



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 108 540** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) МПК⁶ **F 42 B 15/00**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 96101342/02, 22.01.1996

(46) Дата публикации: 10.04.1998

(56) Ссылки: 1. Михайлов В.П., Назаров Г.А. Развитие техники пуска ракет. - М.: ВОИЗ МО СССР, 1976, с. 74, рис. 30. 2. Михайлов В.П., Назаров Г.А. Развитие техники пуска ракет. - М.: ВОИЗ МО СССР, 1976, с. 83 - 85.

(71) Заявитель:

Государственное предприятие "Московский институт теплотехники"

(72) Изобретатель: Лагутин Б.Н.,

Лапыгин В.Л., Ясинский Г.А., Соломонов Ю.С., Быстрицкий В.А., Сычев Б.В., Румянцев Г.Н., Суходольский А.П., Васильев Ю.С., Полухин В.А., Пилипенко П.Б., Французов В.А.

(73) Патентообладатель:

Государственное предприятие "Московский институт теплотехники"

(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ РАКЕТНЫМ КОМПЛЕКСОМ

(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике и может быть использовано при разработке технологии запуска ракет космического назначения и при разработке системы управления, используемой в ракетном космическом комплексе. Технической задачей, решаемой в изобретении, является обеспечение управления транспортабельным космическим ракетным комплексом с любого подготовленного в инженерном отношении места земной поверхности. Согласно изобретению предварительно задействуют наземный и бортовой цифровые вычислительные комплексы, осуществляют синхронизацию их работы. Управляющие команды для бортовой и наземной аппаратуры систем управления и абонентов оборудования ракетного комплекса выдают на основе функционального взаимодействия наземного и бортового цифровых вычислительных комплексов. Сначала наземный цифровой вычислительный

комплекс выполняет распознавание команды признака проводимого режима управления ракетным комплексом и осуществляют ее передачу в бортовой цифровой вычислительный комплекс. После этого наземный цифровой вычислительный комплекс выдает управляющие команды наземной аппаратуре системы управления и абонентам наземного оборудования, а бортовой цифровой вычислительный комплекс выдает управляющие команды для поэтапного управления абонентами оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления. Переход на следующий этап управления выполняют после завершения предыдущего этапа и передачи информации от бортового вычислительного комплекса о завершении этапа в наземный цифровой вычислительный комплекс и получения разрешения от наземного цифрового вычислительного комплекса на проведение следующего этапа, на основе установления признака нормального прохождения этапа. 44 з.п. ф-лы.

RU 2 108 540 C1

RU 2 108 540 C1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 108 540** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) Int. Cl.⁶ **F 42 B 15/00**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 96101342/02, 22.01.1996

(46) Date of publication: 10.04.1998

(71) Applicant:
Gosudarstvennoe predpriyatie "Moskovskij
institut teplotekhniki"

(72) Inventor: Lagutin B.N.,
Lapygin V.L., Jasinskij G.A., Solomonov
Ju.S., Bystritskij V.A., Sychev B.V., Rumjantsev
G.N., Sukhadol'skij A.P., Vasil'ev Ju.S., Polukhin
V.A., Pilipenko P.B., Frantsuzov V.A.

(73) Proprietor:
Gosudarstvennoe predpriyatie "Moskovskij
institut teplotekhniki"

(54) **METHOD OF CONTROL OF SPACE ROCKET COMPLEX**

(57) Abstract:

FIELD: space engineering, applicable in development of technology of space rocket launching and in development of the control system used in space rocket complex. SUBSTANCE: preliminarily actuated are the ground and on-board computer complexes, their operation is synchronized. Control commands for the on-board and ground equipment of the control systems and equipment sets of the rocket complex are produced on the basis of functional interaction of the ground and on-board digital computer complexes. First the ground digital computer complex carries out identification of the command of the character of the rocket complex control mode being in use and accomplishes its transmission to the on-board digital computer complex. After that the ground digital computer complex produces control

commands to the ground equipment of the control system and ground equipment sets, and the on-board digital computer complex produces control commands for stage-by-stage control of the equipment sets of the rocket and on-board equipment of the control system. Going to the next control stage is accomplished after completion of the previous one and transmission of information from the on-board computer complex on completion of the stage in the ground digital computer complex and getting clearance from the ground digital computer complex to execution of the next stage on the basis of identification of the character of normal running of the stage. EFFECT: enhanced reliability of control of transportable space rocket complex from any site of earth surface prepared in engineering respect. 45 cl

RU 2 108 540 C1

RU 2 108 540 C1

Изобретение относится к космической технике и может быть использовано при разработке технологии запуска ракет космического назначения и при разработке системы управления, используемой в ракетном космическом комплексе.

В настоящее время из анализа уровня ракетно-космической техники известно, что запуск полезного груза - космических аппаратов (КА) как автоматических, так и пилотируемых осуществляют при помощи жидкостных ракет со стационарных космодромов, оборудованных необходимым наземным оборудованием для обслуживания жидкостных ракет - сборки, заправки компонентами жидкого топлива, предстартовых контрольных проверок, управлением ракетным комплексом и пуска.

На практике в настоящее время возникла задача обеспечения запуска КА не только со стационарных космодромов, но и с практически любой подготовленной в инженерном отношении стартовой позиции по местности, указанной заказчиком или владельцем КА.

Объясняется это не только техническими требованиями, но и государственными, а также коммерческими интересами. Необходимость запуска ракет с КА с любой точки земного шара обосновывается тем, что соответствующим выбором места старта можно вывести КА на орбиту с заданными заказчиком параметрами (наклонение орбиты, например).

Достижение поставленной цели - обозначение запуска ракеты космического назначения с любого места является задачей комплексной, так как требует решения взаимосвязанных проблем, к которым относятся:

разработка способа управления транспортательным ракетным космическим комплексом, используемым для вывода полезного груза в околоземное пространство;

разработка способа вывода полезного груза в околоземное пространство;

создание ракеты, максимально приспособленной к транспортированию и требующей минимального возможного предстартового обслуживания;

создание транспортательного ракетно-космического модуля, включающего ракету и транспортно-пусковой контейнер (ТПК) с узлами крепления в нем ракеты и с узлами крепления ТПК на наземном оборудовании;

создание пускового устройства (пускового стенда) при этом пусковое устройство должно быть транспортательным;

разработка режимов технологии доставки ракеты, пускового устройства и наземного оборудования к месту пуска; подготовка ракеты, пускового устройства и наземного оборудования к пуску; геодезическая подготовка места пуска и самого пуска;

разработка технологии подготовки стартовой площадки для запуска ракеты космического назначения и наземного оборудования для осуществления запуска.

Рассмотрение проблемы запуска космических аппаратов с помощью транспортательного космического ракетного комплекса выявило, что в настоящее время отсутствуют практически реализованные системы управления, пригодные для

управления транспортательным ракетным космическим комплексом, и поэтому актуальной является проблема разработки системы управления для управления транспортательным ракетным космическим комплексом.

Анализ уровня техники, относящейся к технологии пуска ракет, выявил несколько технических решений, связанных с этой темой, но все они относятся к пуску боевых ракет, предназначенных для доставки полезного груза по баллистической траектории в заданное место.

Авторам настоящей заявки не известно ни одно техническое решение, посвященное разработке технологии управления пуском ракеты космического назначения для вывода на околоземную орбиту ОКА с любого заданного места заказчиком как жидкостной, так и твердотопливной.

В качестве аналога принято техническое решение - осуществление пуска ракеты "Фау-2" из транспортно-пускового контейнера [1], основанный на том, что осуществляют транспортирование ракеты "Фау-2" по морю в подводном положении в ТПК с последующим запуском ракеты из него, причем буксировка ТПК с ракетой осуществляется подводной лодкой.

Аналог [1] обладает следующими недостатками:

для управления пуском ракеты используется система управления, размещаемая на подводной лодке, и которая не может быть использована для транспортательного космического ракетного комплекса;

не решена задача прицеливания ракеты. Наиболее близким техническим решением к заявляемому способу является известный способ управления пуском транспортательной твердотопливной тактической ракеты второго поколения "Сержант" [2], принятый за прототип к заявляемому способу.

Известный способ [2] состоит в том, что твердотопливную ракету "Сержант", транспортируемую отдельными отсеками на стартовую площадку, стыкуют их на стартовой площадке, дополнительно транспортируют на стартовую площадку пусковое устройство и контрольно-испытательную станцию, при этом пусковую установку транспортируют на полуприцепе с тягачом. После сборки ракеты и вывода данных о цели и выходных данных ориентируют пусковую установку по азимуту, после чего осуществляют пуск ракеты, причем перед пуском ракеты пусковую установку вывешивают на гидродомкратах.

К недостаткам прототипа [2] относится следующее:

известный способ разработан применительно к тактической одноступенчатой твердотопливной ракете и не может быть использован при управлении запуском КА, так как для их запуска требуются многоступенчатые (четырёхступенчатые или пятиступенчатые) ракеты;

в известном способе [2], после сборки ракеты и набора оператором данных о цели и выходных данных на панели управления аппаратура кабины пуска производит автоматическое выполнение предпусковых операций. Пуск ракеты с направляющих

осуществляется с постоянным углом возвышения 79°.

Для запуска КА этих операций известного способа недостаточно, т.к. отсутствует указание на конкретное определение входных параметров для системы управления. Кроме того, пуск ракеты космического назначения с углом возвышения неприемлем, т.к. запуск ракет космического назначения осуществляют в вертикальном положении.

Общим недостатком известных технических решений является то, что управление космическим ракетным комплексом осуществляют только с использованием наземной аппаратуры системы управления, делает невозможным ее использование в транспортабельном космическом ракетном комплексе.

Суммируя вышеприведенные рассуждения, можно отметить, что в настоящее время не имеется разработанных технологий (кроме заявляемой), позволяющих осуществить управление транспортабельным ракетным космическим комплексом, используемым для запуска КА с любого заданного места.

Технической задачей, решаемой в данной заявке, является обеспечение управления транспортабельным космическим ракетным комплексом, используемым для запуска КА с помощью ракеты космического назначения с любого подготовленного в инженерном отношении места земной поверхности.

Указанная техническая задача решается тем, что в известном способе управления ракетным космическим комплексом, включающим включение наземного и бортового цифровых вычислительных комплексов и автоматическое выполнение программы предпусковых операций посредством подачи управляющих команд для управления наземной и бортовой аппаратурой системы управления и абонентами оборудования космического ракетного комплекса, согласно изобретению, синхронизируют работу наземного и бортового цифровых комплексов, управляющие команды для бортовой и наземной аппаратуры систем управления и абонентов оборудования ракетного комплекса выдают на основе функционального взаимодействия наземного и бортового цифровых вычислительных комплексов, при котором сначала наземный цифровой вычислительный комплекс выполняет распознавание команды признака проводимого режима управления ракетным комплексом и передает ее в бортовой цифровой вычислительный комплекс, после чего наземный цифровой вычислительный комплекс выдает управляющие команды наземной аппаратуре системы управления и абонентам наземного оборудования, а бортовой цифровой вычислительный комплекс выдает управляющие команды для поэтапного управления абонентами оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления, причем переход на каждый следующий этап управления выполняет после завершения предыдущего этапа и передачи информации от бортового вычислительного комплекса о завершении этапа в наземный цифровой вычислительный комплекс и получения разрешения от наземного цифрового вычислительного

комплекса на проведение следующего этапа, после анализа и установления признака нормального прохождения этапа.

Конкретная реализация способа управления космическим ракетным комплексом и частные признаки, характеризующие способ.

После распознавания режима управления выполняют снятие предохранения на проведение соответствующего режима с бортовой аппаратуры системы управления и с наземной аппаратуры системы управления.

Управление космическим ракетным комплексом осуществляют в режиме управления периодическими и регламентными проверками бортовой аппаратуры системы управления, наземной аппаратуры системы управления и абонентов оборудования ракетного комплекса, а также контроля состояния пускового устройства ракетного комплекса.

Управление ракетным комплексом осуществляют в режиме управления пуском ракеты с использованием пускового устройства.

Режим управления пуском ракеты и режим управления периодическими и регламентными проверками бортовой аппаратуры системы управления, наземной аппаратуры системы управления, абонентами ракетного комплекса, а также контроль состояния пускового устройства ракетного комплекса осуществляют посредством единой системы управления ракетным комплексом, образуемой в результате функционального взаимодействия бортовой и наземной аппаратуры системы управления.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления периодическими регламентными проверками осуществляют поиск неисправностей в оборудовании ракетного комплекса, в бортовой и наземной аппаратуре систем управления с точностью до одного конструктивно-сменного блока.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом осуществляют индикацию состояния систем пускового устройства и документирование информации по результатам проведения проверок оборудования ракетного комплекса.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты на первом этапе осуществляют включение наземной и бортовой аппаратуры системы управления, на втором этапе, после ввода полетного задания и азимутального угла прицеливания, проводят предстартовую подготовку ракетного комплекса, на третьем этапе осуществляют управление подъемом в вертикальное положение транспортно-пускового контейнера с ракетой, на четвертом этапе осуществляют включение порохового аккумулятора давления стартового устройства и управление движением ракеты в контейнере и выходом ее из него, на пятом этапе осуществляют запуск двигательных установок ступеней и управление полетом ракеты, на шестом этапе осуществляют управление выведением полезного груза в расчетную точку траектории, а также осуществляют выключение наземной аппаратуры системы управления и абонентов наземного оборудования после пуска ракеты.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты совместно с системой прицеливания осуществляют азимутальное прицеливание.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты совместно с системой навигации из точки пуска ракеты осуществляют определение исходных геодезических данных для расчета полетного задания.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты азимутальное прицеливание и определение геодезических данных осуществляют при нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере на пусковом устройстве в горизонтальном положении.

Посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты приведение абонентов оборудования ракеты в состояние готовности к пуску ракеты, проверку абонентов оборудования ракеты, выдачу разовых команд и контроль их исполнения, а также информацией с наземной аппаратурой системы управления и включение стартового устройства ракеты осуществляют посредством бортового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления.

Задействование единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты осуществляют по специальной команде пуск от системы единого времени, а в интервале времени между выдачей этой команды и включением стартового устройства сначала выдают команду на переключение с наземного на бортовой источник питания системы термостатирования гиromоторов комплекса командных приборов из состава бортовой аппаратуры системы управления и осуществляют контроль его переключения, после чего вводят в запоминающее устройство бортового вычислительного комплекса полетное задание и осуществляют контроль его ввода, а приведение абонентов оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления в состояние готовности к пуску ракеты, выдачу разовых команд, а также обмен информацией с наземным цифровым вычислительным комплексом осуществляют посредством бортового вычислительного комплекса, начиная с положения ракеты в транспортно-пусковом контейнере в горизонтальном положении, в процессе ее подъема в вертикальное положение и нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в вертикальном положении.

Задействование единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты осуществляют по специальной команде пуск с дистанционного пульта, а в интервале времени между выдачей этой команды и включением стартового устройства сначала выдают команду на переключение с наземного на бортовой источник питания системы термостатирования гиromоторов комплекса командных приборов ракеты и осуществляют контроль его переключения, после чего вводят в запоминающее устройство бортового

вычислительного комплекса полетное задание и осуществляют контроль его ввода, а приведение абонентов оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления в состояние готовности к пуску ракеты, выдачу разовых команд, а также обмен информацией с наземным цифровым вычислительным комплексом осуществляют посредством бортового вычислительного комплекса, начиная с положения ракеты в транспортно-пусковом контейнере в горизонтальном положении, в процессе ее подъема в вертикальное положение и нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в вертикальном положении.

Переключение электропитания бортовой аппаратуры системы управления и абонентов оборудования ракеты с наземного источника электропитания на бортовой источник электропитания осуществляют по команде с наземного цифрового вычислительного комплекса наземной аппаратуры системы управления и осуществляют контроль переключения электропитания.

В режиме управления пуском ракеты осуществляют задействование от наземного источника электропитания составных частей наземной аппаратуры системы управления наземного программно-временного устройства, наземного цифрового вычислительного комплекса, прибора связи с абонентами, систем наземной автоматики, автоматизированной системы энергоснабжения, прибора релейно-коммутационных блоков, прибора силовой коммутации напряжения питания, пульта оператора, преобразователя тока статистического, регистрирующей аппаратуры, прибора контроля цепей, наземных вторичных источников питания и составных частей бортовой аппаратуры системы управления - гиromоторов трехступенного гиросtabilизатора из состава комплекса командных приборов на форсированном режиме и их термостатирование, бортового программно-временного устройства, а после включения бортовой батареи осуществляют задействование гиromоторов трехступенного гиросtabilизатора на номинальном режиме, бортового цифрового вычислительного комплекса, устройства обмена, прибора управления дискретным рулевым приводом, бортовой коммутационной аппаратуры, бортовых вторичных источников питания, системы термостатирования гиromоторов и бортового программно-временного устройства.

В режиме управления пуском ракеты подключение электропитания от наземного источника к бортовому программно-временному устройству, к наземному программно-временному устройству, к системе наземной автоматики, автоматике системы энергоснабжения, преобразователю тока статического для гиromоторов комплекса командных приборов, наземному цифровому вычислительному комплексу и переходнику земля-борт осуществляют с дистанционного пульта единой системы управления ракетным комплексом.

В режиме управления пуском ракеты по команде от наземной аппаратуры системы управления осуществляют подключение

электропитания к бортовой аппаратуре системы управления от бортовой батареи ракеты, при этом предварительно осуществляют отключение

наземного источника электропитания от системы термостатирования гидромоторов комплекса командных приборов и подключают к ней источник питания от бортовой батареи.

В режиме управления пуском ракеты после подключения электропитания к наземной аппаратуре системы управления осуществляют включение наземного цифрового вычислительного комплекса наземной аппаратуры системы управления и осуществляют его самопроверку и проверку цифрового канала земля-борт.

В режиме управления пуском ракеты после подключения электропитания к бортовой аппаратуре системы управления по команде наземного цифрового вычислительного комплекса наземной аппаратуры системы управления осуществляют включение бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления и осуществляют его самопроверку и проверку цифрового канала земля-борт.

В режиме управления пуском ракеты наземный цифровой вычислительный комплекс наземной аппаратуры системы управления осуществляет передачу признака режима пуск на бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления и снятие блокировки с главного распределителя электропитания бортовой аппаратуры системы управления.

В режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления осуществляет опрос исходного состояния абонентов оборудования ракеты.

В режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления осуществляет включение дискретного рулевого привода, раскрутку накопителя на магнитном диске бортовой аппаратуры системы управления и его синхронизацию, проверку связи цифрового канала земля-борт после синхронизации накопителя на магнитном диске.

В режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления осуществляет приведение в исходное состояние программного механизма боковой стабилизации ракеты в полете и программного механизма гидроблоков комплекса командных приборов бортовой аппаратуры системы управления.

В режиме управления пуском ракеты переключение форсированного режима на номинальный режим гидромоторов комплекса командных приборов бортовой аппаратуры системы управления осуществляют после истечения 28-34% времени от промежутка, начиная с момента подачи команды пуск и заканчивая моментом включения порохового аккумулятора давления старта.

В режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления после приема полетного задания и азимутального угла прицеливания

осуществляет управление по настройке абонентов оборудования ракеты и комплекса командных приборов в соответствии с полученным полетным заданием, передают контрольную информацию на наземный цифровой вычислительный комплекс наземной аппаратуры системы управления, снимает предохранение с пиросредств порохового аккумулятора давления подъема транспортно-пускового контейнера с ракетой в вертикальное положение на пусковом устройстве и осуществляет контроль снятия предохранения.

В режиме управления пуском ракеты ввод полетного задания в бортовой вычислительный комплекс с наземного цифрового вычислительного комплекса осуществляют после истечения 10-16% времени от промежутка, начиная с момента подачи команды пуск и заканчивая моментом времени включения порохового аккумулятора давления старта.

В режиме управления пуском ракеты ввод в бортовую аппаратуру системы управления полетного задания осуществляют при нахождении в горизонтальном положении транспортно-пускового контейнера с ракетой на пусковом устройстве.

В режиме управления пуском ракеты команду на задействование бортовой аппаратуры системы управления выдают после завершения автономных проверок на полезном грузе и контроля отсутствия питания на системах полезного груза.

В режиме управления пуском ракеты команду на задействование бортовой аппаратуры системы управления выдают при нахождении в горизонтальном положении транспортно-пускового контейнера с ракетой на пусковом устройстве.

В режиме управления пуском ракеты перед началом движения ракеты транспортно-пусковой контейнер с ракетой поднимают в вертикальное положение по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления.

В режиме управления пуском ракеты перед подъемом транспортно-пускового контейнера с ракетой на пусковом устройстве в вертикальное положение последовательно осуществляют по командам бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления сброс створки крышки транспортно-пускового контейнера, контроль сброса створки крышки транспортно-пускового контейнера, снятие предохранения с пиросредства порохового аккумулятора давления подъема в вертикальное положение транспортно-пускового контейнера с ракетой, контроль снятия предохранения с пиросредства порохового аккумулятора давления подъема в вертикальное положение транспортно-пускового контейнера с ракетой, сброс крышки транспортно-пускового контейнера, контроль сброса крышки транспортно-пускового контейнера.

В режиме управления пуском ракеты включение порохового аккумулятора давления подъема транспортно-пускового контейнера с ракетой в вертикальное положение осуществляют после истечения 72-82% времени от промежутка, начиная с момента подачи команды пуск и заканчивая

моментом времени включения порохового аккумулятора давления старта.

В режиме управления пуском ракеты после сброса крышки транспортно-пускового контейнера по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления осуществляют включение газогенератора рулевого привода двигательной установки первой ступени и дополнительно осуществляют его блокирование по контролю угла подъема транспортно-пускового контейнера с ракетой в пределах 85-95°С.

В режиме управления пуском ракеты после включения газогенератора рулевого привода двигательной установки первой ступени ракеты по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления осуществляют контроль вертикализации транспортно-пускового контейнера с ракетой по углам рыскания в пределах (-5)-(+5) ° а тангажа в пределах 85-95°.

В режиме управления пуском ракеты после контроля вертикализации транспортно-пускового контейнера с ракетой по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления осуществляют разрыв механических связей ракеты с транспортно-пусковым контейнером и контроль их разрыва.

В режиме управления пуском ракеты по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления осуществляют снятие и контроль снятия предохранения с порохового аккумулятора давления стартового устройства.

В режиме управления пуском ракеты после контроля снятия предохранения с пиросредства порохового аккумулятора давления старта по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления осуществляют контроль срабатывания сигнализатора давления рулевого привода двигательной установки первой ступени ракеты.

В режиме управления пуском ракеты по команде бортового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления после контроля срабатывания сигнализатора давления рулевого привода двигательной установки первой ступени осуществляют снятие и контроль снятия предохранения с пиросредств запуска двигательных установок ступеней ракеты.

В режиме управления пуском ракеты после снятия предохранения с пиросредств запуска двигательных установок осуществляют включение порохового аккумулятора давления старта.

В режиме управления пуском ракеты по мере выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера при ее движении осуществляют сброс опорно ведущих поясов и обтюратора по командам бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления, каждая из которых определяется координатой пройденного пути ракеты.

В режиме управления пуском ракеты запуск двигательной установки первой ступени ракеты осуществляют после сброса

обтюратора ракеты по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления.

В режиме управления пуском ракеты посредством бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления осуществляют контроль систем прерывания полетом ракеты, рулевых приводов, пиросредства, источника электропитания.

В режиме управления пуском ракеты после выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера осуществляют выключение электропитания наземной аппаратуры систем управления.

В настоящее время осуществлен успешный пуск ракеты "Старт-1" с использованием описанного в заявке способа управления космическим ракетным комплексом. Результаты пуска положительные, орбитальный космический аппарат (см. заявку N 5043266 под названием "Орбитальный космический аппарат") выведен на орбиту, близкую к расчетной.

Формула изобретения:

1. Способ управления космическим ракетным комплексом, включающий включение наземного и бортового цифровых вычислительных комплексов и автоматическое выполнение программы предпусковых операций посредством подачи управляющих команд для управления наземной и бортовой аппаратурой системы управления и абонентами оборудования космического ракетного комплекса, отличающийся тем, что синхронизируют работу наземного и бортового цифровых комплексов, управляющие команды для бортовой и наземной аппаратуры систем управления и абонентов оборудования ракетного комплекса выдают на основе функционального взаимодействия наземного и бортового цифровых вычислительных комплексов, при котором сначала наземный цифровой вычислительный комплекс выполняет распознавание команды признака проводимого режима управления ракетным комплексом и передает ее в бортовой цифровой вычислительный комплекс, после чего наземный цифровой вычислительный комплекс выдает управляющие команды наземной аппаратуре системы управления и абонентам наземного оборудования, а бортовой цифровой вычислительный комплекс выдает управляющие команды для поэтапного управления абонентами оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления, причем переход на каждый следующий этап управления выполняют после завершения предыдущего этапа и передачи информации от бортового вычислительного комплекса о завершении этапа в наземный цифровой вычислительный комплекс и получения разрешения от наземного цифрового вычислительного комплекса на проведение следующего этапа, после анализа и установления признака нормального прохождения этапа.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что после распознавания признака режима управления выполняют операцию снятия предохранения на проведение соответствующего режима с бортовой аппаратуры системы управления и с наземной аппаратуры системы управления.

3. Способ по любому из пп.1 и 2, отличающийся тем, что управление ракетным комплексом выполняют в режиме управления периодическими регламентными проверками бортовой аппаратуры системы управления, наземной аппаратуры системы управления и абонентов оборудования ракетного комплекса, а также контроля состояния пускового устройства ракетного комплекса.

4. Способ по любому из пп.1 и 2, отличающийся тем, что управление ракетным комплексом выполняют в режиме управления пуском ракеты с использованием пускового устройства.

5. Способ по любому из пп.1 - 4, отличающийся тем, что режим управления пуском ракеты и режим управления периодическими регламентными проверками бортовой аппаратуры системы управления, наземной аппаратуры системы управления, абонентами ракетного комплекса, а также контроль состояния пускового устройства ракетного комплекса выполняют посредством единой системы управления ракетным комплексом, образуемой в результате функционального взаимодействия бортовой аппаратуры системы управления и наземной аппаратуры системы управления.

6. Способ по любому из пп.1 - 5, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления периодическими регламентными проверками выполняют поиск неисправностей в оборудовании ракетного комплекса, в бортовой и наземной аппаратуре систем управления с точностью до одного конструктивно-сменного блока.

7. Способ по любому из пп.1 - 6, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом осуществляют индикацию состояния систем пускового устройства и документирование информации по результатам проведения проверок оборудования ракетного комплекса.

8. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5 и 7, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты на первом этапе выполняют включение наземной и бортовой аппаратуры системы управления, на втором этапе после ввода полетного задания и азимутального угла прицеливания проводят предстартовую подготовку ракетного комплекса, на третьем этапе осуществляют управление подъемом в вертикальное положение транспортно-пускового контейнера с ракетой, на четвертом этапе осуществляют включение порохового аккумулятора давления стартового устройства и управление движением ракеты в контейнере и выходом ее из него, на пятом этапе осуществляют запуск двигательных установок ступеней и управление полетом ракеты, на шестом этапе осуществляют управление выведением полезного груза в расчетную точку траектории, а также осуществляют включением наземной аппаратуры системы управления и абонентов наземного оборудования после пуска ракеты.

9. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 и 8, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты совместно с системой прицеливания выполняют азимутальное прицеливание.

10. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 9, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты совместно с системой навигации из точки пуска ракеты выполняют определение исходных геодезических данных для расчета полетного задания.

11. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 10, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты азимутальное прицеливание и определение геодезических данных выполняют при нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере на пусковом устройстве в горизонтальном положении.

12. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 11, отличающийся тем, что посредством единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты приведение абонентов оборудования ракеты в состояние готовности к пуску ракеты, проверку абонентов оборудования ракеты, выдачу разовых команд и контроль их исполнения, а также обмен информацией с наземной аппаратурой системы управления и включение стартового устройства ракеты выполняют посредством бортового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления.

13. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 12, отличающийся тем, что задействование единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты выполняют по специальной команде пуск от системы времени, а в интервале времени между выдачей этой команды и включением стартового устройства сначала выдают команду на переключение с наземного на бортовой источник питания системы термостатирования гиromоторов комплекса командных приборов из состава бортовой аппаратуры системы управления и осуществляют контроль его переключения, после чего вводят в запоминающее устройство бортового вычислительного комплекса полетное задание и осуществляют контроль его ввода, а приведение абонентов оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления в состояние готовности к пуску ракеты, выдачу разовых команд, а также обмен сигналами с наземным цифровым вычислительным комплексом осуществляют посредством бортового вычислительного комплекса при нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в горизонтальном положении, в процессе ее подъема в вертикальное положение и нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в вертикальном положении.

14. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 12, отличающийся тем, что задействование единой системы управления ракетным комплексом в режиме управления пуском ракеты выполняют по специальной команде "Пуск" с дистанционного пульта, а в интервале времени между выдачей этой команды и включением стартового устройства сначала выдают команду на переключение с наземного на бортовой источник питания системы термостатирования гиromоторов комплекса командных приборов ракеты и выполняют контроль его переключения, после

чего вводят в запоминающее устройство бортового вычислительного комплекса полетное задание и осуществляют контроль его ввода, а приведение абонентов оборудования ракеты и бортовой аппаратуры системы управления в состояние готовности к пуску ракеты, выдачу разовых команд, а также обмен сигналами с наземным цифровым вычислительным комплексом выполняют посредством бортового вычислительного комплекса при нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в горизонтальном положении, в процессе ее подъема в вертикальное положение и нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в вертикальном положении.

15. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 14, отличающийся тем, что переключение электропитания бортовой аппаратуры системы управления и абонентов оборудования ракеты с наземного источника электропитания на бортовой источник электропитания осуществляют по команде с наземного цифрового вычислительного комплекса наземной аппаратуры системы управления и осуществление контроля переключения электропитания.

16. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 15, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты выполняют включение от наземного источника электропитания составных частей наземной аппаратуры системы управления - наземного программно-временного устройства, наземного цифрового вычислительного комплекса, прибора связи с абонентами, систем наземной автоматики, автоматизированной системы энергоснабжения, прибора релейно-коммутационных блоков, прибора силовой коммутации напряжения питания, пульта оператора, преобразователя тока статистического, регистрирующей аппаратуры, прибора контроля цепей, наземных вторичных источников питания и составных частей бортовой аппаратуры системы управления - гиromоторов трехступенного гиросtabilизатора из состава комплекса командных приборов на сформированном режиме и их термостатирование, бортового программно-временного устройства, а после включения бортовой батареи выполняют задействование гиromоторов трехступенного гиросtabilизатора на номинальном режиме, бортового цифрового вычислительного комплекса, устройства обмена, прибора управления дискретным рулевым приводом, бортовой коммутационной аппаратуры, бортовых вторичных источников питания, системы термостатирования гиromоторов и бортового программно-временного устройства.

17. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 16, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты подключение электропитания от наземного источника к бортовому программно-временному устройству, к наземному программно-временному устройству, к системе наземной автоматики, автоматике системы энергоснабжения, преобразователю тока статистического для гиromоторов комплекса командных приборов, наземному цифровому вычислительному комплексу и

переходнику земля-борт выполняют с дистанционного пульта единой системы управления ракетным комплексом.

18. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 17, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты по команде от наземной аппаратуры системы управления выполняют подключение электропитания к бортовой аппаратуре системы управления от бортовой батареи ракеты, при этом предварительно выполняют отключение наземного источника электропитания от системы термостатирования гиromоторов комплекса командных приборов и подключают к ней источник питания от бортовой батареи.

19. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 18, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после подключения электропитания к наземной аппаратуре системы управления осуществляют включение наземного цифрового вычислительного комплекса наземной аппаратуры системы управления и выполняют его самопроверку и проверку цифрового канала земля-борт.

20. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 19, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после подключения электропитания к бортовой аппаратуре системы управления по команде наземной цифрового вычислительного комплекса наземной аппаратуры системы управления выполняют включение бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления и выполняют его самопроверку и проверку цифрового канала земля-борт.

21. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 20, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты наземный цифровой вычислительный комплекс наземной аппаратуры системы управления осуществляет передачу признака режима "Пуск" на бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления и снятие блокировки с главного распределителя электропитания бортовой аппаратуры системы управления.

22. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 21, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления осуществляет опрос исходного состояния абонентов оборудования ракеты.

23. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 22, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления осуществляет включение дискретного рулевого привода, раскрутку накопителя на магнитном диске бортовой аппаратуры системы управления и его синхронизацию, проверку связи цифрового канала земля-борт после синхронизации накопителя на магнитном диске.

24. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 23, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления осуществляет приведение в исходное состояние программного механизма боковой

стабилизации ракеты в полете и программного механизма гироблоков комплекса командных приборов бортовой аппаратуры системы управления.

25. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 24, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты наземный цифровой вычислительный комплекс наземной аппаратуры системы управления осуществляет передачу на бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления команду идентификации режима управления пуском ракеты, после чего осуществляют передачу полетного задания и переключение форсированного режима на номинальный режим гиromоторов комплекса командных приборов бортовой аппаратуры системы управления.

26. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 25, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты переключение форсированного режима на номинальный режим гиromоторов комплекса командных приборов бортовой аппаратуры системы управления осуществляют после истечения 28 - 34% интервала времени, начиная с момента подачи команды "Пуск" и заканчивая моментом времени включения порохового аккумулятора давления старта.

27. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 26, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты бортовой цифровой вычислительный комплекс бортовой аппаратуры системы управления после приема полетного задания и азимутального угла прицеливания осуществляют управление по настройке абонентов оборудования ракеты и комплекса командных приборов в соответствии с полученным полетным заданием, передают контрольную информацию на наземный цифровой вычислительный комплекс наземной аппаратуры системы управления, снимают предохранение с пиросредств порохового аккумулятора давления подъема транспортно-пускового контейнера с ракетой в вертикальное положение на пусковом устройстве и осуществляют контроль снятия предохранения.

28. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 27, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты ввод полетного задания в бортовой вычислительный комплекс с наземного цифрового вычислительного комплекса выполняют после истечения 10 - 16% интервала времени, начиная с момента подачи команды "Пуск" и заканчивая моментом времени включения порохового аккумулятора давления старта.

29. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 28, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты ввод в бортовую аппаратуру системы управления полетного задания выполняют при нахождении в горизонтальном положении транспортно-пускового контейнера с ракетой на пусковом устройстве.

30. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 29, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты команду на задействование бортовой аппаратуры системы управления выдают после завершения автономных проверок на полезном грузе и контроля отсутствия

питания на системах полезного груза.

31. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 30, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты команду на задействование бортовой аппаратуры системы управления выдают при нахождении в горизонтальном положении транспортно-пускового контейнера с ракетой на пусковом устройстве.

32. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 31, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты перед началом движения ракеты транспортно-пусковой контейнер с ракетой поднимают в вертикальное положение по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления.

33. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 32, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты перед подъемом транспортно-пускового контейнера с ракетой на пусковом устройстве в вертикальное положение последовательно выполняют по командам бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления сброс створки крышки транспортно-пускового контейнера, контроль сброса створки крышки транспортно-пускового контейнера, снятие предохранения с пиросредства порохового аккумулятора давления подъема в вертикальное положение транспортно-пускового контейнера с ракетой, контроль снятия предохранения с пиросредства порохового аккумулятора давления подъема в вертикальное положение транспортно-пускового контейнера с ракетой, сброс крышки транспортно-пускового контейнера, контроль сброса крышки транспортно-пускового контейнера.

34. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 33, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты включение порохового аккумулятора давления подъема транспортно-пускового контейнера с ракетой в вертикальное положение выполняют после истечения 72 - 82% интервала времени, начиная с момента подачи команды "Пуск" и заканчивая моментом времени включения порохового аккумулятора давления старта.

35. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 34, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после сброса крышки транспортно-пускового контейнера по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления выполняют включение газогенератора рулевого привода двигательной установки первой ступени и дополнительно выполняют его блокирование по контролю угла подъема транспортно-пускового контейнера с ракетой в пределах 85 - 95°.

36. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 35, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после включения газогенератора рулевого привода двигательной установки первой ступени ракеты по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления выполняют контроль нахождения транспортно-пускового контейнера с ракетой в вертикальном нахождении по углам рыскания в пределах

(-5) - (+5)°, а тангажа в пределах 85 - 95°.

37. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 36, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после контроля вертикализации транспортно-пускового контейнера с ракетой по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления выполняют разрыв механических связей с транспортно-пусковым контейнером и контроль их разрыва.

38. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 37, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления выполняют снятие и контроль снятия предохранения с порохового аккумулятора давления стартового устройства.

39. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 38, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после контроля снятия предохранения с пиросредствами порохового аккумулятора давления старта по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления выполняют контроль срабатывания сигнализатора давления рулевого привода двигательной установки первой ступени ракеты.

40. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 39, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты по команде бортового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления после контроля срабатывания сигнализатора давления рулевого привода двигательной установки первой ступени осуществляют снятие и контроль снятия предохранения с пиросредств запуска двигательных установок

ступеней ракеты.

41. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 40, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после снятия предохранения с пиросредств запуска двигательных установок осуществляют включение порохового аккумулятора давления старта.

42. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 41, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты по мере выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера при ее движении осуществляют сброс опорно-ведущих поясов и обтюратора по командам бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления, каждая из которых определяется координатой пройденного пути ракеты.

43. Способ по одному из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 42, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты запуск двигательной установки первой ступени ракеты выполняют после сброса обтюратора ракеты по команде бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления.

44. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 43, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты посредством бортового цифрового вычислительного комплекса бортовой аппаратуры системы управления выполняют контроль систем прерывания полетом ракеты, рулевых приводов, пиросредств, источника электропитания.

45. Способ по любому из пп.1, 2, 4, 5, 7 - 44, отличающийся тем, что в режиме управления пуском ракеты после выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера выполняют выключение электропитания наземной аппаратуры системы управления.

5
10
15
20
25
30
35
40
45
50
55
60