



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: 2020122848, 10.07.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
10.07.2020

Дата регистрации:
19.05.2021

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 10.07.2020

(45) Опубликовано: 19.05.2021 Бюл. № 14

Адрес для переписки:

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

(72) Автор(ы):

Трушляков Валерий Иванович (RU),
Юдинцев Вадим Вячеславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

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

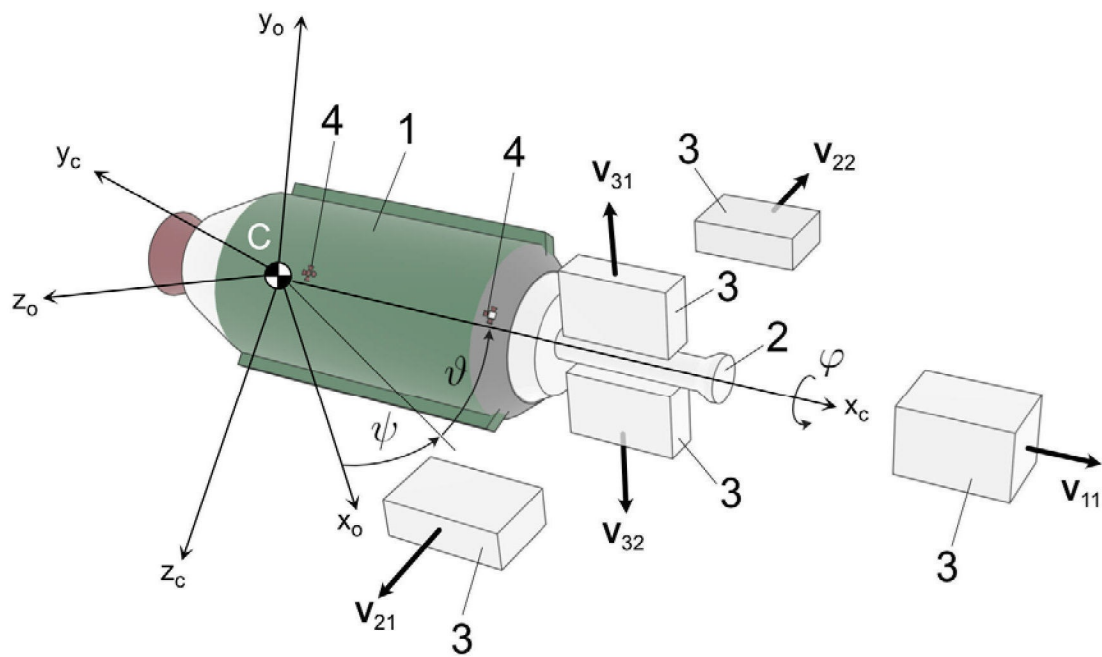
(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 93010110 А, 27.01.1997. RU
2581894 С1, 20.04.2016 . RU 2562826 С1,
10.09.2015. US 5678784 А1, 21.10.1997.

(54) СПОСОБ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК ОТ ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ЖИДКОСТНЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике. Способ отделения полезных нагрузок(ПН) от орбитальной ступени (ОС) ракеты-носителя основан на использовании невыработанных остатков жидких компонентов ракетного топлива на основе их газификации, обеспечении углового положения в пространстве и стабилизации. Управление движением центра масс и вокруг центра масс ОС осуществляют путём раздельного сброса продуктов газификации из баков горючего

и окислителя через регулируемые сопла (отверстия) газореактивной системы. Формирование управляющего и стабилизирующего воздействий осуществляют путём изменения критического сечения сопла (отверстия) сброса парогазовой смеси из баков в ГРС в каждом канале стабилизации. Техническим результатом изобретения является исключение воздействия сбрасываемой парогазовой смеси из баков на отделяющиеся ПН. 3 ил.



Фиг. 1

RU 2748079 C1

RU 2748079 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

B64G 1/26 (2021.02); **B64C 15/14** (2021.02)(21)(22) Application: **2020122848, 10.07.2020**(24) Effective date for property rights:
10.07.2020Registration date:
19.05.2021

Priority:

(22) Date of filing: **10.07.2020**(45) Date of publication: **19.05.2021 Bull. № 14**

Mail address:

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

(72) Inventor(s):

**Trushlyakov Valerii Ivanovich (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 SEPARATING PAYLOADS FROM THE ORBITAL STAGE OF THE LAUNCH VEHICLE WITH A LIQUID PROPELLANT ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: space technology.

SUBSTANCE: invention relates to space technology. The method for separating payloads (PL) from the orbital stage (OS) of the launch vehicle is based on the use of unused remnants of liquid propellant components based on their gasification, ensuring the angular position in space and stabilization. The motion of the center of mass and around the center of mass of the OS is controlled by separate discharge of gasification products from the fuel and oxidizer tanks

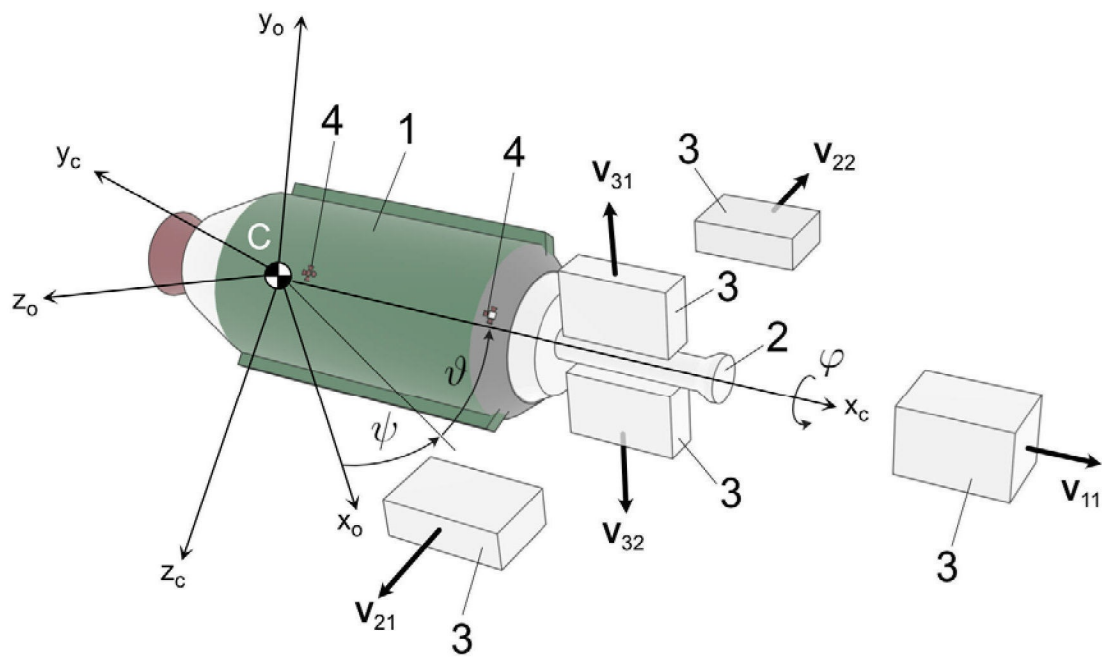
through adjustable nozzles (holes) of the gas-reactive system. The formation of the control and stabilizing actions is carried out by changing the critical section of the nozzle (hole) for the discharge of the steam-gas mixture from the tanks to the gas distribution station in each stabilization channel.

EFFECT: elimination of the impact of the discharged steam-gas mixture from the tanks on the separating PL.

1 cl, 3 dwg

RU 2 748 079 C1

RU 2 748 079 C1



Фиг. 1

RU 2748079 C1

RU 2748079 C1

Изобретение относится к ракетно-космической технике и предназначено для обеспечения безударности и точности отделения полезных нагрузок (ПН) от орбитальной ступени ракеты-носителя (РН).

Известен способ отделения составной полезной нагрузки от ступени ракеты по авторскому свидетельству № 93010110 RU F42B 15/00 (1995.01) по заявке: 93010110/11 от 1993.02.26, основанный на соосном отделении ПН, его недостаток заключается в одновременном отделении всех ПН.

Наиболее близким к предлагаемому техническому решению является способ спуска по патенту № 2581894 RU B64G 1/26, B64C 15/14, основанный на стабилизации отделяющейся части (ОЧ) в статически устойчивом положении, использовании энергетики, заключенной в невыработанных остатках жидких компонентах ракетного топлива (КРТ) на основе их газификации, обеспечении углового положения в пространстве, соответствующего минимальному углу атаки при входе ее в плотные слои атмосферы, после отделения ОЧ управление спуском в заданный район падения осуществляют на атмосферном участке траектории спуска ОЧ за счет аэродинамического манёвра, при этом управление движением центра масс и вокруг центра масс ОЧ осуществляют путём раздельного сброса продуктов газификации (ПГ) из баков горючего и окислителя через регулируемые сопла газореактивной системы (ГРС), после завершения манёвра осуществляют безмоментный сброс оставшихся ПГ из баков через сопла сброса ГРС.

Применение способа управления движением ОЧ, основанном на регулируемом сбросе продуктов газификации, для построения заданного порядка из отделяемых полезных нагрузок затруднено тем, что при групповом выведении полезных нагрузок и их последовательном отделении на орбите выведения изменяется положение центра масс связки ОС с еще не отделившимися ПН, что при работающих управляющих двигателях (соплах или отверстиях сброса) приводит к необходимости оперативного формирования управляющего воздействия ступенчатого типа, что легко реализуется традиционными двигателями, т.к. в традиционных системах в исполнительные органы подача рабочего тела осуществляется практически мгновенно.

В рассматриваемом случае, когда рабочее тело в виде парогазовой смеси подаётся в исполнительные органы (сопла или отверстия ГРС) через инерционную процедуру испарения жидкого топлива в топливных баках значительного размера до величины давления заданного уровня, реализация ступенчатого изменения управляющего воздействия может быть не реализуемым из-за отсутствия необходимого количества парогазовой смеси в баках. Следствием этого будут нарастающие угловые колебания ОС, при которых отделение ПН будет происходить со значительными возмущениями их угловой скорости, что может привести к нарушению их функционирования на орбите, а также к снижению точности направления отделения ПН, что может привести к столкновению ПН друг с другом или с ОС. Кроме этого, для последовательного отделения нескольких полезных нагрузок необходимо изменение ориентации орбитальной ступени по отношению к орбитальной системе координат, что не обеспечивается системой газификации остатков топлива в баках ОЧ.

Указанные недостатки компенсируются тем, что в способе спуска ОЧ, далее орбитальной ступени (ОС) на жидких КРТ в заданный район падения, основанный на стабилизации ОС, использовании энергетики, заключенной в невыработанных остатках жидкого КРТ на основе их газификации, обеспечении углового положения в пространстве, движением центра масс и вокруг центра масс ОС осуществляют путём раздельного сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через

регулируемые сопла (отверстия) ГРС добавляют следующие действия:

перед пуском РН определяют:

а) программу управления угловым движением ОС с учётом безударного отделения полезных нагрузок;

5 б) изменение положения центра масс после отделения каждой полезной нагрузки и программные значения управляющих воздействий для последующего управления движением ОС;

10 в) необходимое количества парогазовой смеси в баках ОС, скорости поступления парогазовой смеси в баки ОС необходимые для формирования программных и стабилизирующих управляющих воздействий при ступенчатом изменении положения центра масс, вызванным отделениями полезных нагрузок;

г) формирование управляющего и стабилизирующего воздействий осуществляют путём изменения проходного сечения сопла (отверстия) сброса парогазовой смеси из баков в ГРС в каждом канале стабилизации;

15 д) тормозные импульсы ОС после отделения ПН, а также импульсы для управления угловым движением на всем интервале отделения ПН, выполняются ГРС, которые установлены на дальнем по отношению к полезной нагрузке баке, ускоряющие ОС импульсы реализуют ГРС двух баков.

Иллюстрирующий материал

20 На фиг. 1 показана орбитальная ступень РН 1, адаптер полезной нагрузки 2, полезная нагрузка 3 (для примера показаны пять ПН – космических аппаратов), сопла ГРС 4.

На фиг. 1 также показаны связанная с ОС система координат $Cx_c y_c z_c$ с началом в центра масс ОС – точке С. Угловое положение ОС определяется по отношению к

25 орбитальной подвижной системе координат $Cx_o y_o z_o$ при помощи углов рыскания (ψ), тангажа (ϑ) и крена (φ). Ось Cy_o орбитальной системы координат направлена вдоль радиус-вектора ОС по отношению к центру Земли, ось Cx_o лежит в плоскости орбиты

30 и направлена в сторону орбитального движения ОС, ось Cz_o дополняет систему координат до правой. На фиг. 1 показаны также скорости отделения отдельных ПН по отношению к связанной с ОС системы координат ($V_{11}, V_{21}, V_{22}, V_{31}, V_{32}$). Далее эти ПН обозначаются соответственно ПН11, ПН21, ПН22, ПН31 и ПН32.

35 На фиг. 2 показан бак окислителя 5, бак горючего 6 орбитальной ступени 1. Система газификации остатков топлива в баках включает в себя каталитическую систему, в которой осуществляется разложение перекиси водорода, поступающей из ёмкости 7, на высокотемпературную пароводяную смесь 8, клапаны подачи перекиси водорода в бак горючего или окислителя 9, управляемые клапаны спроса ПГС и бака окислителя или горючего 10.

40 На фиг. 3 показаны траектории движения ПН относительно ОС при их последовательном отделении на круговой орбите высотой 300 км. Показан пример траекторий при отделении ПН11 со скоростью $V_{11} = 1$ м/с при нулевых углах тангажа крена и рыскания (первая ПН отделяется вдоль вектора орбитальной скорости),
45 показаны траектории движения ПН21 и ПН22 со скоростями $V_{21} = V_{22} = 1$ м/с через 60 секунд после отделения первой ПН (ПН11) и после разворота по углу рыскания на минус 90 градусов и углу крена 26 градусов: плоскость отделения ПН 21 и 22 наклонена

к плоскости Cx_0z_0 под углом 26 градусов.

Показаны траектории движения ПН31 и ПН32 со скоростями $V_{31} = V_{32} = 1$ м/с через 20 секунд после отделения ПН21 и ПН22 с сохранением ориентации и стабилизации углового движения ОС: плоскость отделения ПН31 и ПН32 наклонена к плоскости Cy_0z_0 под углом 26 градусов. Траектории иллюстрируют безударность относительного орбитального движения всех ПН. Отделение рассмотренной в этом примере группы ПН при использовании традиционных ОС без управления их угловым движением привело бы к столкновению ПН.

Реализация способа

После завершения выведения на орбиту с помощью ОС выполняется одновременное или последовательное отделение ПН, которое включает в себя формирование требуемой для безударного относительного орбитального движения ПН ориентации ОС по отношению к орбитальной системы координат и последующее отделение ПН с заданной скоростью.

Традиционные ОС не имеют возможности изменять свое угловое положение в пространстве и после выключения ЖРД ОС происходит отделение ПН без обеспечения индивидуальной угловой ориентации и стабилизации ОС, что ограничивает возможность отделения нескольких ПН вследствие возможности их столкновения после отделения.

Предлагаемая последовательность действий способа обеспечивает возможность построение заданного порядка отделения каждой ПН.

Обоснование действий способа

а) программу управления угловым движением ОС с учётом безударного отделения полезных нагрузок

На основе программы построения баллистического порядка из полезных нагрузок от момента выведения на орбиту, который определяется Заказчиком, формируется программа углового движения ОС в каналах тангажа, рыскания и крена, также возможность приращения скоростей центра масс ОС – изменения её орбиты. Например, первая полезная нагрузка (ПН11) отделяется при нулевых углах атаки тангажа, крена и рыскания, вторая и третья ПН (ПН21 и ПН22) отделяется после приращения скорости движения центра масс ОС в направлении орбитальной скорости $\Delta V_{ox} = 5$ м/с и разворотом ОС по отношению орбитальной системы координат по углу рыскания 90 градусов и углу крена 26 градусов. Далее отделяются ПН31 и ПН32 при той же ориентации ОС. При отделении каждой ПН угловая скорость ОС поддерживается близкой к нулю при помощи ГРС для минимизации возмущений угловой скорости ПН после отделения.

б) изменение положения центра масс после отделения каждой полезной нагрузки и программные значения управляющих воздействий для последующего управления движением ОС

После отделения каждой ПН происходит смещение центра масс связки ОС с оставшимися ПН. Для исключения переходного колебательного процесса вследствие изменения положения центра масс связки в процессе управления её угловым движением, необходима оперативная перестройка управления, например, в традиционных системах управления рабочее тело подаётся практически мгновенно, что затруднительно в рассматриваемой системе, т.к. эта система инерционна (испарение, набор заданного давления в баке). Предлагается формировать программные управляющие воздействия с учётом ступенчатого изменения положения центра масс связки ОС с ПН и затрат на

стабилизацию связки (до 10% от управляющего момента).

в) необходимое количества парогазовой смеси в баках ОС, скорости поступления парогазовой смеси в баки ОС, необходимые для формирования программных и стабилизирующих управляющих воздействий при ступенчатом изменении положения

5 центра масс, вызванным отделениями полезных нагрузок

В связи с тем, что рабочее тело формируется за счёт парообразования (испарение КРТ, подача теплоносителя), процесс этот инерционный, поэтому необходимо, с одной стороны, обеспечивать достаточный объём парогазовой смеси и скорость её поступления в баки для обеспечения устойчивого управления угловым движением ОС, с другой –

10 контролировать давление в баках для исключения их разрушения.

г) формирование управляющего и стабилизирующего воздействий осуществляют путём изменения критического сечения сопла (отверстия) сброса парогазовой смеси из баков в ГРС в каждом канале стабилизации

Предполагается, что давление в баке будет поддерживаться на постоянном уровне,

15 регулирование тяги ГРС предлагается изменением диаметра отверстия сброса парогазовой смеси.

д) тормозные импульсы ОС после отделения ПН, а также импульсы для управления угловым движением на всем интервале отделения ПН, выполняются ГРС, которые установлены на дальнем по отношению к полезной нагрузке баке, ускоряющие ОС

20 *импульсы реализуются ГРС двух баков.*

Предлагаемое действие способа направлено на исключение воздействия сбрасываемой парогазовой смеси из баков на отделяющиеся ПН.

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

(57) Формула изобретения

Способ отделения полезных нагрузок (ПН) от орбитальной ступени (ОС) ракеты-носителя после выключения жидкостного ракетного двигателя, основанный на использовании энергетики, заключенной в невыработанных остатках жидких

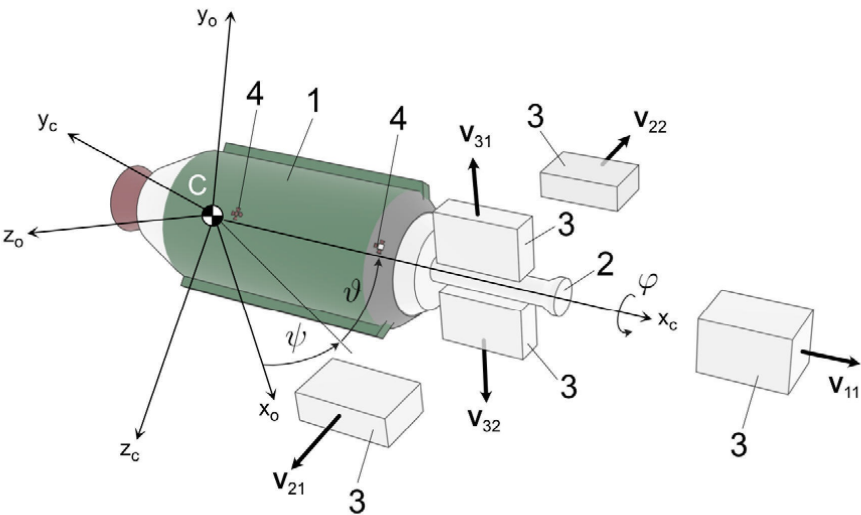
30 компонентов ракетного топлива на основе их газификации, обеспечении углового положения в пространстве и стабилизации, после выключения жидкостного ракетного двигателя управление движением центра масс и вокруг центра масс ОС осуществляют путём раздельного сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через регулируемые сопла (отверстия) газореактивной системы (ГРС), отличающийся

35 тем, что перед пуском ракеты-носителя определяют программу управления угловым движением ОС с учётом безударного отделения полезных нагрузок, изменение положения центра масс после отделения каждой полезной нагрузки, и программные значения управляющих воздействий для последующего управления движением ОС, а также необходимое количество парогазовой смеси в баках ОС, скорости поступления парогазовой смеси в баки ОС, необходимые для формирования программных и

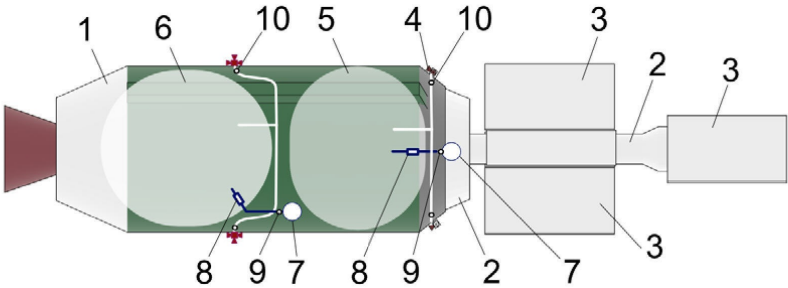
40 стабилизирующих управляющих воздействий при ступенчатом изменении положения центра масс, вызванном отделениями полезных нагрузок, а формирование управляющего и стабилизирующего воздействий осуществляют путём изменения критического сечения сопла (отверстия) сброса парогазовой смеси из баков в ГРС в каждом канале стабилизации, и тормозные импульсы ОС после отделения ПН, а также импульсы для

45 управления угловым движением на всем интервале отделения ПН, выполняются ГРС, которые установлены на дальнем по отношению к полезной нагрузке баке, ускоряющие ОС импульсы реализуют ГРС двух баков.

1

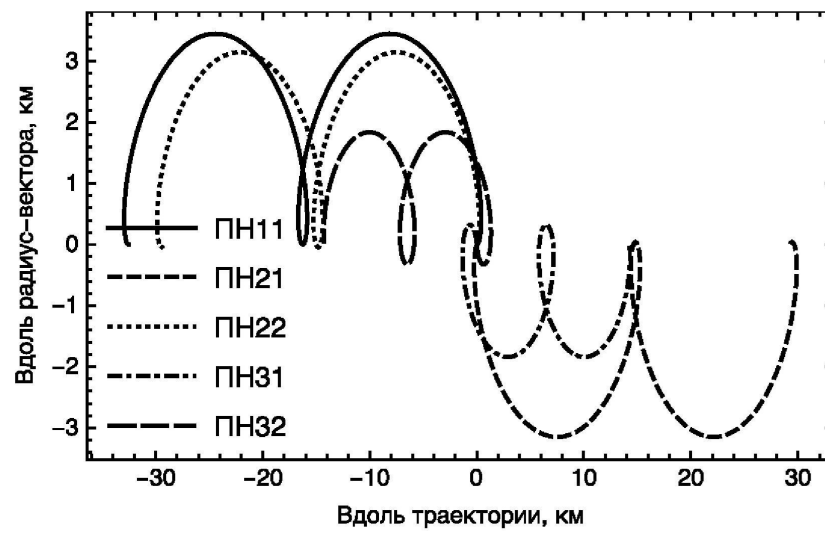


Фиг. 1



Фиг. 2

2



Фиг. 3