

(19)



Евразийское  
патентное  
ведомство

(21) 202391792 (13) A1

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ

(43) Дата публикации заявки  
2023.09.11

(51) Int. Cl. *B64G 1/40* (2006.01)  
*B64G 1/00* (2006.01)  
*B64G 1/64* (2006.01)

(22) Дата подачи заявки  
2021.12.15

(54) СИСТЕМА ИЗ ОБЪЕДИНЕННЫХ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И СПУТНИКА

(31) 202041054598

(72) Изобретатель:

(32) 2020.12.15

Шах Хадри Сеид Пеер Мохамед,  
Равичандран Шринат (IN)

(33) IN

(86) PCT/IN2021/051175

(74) Представитель:

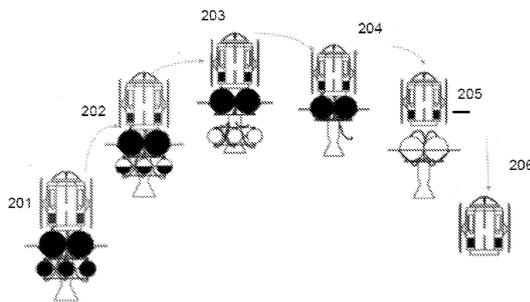
(87) WO 2022/130407 2022.06.23

Кузнецова С.А. (RU)

(71) Заявитель:

АГНИКУЛ КОСМОС ПРАЙВЕТ  
ЛИМИТЕД (IN)

(57) Изобретение относится к системе из объединенных ракеты-носителя и спутника. Более конкретно, относится к спутнику, объединенному с верхней ступенью ракеты-носителя для обеспечения более эффективной системы, предусматривающей технологию отделения баков, которая позволяет спутниковой системе сбрасывать баки, в которых израсходовано все хранящееся в них топливо. Способ отделения набора баков обеспечивается за счет использования системы отделения ленточного или пневматического типа, при этом три нижних бака (105) опустошаются первыми (202) во время процесса, за чем следует отделение опустошенных баков (203), при этом топливо полностью залито во второй набор баков (203). Первый набор баков (103) затем отделяется после израсходования топлива (204). Аналогичным образом трубопроводы (106) также отделяются одновременно с этим. В данном случае достигается отделение использованных компонентов (205), и спутник готов к выводу (206) на орбиту.



202391792  
A1

202391792  
A1

## СИСТЕМА ИЗ ОБЪЕДИНЕННЫХ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И СПУТНИКА

### Область техники

[0001] Настоящее изобретение относится к области запуска ракет на космическую орбиту. Более конкретно, оно относится к спутнику, объединенному с верхней ступенью ракеты-носителя, использующей технологию отделения баков, которая позволяет спутниковой системе сбрасывать баки, в которых израсходовано все хранящееся в них топливо.

### Предпосылки изобретения

[0002] Как правило, спутники, предназначенные для вывода на околоземную орбиту, адаптированы для эффективного запуска за счет минимизации грузоподъемности ракеты-носителя.

[0003] Традиционный способ проектирования в первую очередь основан на заданных требованиях к миссии и нагрузках, а подсистемы спутника, включая подачу энергии, управление пространственным положением, конструкцию, контроль температуры, связь и бортовые компьютерные подсистемы, проектируются отдельно, и затем совмещаются в конце.

[0004] Также спроектированы и выполнены легкие пусковые установки для эффективного запуска. Легкие спутники обладают достаточной прочностью или способностью к эффективному запуску, однако не выдерживают нагрузок. Практически все спутники, предназначенные для квазистационарной орбиты, несут с собой по меньшей мере один основной источник тяги для орбитальных выводов, используемый для внесения незначительных корректировок в орбиту спутника, а также для управления его положением на орбите. Расчет конструкции спутника должен учитывать нагрузку, создаваемую его собственным источником тяги или двигателем, и, как правило, спутник имеет ось тяги, образованную ориентацией его источника тяги, вдоль которой он наиболее легко способен воспринимать нагрузки.

[0005] Другими способами эффективного запуска является проектирование конструкции спутника, которая обеспечивает непрерывное зажигание путем добавления вспомогательного двигателя к двигателю ракеты-носителя спутника и, более конкретно, к конструкции непрерывного зажигания.

[0006] Традиционная конструкция ракеты-носителя предусматривает наличие нижней и верхней ступеней, причем полезная нагрузка размещена поверх верхней ступени. Во время миссий в дальний космос потребность в топливе очень высока, что резко увеличивает конструктивную массу верхней ступени только за счет баков. В существующих системах обычно происходит отделение или развертывание спутника от верхней ступени, тогда как в системе, предложенной авторами, сам спутник является верхней ступенью, которая сбрасывает баки с трубопроводом после того, как топливо в ней израсходовано. Кроме того, существующие в настоящее время системы могут выполнять задачи, выполняемые спутниками, с высокой эффективностью, однако это требует длительного цикла разработки и высоких затрат на разработку. Основным недостатком и неудобством существующего уровня техники является масса конструкции, главным образом, топливных баков, что может быть оптимизировано.

[0007] В заявке на патент CN 108052030 A рассматривается модульная архитектура спутника, которая содержит множество функциональных модулей. Размер и параметры каждого функционального модуля во множестве функциональных модулей являются регулируемыми, и множество функциональных модулей можно свободно комбинировать. Комбинация может быть произвольной в соответствии с потребностями задачи, сокращается время отладки, может быть полностью обеспечено массовое производство и быстрый запуск, и при этом время и стоимость массового производства спутника могут быть значительно сокращены; и основной конструкцией модульной спутниковой архитектуры являются различные функциональные модули, причем каждый функциональный модуль состоит из модулей компонентов, и модули компонентов, включенные в каждый функциональный модуль, также имеют свои собственные модульные западные стандарты.

[0008] Заявка на патент WO 2019098473 A1 относится к частичной конструкции ракеты, которая содержит двигатель ракеты-носителя спутника и добавленный к нему вспомогательный двигатель для обеспечения непрерывного зажигания искровым способом, и, более конкретно, предлагает конструкцию непрерывного зажигания для

ракеты. Другими словами, настоящее изобретение улучшает предыдущую технологию для обычного двигателя ракеты-носителя, который не обеспечивает ожидаемой тяговой силы из-за ухудшения характеристик двигателя и, таким образом, приводит к сбою запуска.

[0009] В патенте US4231537A рассматривается, как спутник, предназначенный для вывода на квазисинхронную околоземную орбиту, адаптирован для эффективного запуска за счет минимизации используемой грузоподъемности ракеты-носителя. Спутник содержит по меньшей мере один основной источник тяги, такой как двигатель, включаемый в апогее, образующий основную ось тяги для спутника. Многоразовая ракета-носитель, такая как «Space Shuttle», содержит грузовой отсек, наибольший размер которого параллелен оси тяги ракеты-носителя. Сведение к минимуму использования спутником вместимости грузового отсека достигается путем адаптации спутника таким образом, чтобы он располагался внутри грузового отсека ракеты-носителя так, чтобы его ось тяги была перпендикулярной оси тяги ракеты-носителя.

[0010] В патенте US6921051B2A рассмотрена недорогая, по требованию, специальная система запуска для размещения микроспутников или приборов космического базирования на орбитальных и суборбитальных высотах и скоростях. Изобретение описывает космическую ракету-носитель (SLV), которая содержит единый интегрированный блок наведения, навигации и управления (GNCU), который выполняет все наведение и управление SLV от включения двигателя основной ступени до вывода на орбиту. GNCU может оставаться с полезной нагрузкой после вывода на орбиту, чтобы обеспечивать поддержание спутниковой станции и возможность орбитального маневрирования. Использование единого интегрированного блока авионики для всех целей наведения, навигации и управления упрощает SLV, снижая вес и значительно снижая стоимость. Кроме того, эта архитектура допускает объединенную систему запуска и шины передачи спутниковых данных, поскольку GNCU также может использоваться в качестве шины передачи спутниковых данных. Это еще больше снижает стоимость и увеличивает возможность полезной нагрузки на орбите за счет оптимизации использования подсистем ракеты-носителя и шины передачи спутниковых данных и уменьшения массы неприборного оборудования, доставляемого на орбиту. Все вспомогательные функции предоставляются DMV. Такой

подход представляет собой значительное улучшение по сравнению с обычными системами, особенно в отношении вывода на орбиту полезной нагрузки весом менее примерно 100 кг.

[0011] Однако ни в одном из известных изобретений не рассматривается конструкция спутника, объединенного с верхней ступенью ракеты-носителя для более высокой траектории или увеличения массы самого спутника.

[0012] Настоящее изобретение направлено на преодоление недостатков, существующих в предшествующем уровне техники, и обеспечивает конструкцию верхней ступени, соединенной со спутником, который выводится на желаемую орбиту.

### **Цели изобретения**

[0013] Основной задачей настоящего изобретения является создание системы в виде спутника, объединенного с верхней ступенью ракеты-носителя, предусматривающей новую технологию отделения баков, разработанную для того, чтобы спутниковая система могла сбрасывать баки, в которых израсходовано все хранящееся в них топливо, для повышения эффективности.

[0014] Еще одной задачей настоящего изобретения является создание ракеты, в которой конструкция верхней ступени соединена со спутником, который выводится на желаемую орбиту.

[0015] Еще одной задачей настоящего изобретения является обеспечение технологии отделения баков, разработанной для того, чтобы верхняя ступень могла сбрасывать баки, в которых израсходовано все хранящееся в них топливо.

[0016] Еще одной задачей настоящего изобретения является технология отделения, в которой используются системы с высокой точностью и низким уровнем ударных нагрузок.

[0017] Еще одной задачей настоящего изобретения является обеспечение возможности уменьшения массы ракеты, что повышает эффективность и позволяет выполнять миссии в дальнем космосе. Это обеспечит преимущество в виде перехода на более высокую траекторию или увеличения массы самого спутника.

## Сущность изобретения

[0018] Настоящее изобретение относится к конструкции спутника, объединенной с конструкцией верхней ступени ракеты-носителя. По мере маневрирования спутник медленно сбрасывает все использованные баки и присоединенную к ним структурную подсистему.

[0019] В одном аспекте настоящего изобретения сброс баков способствует достижению высокой дельта-V (изменение скорости), следовательно способствуя выходу на более высокую орбиту.

[0020] В одном аспекте настоящего изобретения компоновка спутника и конструкция баков предусматривают трубопроводы со встроенными точными механизмами отделения.

[0021] В настоящем изобретении разработана система из объединенных ракеты-носителя и спутника, в которой конструкция верхней ступени соединена с выводимым спутником, а топливные баки в верхней ступени могут отделяться по мере исчерпания топлива в них. Ряд топливных баков со встроенными механизмами отделения, а также трубопроводы, электронные компоненты и другое вспомогательное оборудование собраны таким образом, чтобы их можно было извлечь, не вызывая вредных воздействий на спутник.

[0022] Основным процессом в данном случае является поэтапное отделение компонентов, функция которых в полете завершена и которые остаются балластным грузом, если их не удалить.

[0023] В другом аспекте настоящего изобретения уменьшение массы верхней ступени во время полета приводит к увеличению дельта-V и, таким образом, помогает в проектировании оптимизированной траектории либо для достижения более высоких орбит, либо для увеличения массы самого выводимого спутника. Это также помогло бы снизить общую стоимость производства ракеты-носителя.

[0024] В другом аспекте изобретения масса верхней ступени уменьшается во время полета, что позволяет при проектировании миссий достигать более высоких орбит для заданной массы спутника.

[0025] В другом аспекте настоящего изобретения система обеспечивает оптимизацию траектории и уменьшение массы ракеты в полете, тем самым обеспечивая возможность межпланетных миссий и миссий в дальний космос.

### **Краткое описание графических материалов**

[0026] Для того чтобы перечисленные выше признаки настоящего изобретения были понятны в деталях, более подробное описание изобретения, кратко изложенное выше, может быть получено путем ссылки на варианты осуществления, некоторые из которых проиллюстрированы на прилагаемых графических материалах. Следует, однако, отметить, что прилагаемые графические материалы иллюстрируют только типичные варианты осуществления данного изобретения и, следовательно, не должны рассматриваться как ограничивающие его область применения, поскольку изобретение может допускать другие, не менее эффективные варианты осуществления.

[0027] На фиг. 1 проиллюстрирована система из объединенных ракеты-носителя и спутника по настоящему изобретению;

[0028] на фиг. 2 представлена блок-схема, иллюстрирующая способ/процесс технологии отделения баков при запуске спутника по настоящему изобретению;

[0029] на фиг. 3 представлена масса полезной нагрузки, достигнутая на высоте 700 км, и высота орбиты, достигнутая для полезной нагрузки весом 100 кг при разном количестве отделений баков в соответствии с настоящим изобретением;

[0030] на фиг. 4. представлено уменьшение массы верхней ступени (ступень 2) для отделения 1 бака (1-й набор отделения топливных баков) в зависимости от времени полета в соответствии с настоящим изобретением;

[0031] на фиг. 5 представлено уменьшение массы верхней ступени (ступень 2) для отделения 2 баков (2 набора топливных баков, отделенных один за другим) в зависимости от времени полета в соответствии с настоящим изобретением;

[0032] на фиг. 6 представлено уменьшение массы верхней ступени (ступень 2) для отделения 3 баков (3 набора топливных баков, отделенных один за другим) в зависимости от времени полета в соответствии с настоящим изобретением;

[0033] на фиг. 7 представлено уменьшение массы верхней ступени (ступень 2) для отделения 4 баков (4 набора топливных баков, отделенных один за другим) в зависимости от времени полета в соответствии с настоящим изобретением;

[0034] на фиг. 8 представлено уменьшение массы верхней ступени (ступень 2) для отделения 5 баков (5 набора топливных баков, отделенных один за другим) в зависимости от времени полета в соответствии с настоящим изобретением;

### **Ссылочные позиции**

#### **На фиг. 1**

Спутник (101)

Разделительная плоскость (102, 104)

Набор 1 и набор 2 топливных баков (103, 105)

Трубопроводы (106)

Двигатель (107)

#### **На фиг. 2**

Объединение спутника с верхней ступенью (201)

опустошение (202) набора 1 баков

Отделение опустошенных баков (203)

Использование (204) топлива набора 2 баков

Отделение (205) бака

Вывод (206) спутника на орбиту

### **Подробное описание изобретения**

[0035] Принципы настоящего изобретения и их преимущества легче всего понять, обратившись к фиг.1 и фиг. 2. В следующем подробном описании иллюстративных или примерных вариантов осуществления настоящего изобретения конкретные варианты

осуществления, в виде которых настоящее изобретение может быть осуществлено на практике, описаны достаточно подробно, чтобы дать возможность специалистам в данной области техники применять на практике раскрытые варианты осуществления.

[0036] Следовательно, нижеследующее подробное описание не следует воспринимать в ограничивающем смысле, и объем настоящего изобретения определяется прилагаемой формулой изобретения и ее эквивалентами. Ссылки в описании на «один вариант осуществления», «вариант осуществления», «варианты осуществления» или «один или несколько вариантов осуществления» предназначены для указания на то, что конкретный признак, конструкция или характеристика, описанные в связи с вариантом осуществления, включены по меньшей мере в один вариант осуществления настоящего открытия.

[0037] На фиг. 1 представлена иллюстрация системы из объединенных ракеты-носителя и спутника по настоящему изобретению. В соответствии с настоящим изобретением система содержит следующее и характеризуется им: спутник (101); разделительная плоскость (102); первый набор топливных баков (103), другая разделительная плоскость ниже (104); другой набор топливных баков (105); трубопроводы (106) и двигатель (107).

[0038] На фиг. 2 представлена блок-схема, иллюстрирующая способ работы всей системы запуска, в которой способ включает поэтапное отделение баков после использования и объясняется в каждом из приведенных ниже вариантов осуществления:

[0039] В одном варианте осуществления настоящего изобретения топливный бак разделен на несколько баков (103, 105), а трубопровод (106) выполнен таким образом, что он не влияет на процесс отделения.

[0040] В другом варианте осуществления настоящего изобретения после опустошения набора баков он отделяется от основной конструкции, которая содержит полный объединенный спутник с верхней ступенью (201). Отделение набора баков осуществляется с помощью системы отделения ленточного или пневматического типа, и на фиг. 2 показан нижний набор баков (105) в опустошаемом состоянии (202) во время процесса с последующим отделением этих опустошенных баков (203), при котором топливо полностью использовано, и пустые баки в данный момент не

используются. Первый набор баков (103) затем отделяется после израсходования топлива (204). Аналогичным образом, трубопроводы (106) также отделяются одновременно с отсоединением бака. Здесь достигается опустошение набора баков (103) и отделение использованных компонентов (205), и спутник готов к выводу на орбиту (206). Здесь уменьшение массы верхней ступени во время полета приводит к увеличению дельта-V и, таким образом, помогает оптимизировать траекторию для достижения более высоких орбит и увеличить массу самого выводимого спутника, а также снизить общую стоимость изготовления ракеты-носителя.

[0041] В другом варианте осуществления настоящего изобретения соединения между трубопроводами (106) и баками спроектированы с механизмами для перекрытия трубопровода после рассоединения.

[0042] В соответствии с настоящим изобретением непиротехнический механизм отделения используется для отделения трубопровода от топливных баков (103, 105). Разделительная плоскость в трубопроводе расположена в конце трубопровода вдали от топливного бака, чтобы уменьшить массу трубопроводов, перевозимых во время полета.

[0043] В другом варианте осуществления настоящего изобретения траектория разработана таким образом, чтобы обеспечить короткий период движения по инерции во время переключения с использованных топливных баков на новые. После первого отделения баков подача топлива в двигатель переключается на существующие баки во время движения по инерции.

[0044] В соответствии с настоящим изобретением, как только полезная нагрузка достигает определенной высоты, все использованные топливные баки отделяются от основной полезной нагрузки, и полезная нагрузка далее выводится на желаемую орбиту. Электрические компоненты, включая батареи, используемые для механизма отделения, также отделяются после достижения отделения.

[0045] В соответствии с настоящим изобретением было обнаружено, что, отделяя отработанный топливный бак от текущей ступени, можно достичь значительного увеличения полезной нагрузки. Это достигается путем разделения топливного бака на несколько баков и расположения их таким образом, чтобы их можно было отделить после израсходования.

[0046] На фиг. 3 проиллюстрирована масса полезной нагрузки, которая может быть поднята на высоту 700 км, и высота орбиты, которая может быть достигнута для полезной нагрузки весом 100 кг при разном количестве отделений баков.

[0047] На фиг. 3 можно увидеть, что до отделения двух наборов баков возможность полезной нагрузки, которую можно взять, высока.

[0048] На фиг. 4, фиг. 5, фиг. 6, фиг. 7 и фиг. 8 показано уменьшение массы ступени в зависимости от времени полета для разных вариантов отделения баков.

*[0049] В то время как приведенное выше письменное описание изобретения позволяет специалисту в данной области техники изготовить и использовать то, что в настоящее время считается наилучшим вариантом его осуществления, специалисты в данной области техники поймут и оценят существование вариаций, комбинаций и эквивалентов конкретного варианта осуществления, способа и примеров, приведенных в данном документе. Следовательно, изобретение не должно ограничиваться описанным выше вариантом осуществления, способом и примерами, но всеми вариантами осуществления и способами в рамках заявленной области применения изобретения.*

**ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ**

1. Система из объединенных ракеты-носителя и спутника, отличающаяся тем, что содержит:

спутник (101);

разделительную плоскость (102);

набор топливных баков (103),

другую разделительную плоскость внизу (104);

второй набор топливных баков (105);

трубопроводы (106) и

двигатель (107).

2. Система из объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 1, отличающаяся тем, что указанный топливный бак разделен на несколько баков (103, 105), а трубопровод (106) выполнен таким образом, что он не влияет на процесс отделения.

3. Система из объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 1, отличающаяся тем, что указанный набор баков при опустошении отделяется от основной конструкции, которая содержит целиком объединенный спутник с верхней ступенью (201).

4. Система из объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 1, отличающиеся тем, что указанные нижние баки (105) используются в первую очередь (202).

5. Система из объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 1, отличающаяся тем, что указанные соединения между трубопроводами (106) и баками спроектированы с механизмами для перекрытия трубопроводов после отсоединения.

6. Способ, касающийся системы из объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 1, в котором разделительная плоскость в трубопроводе расположена в конце трубопровода вдали от топливного бака, чтобы уменьшить массу трубопроводов, перевозимых во время полета.

7. Способ, касающийся технологии отделения баков для объединенных ракеты-носителя и спутника, который включает:

поэтапное отделение баков после использования;

отделение (204) нижних баков (105), опустошенных первыми (202), от заполненных баков (203), при этом заполнение (204) топливом является полным, а пустые баки (103) в данный момент не используются;

последующее отделение первого набора баков (105) после израсходования (204) топлива;

при этом заполнение (103) топливом является полным, а пустые баки в данный момент не используются;

при этом трубопроводы (106) также отделяются одновременно с отсоединением бака;

при этом (205) достигается отделение используемых компонентов, и спутник готов к выводу (206) на орбиту;

при этом уменьшение массы верхней ступени во время полета приводит к увеличению дельта-V и, таким образом, помогает в проектировании оптимизированной траектории для достижения более высоких орбит, и для увеличения массы самого выводимого спутника.

8. Способ, касающийся технологии отделения баков для объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 7, отличающийся тем, что непиротехнический механизм отделения используется для отделения трубопровода от топливных баков (103, 105).

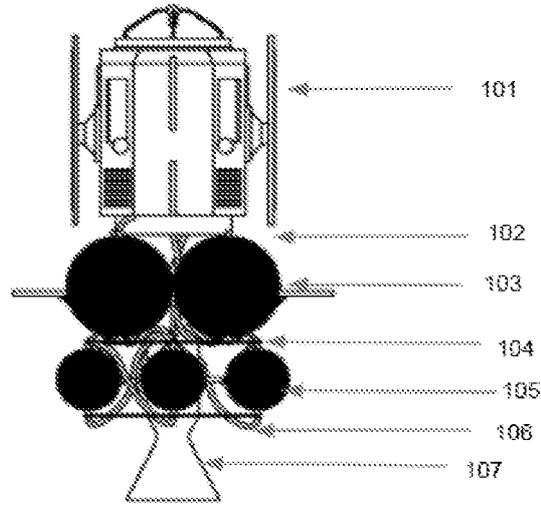
9. Способ, касающийся технологии отделения топливных баков для объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 7, отличающийся тем, что траектория разработана таким образом, чтобы обеспечить короткий период движения по инерции во время переключения с использованных топливных баков на новые.

10. Способ, касающийся технологии отделения топливных баков для объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 7, отличающийся тем, что после первого отделения баков подача топлива в двигатель переключается на существующие баки во время движения по инерции.

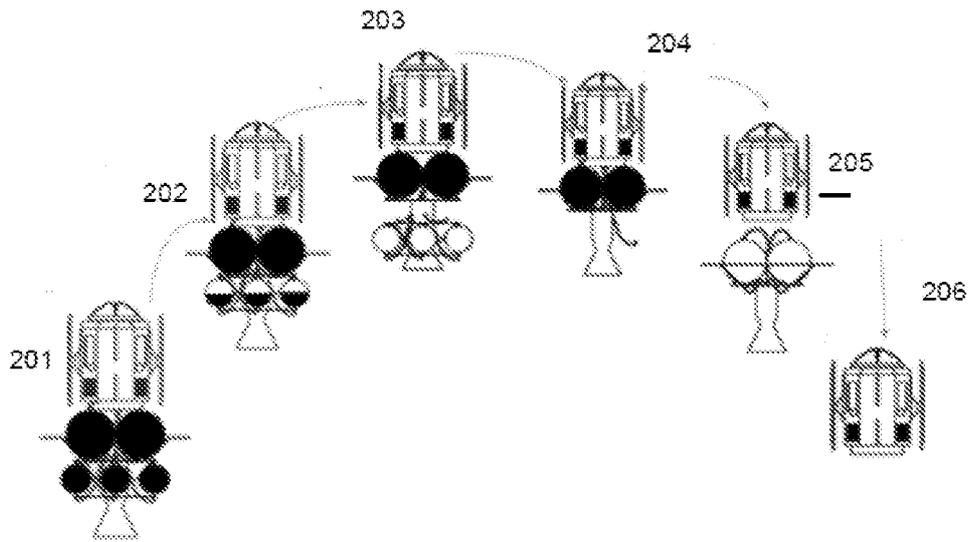
11. Способ, касающийся технологии отделения топливных баков для объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 7, отличающийся тем, что указанное отделение набора баков осуществляется с помощью системы отделения ленточного или пневматического типа.

12. Способ, касающийся технологии отделения топливных баков для объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 7, отличающийся тем, что когда указанная полезная нагрузка достигает определенной высоты, происходит отделение всех использованных топливных баков от основной полезной нагрузки, и полезная нагрузка далее выводится на желаемую орбиту.

13. Способ, касающийся технологии отделения топливных баков для объединенных ракеты-носителя и спутника по п. 7, отличающийся тем, что указанное отделение отработанного топливного бака от текущей ступени обеспечивает значительное увеличение допустимой полезной нагрузки, которое достигается путем разделения топливного бака на несколько баков и расположения их таким образом, чтобы их можно было отделить после израсходования.

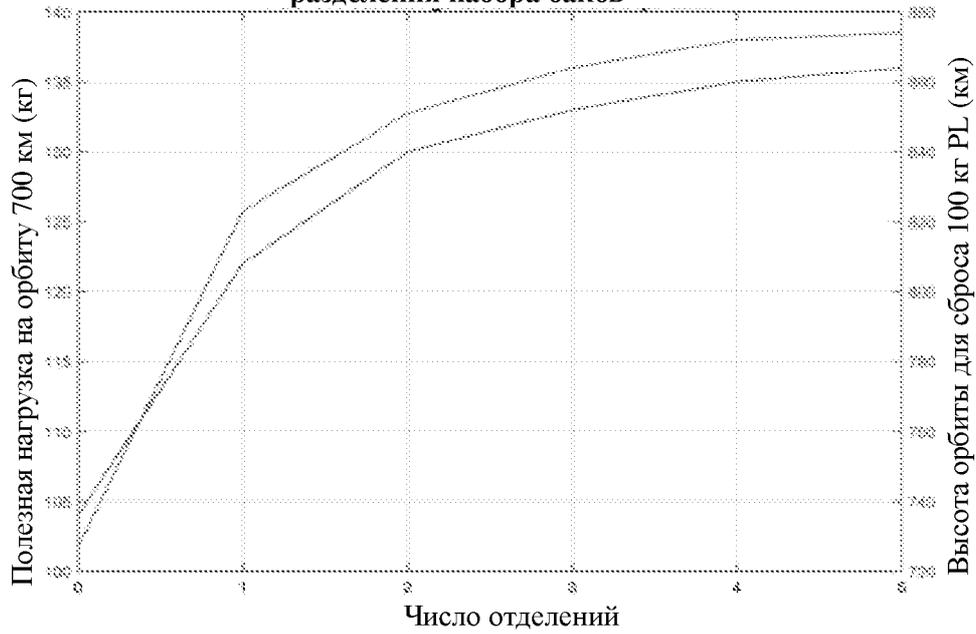


Фиг. 1



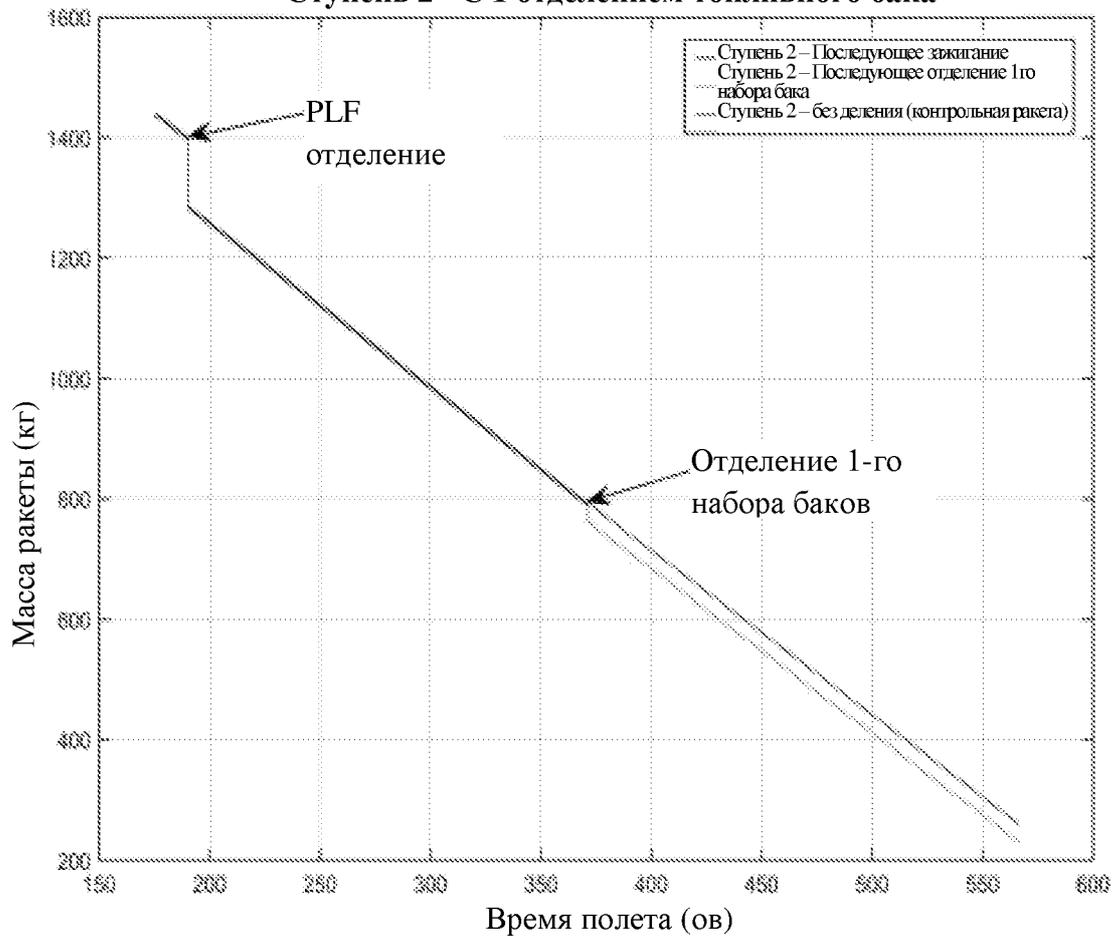
Фиг. 2

**Преимущество PL и орбиты относительно числа  
разделения набора баков**

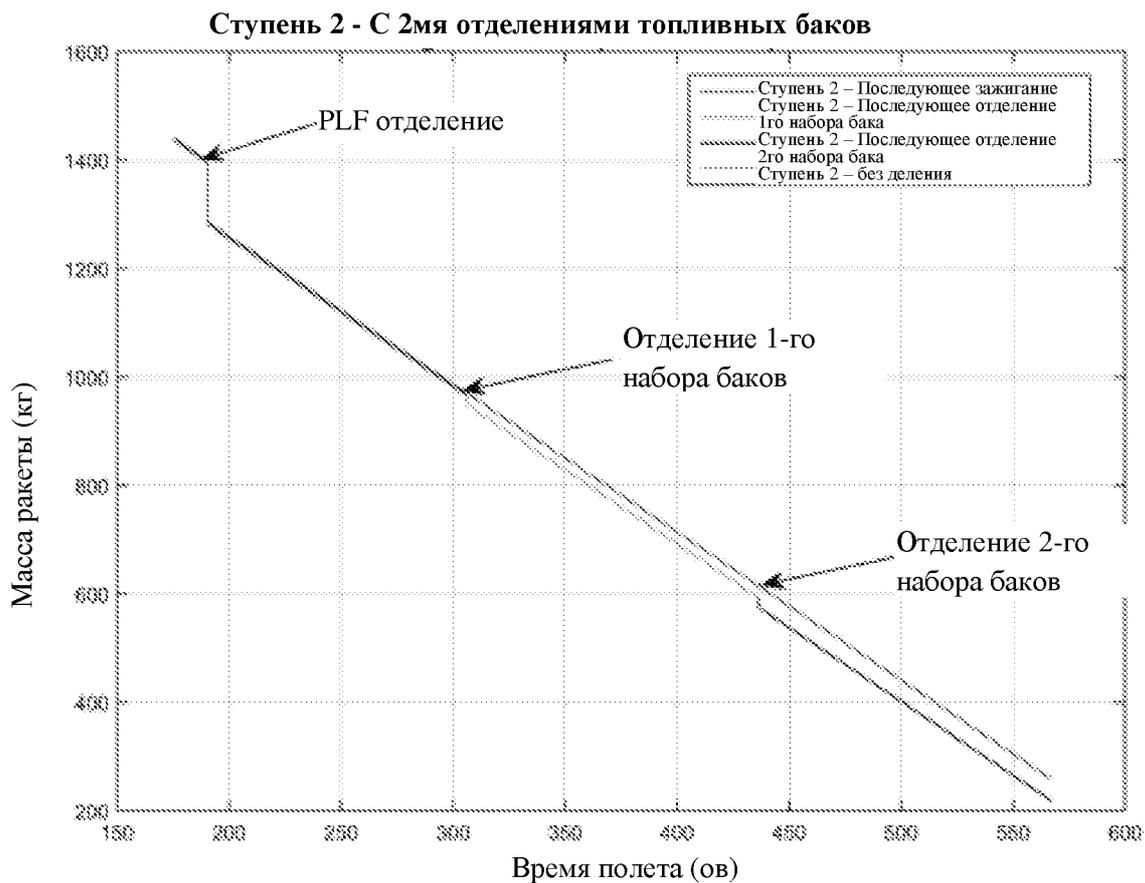


Фиг. 3

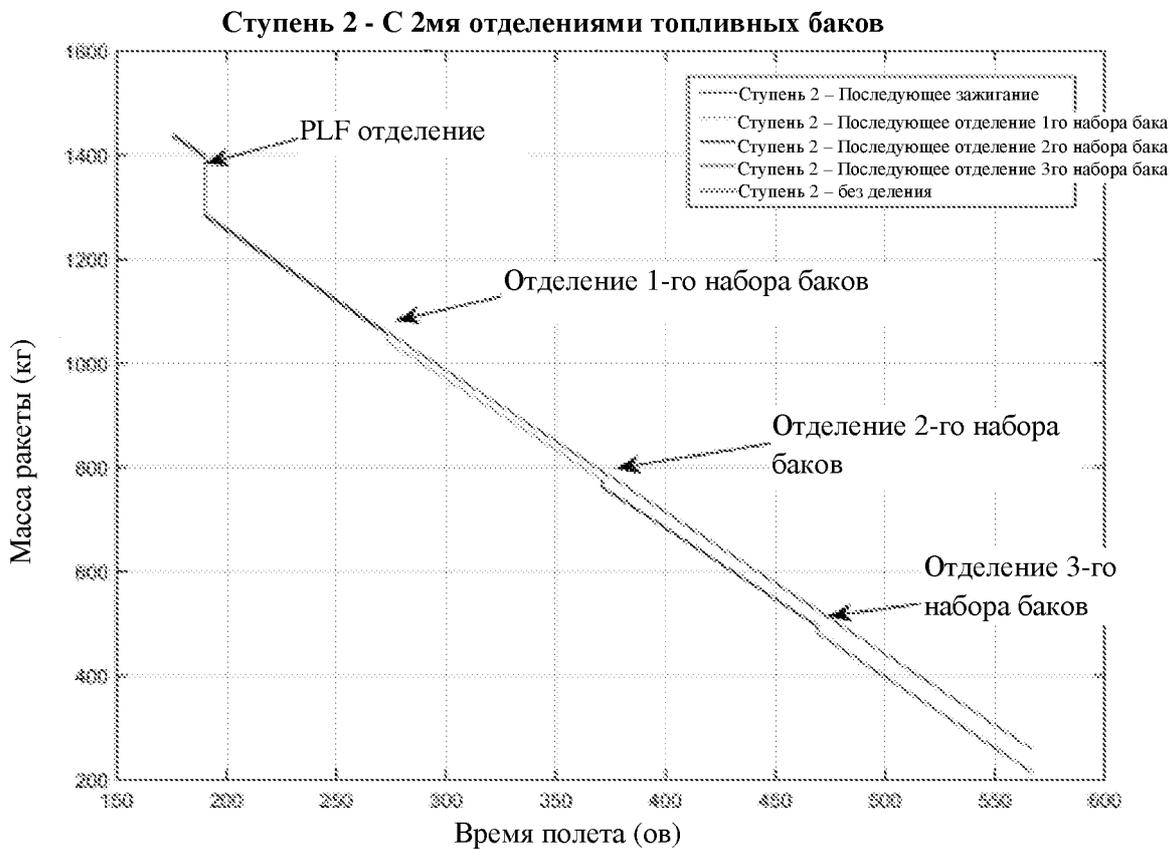
**Ступень 2 - С 1 отделением топливного бака**



Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6

