерба); $A(t_{l,k})$ – границы интервалов на трассе выведения, на которых возможно АВД_н.

Аварийные районы падения выбираются из условия минимизации затрат на восстановление нанесённого экологического ущерба, что является самостоятельной задачей, например, кн. [1] ГОСТ-Р 52985-2008 Национальный стандарт РФ. Экологическая безопасность ракетно-космической техники, кн. [2] Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду. Справочное пособие, под общей редакцией Адушкина В.В., Козлова С.И., Петрова А.В. М: Изд. «Анкил», 2000, 640 с.

1в) программы управления движением УС_н и/или УС_в при спуске для каждого участка траектории выведения РН, в которой произошло АВД_{н,в} в соответствующие множества районов падения $\{S_{n,s}^{opt}\}$,

Управление движением (программные углы тангажа, рыскания, вращения) на траектории спуска осуществляется выбором режимов работы сопел ГРС, обеспечивающих движение по попадающей траектории для УС_н и/или УС_в в выделенные $\{S_{n,s}^{opt}\}$. Расчёт попадающей траектории и, соответственно, программа управления движением проводится на основе традиционных методов баллистики, например, [3] Р. Ф. Аппазов, С.С. Лавров, В.П. Мишин Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М., Наука, 1966 г. Возможно и применение современных методов, например, [4] М. А. Patterson, A. V. Rao, Gpops-ii: A matlab software for solving multiple-phase optimal control problems using hp-adaptive Gaussian quadrature collocation methods and sparse nonlinear programming, ACM. Trans. Math. Softw. 41 (1) (2014) 1:1 1:37. doi:10.1145/2558904.

1г) выбирают тягу сопел ГРС для каждого канала стабилизации в каждом баке УС_{н,в}

из условий программы управления функционированием и управления движением, количества топлива в баках, прочности топливного бака, нагруженного давлением поступающих газов теплоносителя, газом наддува, паров компонента топлива, с учётом внешних теплопритоков.

5 Для штатного варианта работы УС_Н и/или УС_В тяги сопел ГРС выбираются из условия обеспечения углового манёвра за заданный интервал времени, стабилизации УС_Н и/или УС_В относительно программной траектории спуска для минимизации разброса точек падения УС_Н и/или УС_В в штатный район падения, при этом остатки топлива в баках составляли до 5% от начальной заправки.

10 При АВД необходимо решение других задач: а) обеспечение падения УС_Н и/или УС_В в выделенный аварийные районы $\{S_{н,в}^{opt}\}$; б) выработка максимального количества топлива; в) минимизация последствия АВД на окружающую среду. Соответственно, тяги ГРС, обеспечивающие управление движением центра масс в продольной плоскости и создающие импульс в направлении импульса ЖРД, т.е. в направлении полезной нагрузки, должны обеспечить максимально возможную тягу.

В других каналах стабилизации тяга ГРС определяется из условия заданной длительности манёвров разворота УС.

20 В связи с тем, что высотные сопла Лаваля при их использовании в ГРС при величине тяги, равной 1,0 т могут достигать значительных размеров (в рассматриваемом примере на РН типа «Союз-2.1.в» диаметр критического сечения 0,15 м, а по длине до 0,45 м, их компоновка в конструкции УС_Н и/или УС_В затруднена, т.к. приводит к существенному изменению облика системы, увеличению аэродинамического сопротивления. В этой связи принято решение отказаться от их использования и ограничиться отверстиями сброса, что приводит к снижению величины тяги на 10 – 12%.

Возможен выбор диаметров критического сечения отверстий в каналах угловой стабилизации из условия максимального расхода топлива и безмоментного сброса парогазовой смеси, например, включение всех отверстий сброса, а их количество для УС_Н из 2 баков достигает: $2 \cdot 4 \cdot 4 = 32$ сопла, соответственно, для УС_В также 32 сопла (фиг. 4). Из этих 32 сопел на каждом УС продольных с повышенной тягой 8 шт., например, с тягой ~1,0 тс, остальные 24 шт. с тягой, например, 200 кгс.

2) при движении РН по траектории выведения при прохождении команды на АВД_{Н,В} определяют соответствующий расчётный вариант программы функционирования бортовых систем и управления движением УС_Н и/или УС_В

При возникновении АВД информация сразу же появляется в системе управления и автоматически определяется соответствующий вариант программы функционирования бортовых систем и управления УС_Н и/или УС_В из соответствующего массива, который хранится в памяти бортовой вычислительной машине.

3) принудительно закрывают штатные дренажные клапаны в баках УС_Н и/или УС_В,

40 Принудительное закрытие штатных дренажных клапанов в баках аварийных УС необходимо из-за повышения давления в баках с целью увеличения тяги ГРС, например, штатное давление в баках системой наддува поддерживается ~ 3 атм., прочность баков позволяет поднять давление до 5 – 6 атм. Создание такого давления в баке позволяет существенно увеличить тягу ГРС.

4) запускают системы газификации в баках УС_Н и/или УС_В и осуществляют функционирование бортовых систем и управление движением УС_Н и/или УС_В по

аварийной программе, соответствующей конкретному интервалу траектории выведения, на котором произошло $ABD_{H,B}$

Позиция соответствует прототипу, лишь с тем отличием, что функционирование бортовых систем и управление движением $УС_H$ и/или $УС_B$ по аварийной программе, соответствующей конкретной точке $ABD_{H,B}$

5) при достижении $УС_H$ и/или $УС_B$ высоты порядка 5 км, осуществляют управляемое вскрытие топливных баков $УС_H$, $УС_B$ путём повышения величины давления наддува в каждом из топливных баках до разрушающего значения.

Для осуществления этой операции определяют текущую газопроизводительность системы газификации, текущие давление в баке и момент времени для каждого бака, когда следует закрыть клапаны системы ГРС в каждом баке, возможное увеличение подачи теплоносителя, увеличение внешнего теплового потока путём разворота $УС_H$ и/или $УС_B$.

Предполагается, что рассеяние кислорода и метана в атмосфере предпочтительнее по сравнению с падением на поверхность грунтов, т.к. высокая вероятность взрыва и пожара наземной растительности при ударе $УС$ с остатками топлива.

Таким образом, предлагаемая группа изобретений позволяет

а) многократно уменьшить остатки масс жидкого топлива в баках за счёт работы системы газификации; б) привести $УС_H$ и/или $УС_B$ в выделенные аварийные районы падения; в) организовать управляемый выброс компонентов топлива в атмосферу (кислород, сжиженный метан не представляют существенной экологической опасности) за вскрытия баков тем самым существенно сократить негативные экологические последствия в районе падения аварийных $УС_H$ и/или $УС_B$.

Данное техническое решение создано в рамках выполнения научно-исследовательских работ по ГЗ №2019-0251 от 02.03.2020г.

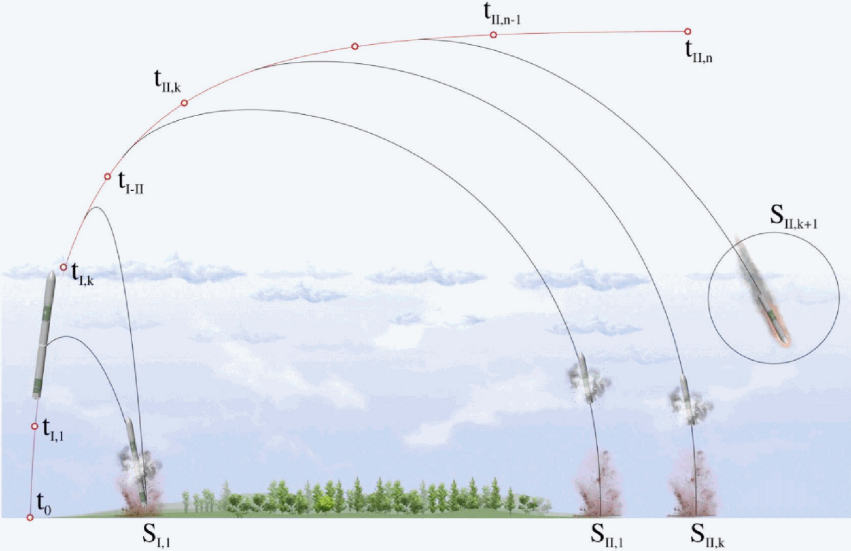
(57) Формула изобретения

1. Способ спуска ускорителя ступени ($УС$) ракеты-носителя ($РН$) при аварийном выключении жидкостного ракетного двигателя (ABD) в заданный район падения, основанный на стабилизации $УС$ при движении по траектории спуска и использовании энергетики, заключенной в невыработанных остатках жидких компонентов ракетного топлива, на основе их газификации, после отделения $УС$ управление движением при спуске $УС$ в район падения за счет сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через регулируемую газореактивную систему ($ГРС$), отличающийся тем, что перед пуском $РН$ рассчитывают варианты программы управления функционированием бортовых систем и движением нижнего ускорителя ступени ($УС_H$) и верхнего ускорителя ступени ($УС_B$), координаты штатной траектории выведения $РН$, где возможны ABD ускорителей нижней или ускорителей верхней ступеней ($ABD_{H,B}$), соответствующие возможные множества районов падения по трассе пуска $\{S_{H,B}^{opt}\}$ с минимальным экологическим ущербом, программы управления движением $УС_H$ и/или $УС_B$ при спуске для каждого участка траектории выведения $РН$, в которой произошло $ABD_{H,B}$, в соответствующие $\{S_{H,B}^{opt}\}$, выбирают тяги $ГРС$ для каждого канала стабилизации в каждом баке $УС_H$ и/или $УС_B$ из условий программы управления функционированием и управления движением, количества топлива в баках, прочности топливного бака,

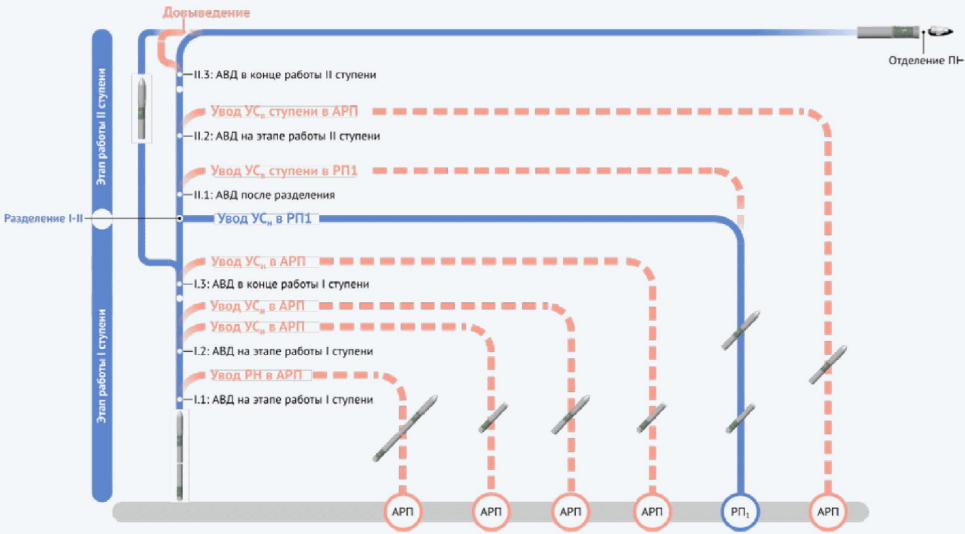
нагруженного давлением поступающих газов теплоносителя, газом наддува, паров компонента топлива, с учетом внешних теплопритоков, при движении РН по траектории выведения при прохождении команды на АВД_{н,в} определяют соответствующий расчетный вариант программы функционирования бортовых систем и управления движением УС_н и/или УС_в, принудительно закрывают штатные дренажные клапаны в баках УС_н и/или УС_в, запускают системы газификации в баках УС_н и/или УС_в и осуществляют функционирование бортовых систем и управление движением УС_н и/или УС_в по аварийной программе, соответствующей конкретному интервалу траектории выведения, на котором произошло АВД_{н,в}, при достижении УС_н и/или УС_в высоты порядка 5 км обеспечивают управляемое вскрытие топливных баков УС_н и/или УС_в путем повышения величины давления наддува в топливных баках до разрушающего значения.

2. Устройство для реализации способа по п. 1, включающее в свой состав систему управления и навигации, топливный отсек, систему газификации жидких остатков топлива, газореактивную систему сброса в каждом топливном баке, отличающееся тем, что в состав вводят электрическую связь между системами управления УС_н и УС_в и систему принудительного закрытия дренажных клапанов по команде из системы управления.

1

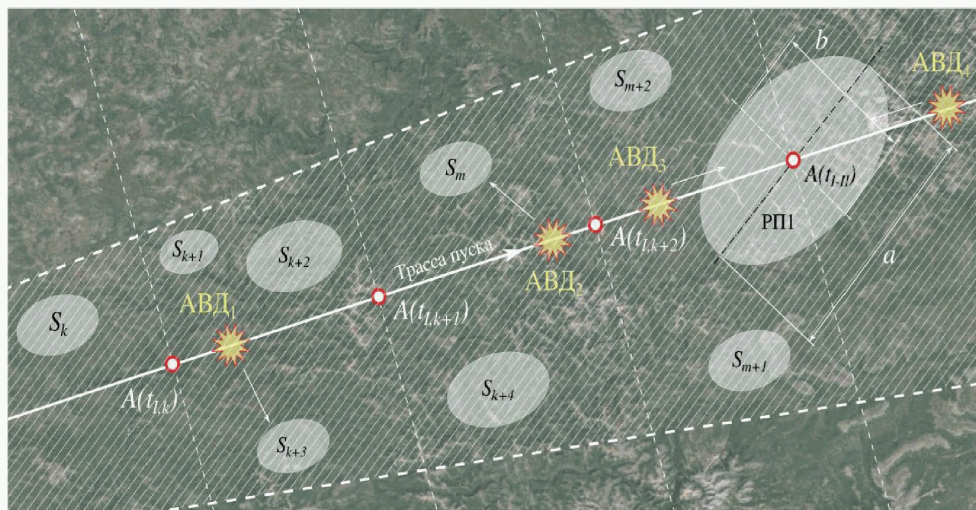


Фиг. 1

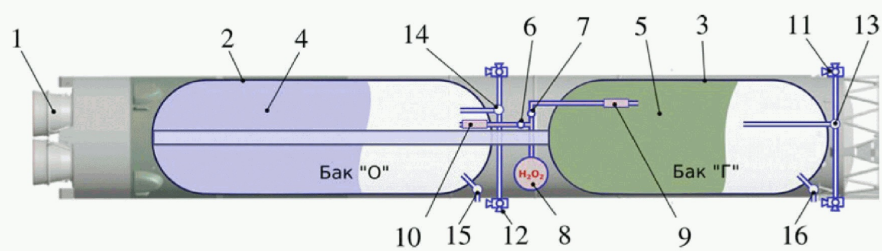


Фиг. 2

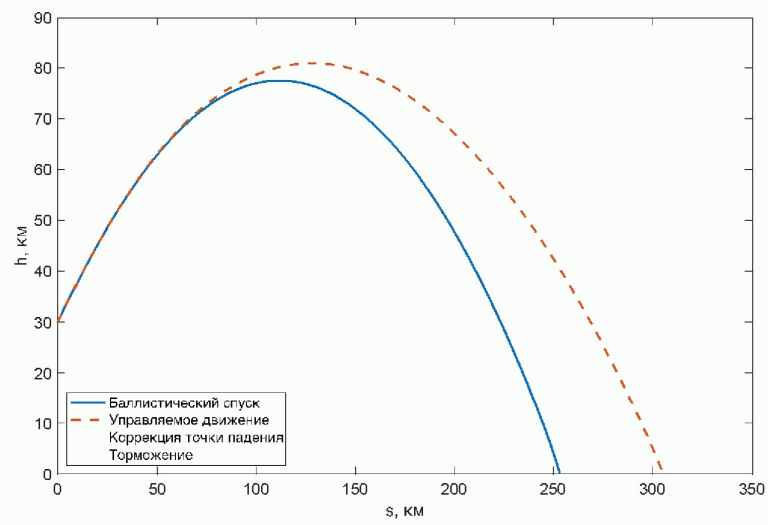
2



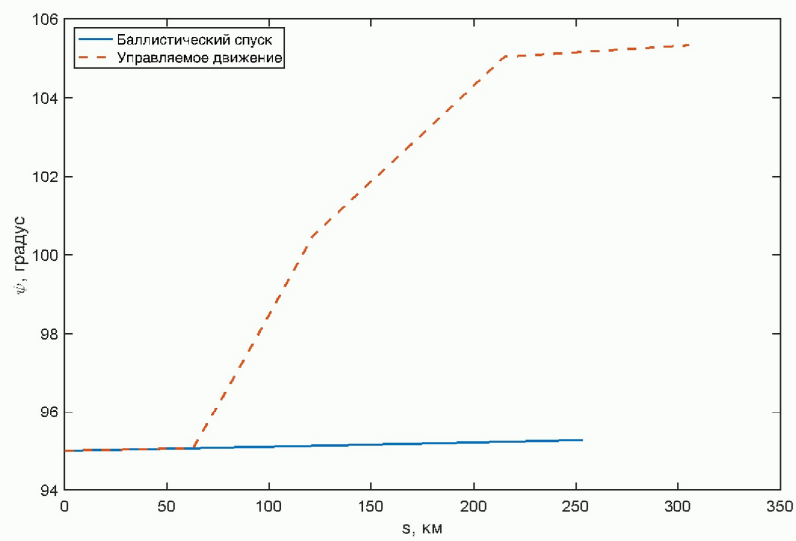
Фиг. 3



Фиг. 4



а)



б)

Фиг. 5