



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64G 2001/1064 (2020.02); B64G 1/12 (2020.02)

(21)(22) Заявка: 2019106190, 04.03.2019

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
04.03.2019

Дата регистрации:
29.06.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 04.03.2019

(45) Опубликовано: 29.06.2020 Бюл. № 19

Адрес для переписки:

141070, Московская обл., г. Королев, ул.
Ленина, 4а, ПАО "РКК "Энергия", отдел
интеллектуальной собственности

(72) Автор(ы):

Муртазин Рафаил Фарвазович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Публичное акционерное общество
"Ракетно-космическая корпорация "Энергия"
имени С.П. Королёва" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2605463 C2, 20.12.2016. RU
2614466 C2, 28.03.2017. RU 2004137448 A,
10.06.2006. US 6364252 B1, 02.04.2002. В.И.
Левантовский. Механика космического полёта
в элементарном изложении. 3-е изд. "Наука".
М., 1980, с.256, 259, 262, 274.

(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ПРИ ПЕРЕЛЁТЕ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ С ОРБИТЫ ЛУНЫ НА ОРБИТУ ЗЕМЛИ

(57) Реферат:

Изобретение относится к управлению транспортной системой (ТС) при перелетах космического корабля (КК) с окололунной на околоземную орбитальную станцию (ОС). Способ включает выполнение КК перелета от Луны к Земле по траектории с пролетом Земли на заданной высоте без аэродинамического зонта. По достижении этой высоты выполняют тормозной импульс для перевода КК на переходную эллиптическую орбиту вокруг Земли, где КК стыкуется с КА, несущим аэродинамический зонт для торможения КК в атмосфере. Кроме того, КА несёт топливо дозаправки КК для проведения его следующего полета к окололунной ОС. После расстыковки с

КА в апогее орбиты КК выполняет тормозной импульс с целью перехода на орбиту с заданной высотой перигея для проведения торможения в атмосфере по методу «тормозных» эллипсов. После снижения апогея орбиты КК до высоты орбиты околоземной ОС аэродинамический зонт отделяется, и в этом апогее КК импульсно переводят на орбиту ОС. После стыковки с ОС и профилактических работ КК готов к следующему полету к лунной ОС. Техническим результатом является сокращение длительности полета КК по «тормозным» эллипсам и снижение тем самым объема профилактических работ на ОС, с возможностью выведения указанного выше КА посредством РН среднего класса. 3 ил.

RU 2 725 091 C1

RU 2 725 091 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64G 2001/1064 (2020.02); *B64G 1/12* (2020.02)

(21)(22) Application: **2019106190, 04.03.2019**

(24) Effective date for property rights:
04.03.2019

Registration date:
29.06.2020

Priority:

(22) Date of filing: **04.03.2019**

(45) Date of publication: **29.06.2020** Bull. № 19

Mail address:

**141070, Moskovskaya obl., g. Korolev, ul. Lenina,
4a, PAO "RKK "Energiya", otdel intellektualnoj
sobstvennosti**

(72) Inventor(s):

Murtazin Rafail Farvazovich (RU)

(73) Proprietor(s):

**Publichnoe aktsionernoe obshchestvo
"Raketno-kosmicheskaya korporatsiya
"Energiya" imeni S.P. Koroleva" (RU)**

(54) **METHOD OF CONTROLLING SPACE VEHICLE DURING FLIGHT OF SPACECRAFT FROM ORBIT OF THE MOON TO THE EARTH'S ORBIT**

(57) Abstract:

FIELD: transportation.

SUBSTANCE: invention relates to control of transport system during spacecraft (SC) from circumlunar to near-earth orbital station (OS). Proposed method comprises performing spacecraft flight from Moon to Earth along trajectory with span of Earth at preset altitude without aerodynamic umbrella. When this height is reached, a brake pulse is made to transfer the spacecraft to a transient elliptical orbit around the Earth, where the spacecraft is docked with a satellite vehicle carrying an aerodynamic hatch for decelerating the spacecraft in the atmosphere. Besides, satellite vehicle carries fuel of spacecraft refueling for its next flight to near-moon OS. After decoupling from the spacecraft in the apogee of the orbit, the spacecraft

performs a braking pulse in order to change over to the orbit at a given height of perigee for braking in the atmosphere by the method of "brake" ellipses. After the apogee of the spacecraft orbit is reduced to the altitude of the orbit of the near-Earth OS, the aerodynamic hood is separated, and in this apogee, the spacecraft is impulsively transferred to the orbit of the OS. After docking with the OS and preventive maintenance, the spacecraft is ready for the next flight to the lunar environment.

EFFECT: reduced duration of flight of spacecraft on "brake" ellipses and reduced volume of preventive works on OS, with possibility of removal of the above spacecraft by means of carrier rocket of middle class.

1 cl, 3 dwg

Предлагаемый способ управления может быть использован в космической технике при выведении космического корабля (КК), находящегося на окололунной орбите на заданную околоземную орбиту.

Для перелета к Земле с орбиты Луны необходимо выполнить отлетный импульс, величина которого в зависимости от высоты и вида окололунной орбиты варьируется от 450 до 950 м/с. Нижняя оценка соответствует отлету с гало-орбиты NRHO (Near Rectilinear Halo Orbit), на которой планируется развернуть будущую окололунную станцию Deep Space Gateway [1. Whitley R., Martinez R., 2015 "Options for Staging Orbits in Cis-Lunar Space", <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150019648.pdf>]. Эта орбита является высокоэллиптической с высотой в периселении около 2500 км и в апоселении около 70000 км. Оптимальный отлетный импульс разбивается на два. Первый импульс ~250 м/с выполняется при сходе с орбиты NRHO для пролета Луны на заданном расстоянии, а второй импульс ~200 м/с - пертурбационный при пролете Луны [1]. Верхняя оценка соответствует низкой окололунной круговой орбите высотой 100÷200 км [2. Е.В. Тарасов, «Космонавтика», Машиностроение, 1977]. Отлетный импульс определяется таким образом, чтобы пройти относительно Земли на заданном расстоянии Н, соответствующем высоте заданной околоземной орбиты, на которой, например, может располагаться орбитальная станция. После отлета КК движется по геоцентрической орбите с перигеем высотой Н, а скорость в перигее ~11.0 км/с, что близко к 2-ой космической скорости [2]. Для снижения скорости до 1-ой космической (~8 км/с) и перехода на заданную околоземную орбиту требуется приложения к КК тормозного импульса [2].

Определим величину импульса V_1 для перевода КК на круговую околоземную орбиту высотой $H=400$ км:

$$V_1 = v_\infty - \sqrt{\frac{\mu}{r}}, \quad (1)$$

где μ - гравитационный параметр Земли, $\mu = 398.60212 \cdot 10^6 \frac{\text{км}^3}{\text{сек}^2}$,

r - радиус орбиты Земли и $r=H+r_3$, где

$r_3=6378$ км - радиус Земли [2],

v_∞ - скорость входа (скорость на бесконечности) в перигее высотой $H=400$ км геоцентрической орбиты при перелете от Луны к Земле в течение 3.5 суток составит

$v_\infty \sim 11.0 \frac{\text{км}}{\text{сек}}$. Таким образом, подставляя в формулу (2) необходимые значения получим

$V_1 \sim 3200$ м/с.

Известен способ управления, выбранный в качестве аналога, в котором для выведения КК на заданную околоземную орбиту посредством отлетного импульса $V_{\text{отл}}$

формируется траектория пролета Земли на заданном высоте Н. Точка прохождения на заданном расстоянии от Земли является одновременно и точкой заданной околоземной орбиты. В окрестности этой точки выполняется тормозной импульс V_1 для перевода КК с перелетной орбиты на заданную орбиту вокруг Земли [3. В.И. Левантовский, «Механика космического полета в элементарном изложении», Наука, 1980 г.].

Несмотря на самый простой и быстрый переход на заданную орбиту, недостатком этого способа является значительная величина тормозного импульса V_1 требующая

больших затрат топлива и, соответственно мощного разгонного блока (РБ). В условиях дефицита топлива этот фактор может быть критическим.

Известен способ управления движением КО при перелете с орбиты Луны на орбиту Земли, выбранный в качестве прототипа [4. Муртазин Р.Ф. Способ управления транспортной космической системой. Патент 2605463 РФ. М.: Роспатент, ФИПС, бюл. №35, 2016], включающий приложение к КК отлетного импульса $V_{отл}$ для перелета с окололунной орбиты по траектории с прохождением от Земли на заданной высоте H и выполнение аэродинамического торможения с заданными изменениями параметров орбиты КК в процессе его последовательных прохождений на заданном расстоянии от Земли, для чего после каждого прохождения апогея орбиты прикладывают корректирующий импульс $V_{кор}$, для формирования заданной высоты орбиты перигея $H_{п}$ до выполнения условия $H_{\alpha} = H_{OC}$, где H_{α} - высота апогея орбиты КК, H_{OC} - высота заданной околоземной орбиты, после чего в апогее орбиты прикладывают импульс перехода $V_{пер}$ на круговую орбиту H_{OC} . Из-за расположения высоты H в атмосфере Земли, за счет аэроторможения обеспечивается снижение скорости КК до 1-ой космической скорости по методу «тормозных» эллипсов [3]. После очередного прохода КК в атмосфере и снижения высоты апогея H_{α} до заданной высоты околоземной орбиты H_{OC} , прикладывая к КК в апогее разгонный импульс $V_{пер}$ можно поднять перигей орбиты до высоты H_{OC} , после чего КК переходит на заданную околоземную орбиту. На этой орбите может располагаться ОС, с которой проводят сближение и стыковку.

Этот способ позволяет отказаться от большого импульса торможения V_1 , что позволяет сэкономить значительное количество топлива.

Основными недостатками такого способа управления являются необходимость иметь аэродинамический зонд с многоразовой теплозащитой и длительное время полета по переходным «тормозным» эллипсам [4], что приводит к необходимости неоднократно пересекать радиационные пояса Земли. Многоразовый аэродинамический зонд требует дополнительных ответственных профилактических работ на околоземной ОС при подготовке последующих перелетов, что также существенно увеличивает стоимость эксплуатации транспортной системы (ТС).

Техническим результатом изобретения является сокращение длительности полета КК по «тормозным» эллипсам, что снизит объем ответственных профилактических работ на околоземной ОС и приведет к снижению стоимости ТС.

Технический результат достигается благодаря тому, что в способе управления транспортной космической системой при перелете КК с орбиты Луны на орбиту Земли, включающий приложение к КК отлетного импульса $V_{отл}$ для перелета с окололунной орбиты по траектории с прохождением от Земли на заданной высоте H и выполнение аэродинамического торможения с заданными изменениями параметров орбиты КК в процессе его последовательных прохождений на заданном расстоянии от Земли, для чего после каждого прохождения апогея орбиты прикладывают корректирующий импульс $V_{кор}$, для формирования заданной высоты орбиты перигея $H_{п}$ до выполнения условия $H_{\alpha} = H_{OC}$, где H_{α} - высота апогея орбиты КК, H_{OC} - высота заданной околоземной орбиты, после чего в апогее орбиты прикладывают импульс перехода $V_{пер}$ на круговую орбиту H_{OC} , в отличие от известного, определяют отлетный импульс $V_{отл}$ для прохождения на высоте H от Земли без аэродинамического зонда, определяют высоту апогея начальной переходной эллиптической орбиты H_{α} с учетом

энергетических возможностей КК по выполнению импульса величиной V_1 для перевода КК на начальную переходную эллиптическую орбиту с высотой апогея $H_{\alpha n}$, по достижению высоты H от Земли к КК прикладывают тормозной импульс V_1 для его перевода на начальную переходную эллиптическую орбиту с высотой апогея $H_{\alpha n}$, после чего КК стыкуют с космическим аппаратом (КА), несущим аэродинамический зонт и топливо для дозаправки КК, достаточное для реализации повторного полета на окололунную орбиту, и предварительно запущенным на начальную переходную эллиптическую орбиту, определенную с учетом энергетических возможностей КК, проводят дозаправку КК топливом, затем отстыковывают КА от КК с аэродинамическим зонтом, и, при прохождении апогея орбиты H_{α} , к КК прикладывают тормозной импульс V_2 для его перевода на орбиту с заданной высотой перигея H_l и выполнения аэродинамического торможения, а, после достижения высоты апогея $H_{\alpha} = H_{OC}$, в апогее орбиты высотой H_{OC} к КК прикладывают разгонный импульс $V_{пер}$ для перехода на заданную околоземную орбиту.

Технический результат в предлагаемом способе управления достигается за счет того, что, по сравнению с прототипом КК доставляется на окололунную орбиту без аэродинамического зонта, что существенно улучшает массовые характеристики КК, так как его масса оценивается в 25% от массы КК. Кроме того КА, доставляющий на начальную эллиптическую орбиту аэродинамический зонт может выполнить дозаправку КК для обеспечения выполнения последующих полетов. Это позволит улучшить стоимостные характеристики ТС. Также, за счет частичного торможения КК у Земли, последующий вход КК в атмосферу будет выполняться с меньшей скоростью, что позволяет уменьшить массовые характеристики аэродинамического зонта.

Сущность изобретения поясняется на фиг. 1+3, где:

на фиг. 1 показана схема выведения на круговую околоземную орбиту при помощи одного тормозного импульса V_1 по способу-аналогу;

на фиг. 2 показана схема выведения на круговую околоземную орбиту с использованием аэроторможения по способу- прототипу;

на фиг. 3 показана схема выведения на круговую околоземную орбиту при использовании РБ и КА с аэродинамическим зонтом по предлагаемому способу управления;

На фиг. 1 показана схема выведения аналога на круговую околоземную орбиту при помощи одного тормозного импульса V_1 . Вначале КК отлетным импульсом $V_{отл}$ (1) с окололунной орбиты (2) переводится на траекторию полета к Земле (3) с пролетом относительно Земли на расстоянии, соответствующем высоте H (4). Точка прохождения на заданном расстоянии от Земли является одновременно и точкой заданной околоземной орбиты (5). В окрестности этой точки выполняется тормозной импульс V_1 (6) для перевода КК с перелетной орбиты на заданную орбиту вокруг Земли.

На фиг. 2 показана схема выведения на круговую околоземную орбиту с использованием способа-прототипа. Вначале, также как и способе-аналоге, К с отлетным импульсом $V_{отл}$ (1) с окололунной орбиты (2) переводится на траекторию полета к Земле (3) с пролетом относительно Земли на расстоянии, соответствующем высоте H (4). Из-за расположения высоты H в атмосфере Земли (7), за счет аэроторможения обеспечивается снижение скорости КК до 1-ой космической скорости путем последовательных погружений в атмосферу и переходом на «тормозные» эллипсы

(8), с монотонно уменьшающейся высотой апогея $H_{\alpha i}$ (9). И наконец, после очередного прохода КК в атмосфере и снижения высоты апогея промежуточного эллипса H_{α} до заданной высоты H_{OC} околоземной орбиты (5) к КК в апогее прикладывается разгонный импульс $V_{\text{пер}}$ (10) для подъема перигея орбиты с высоты H до высоты H_{OC} , после чего КК переходит на заданную околоземную орбиту. На этой орбите может располагаться ОС, с которой впоследствии КК выполняет сближение и стыковку.

На фиг. 3 показана схема выведения на круговую околоземную орбиту по предлагаемому способу управления. Вначале КК выполняет отлетный импульс $V_{\text{отл}}$ (1) посредством которого формируется траектория полета к Земле (3) на заданном высоте H (4), превышающей высоту атмосферы Земли (7). В окрестности этой точки выполняется тормозной импульс V_1 (6) для перевода КК с орбиты (3) на переходную эллиптическую орбиту вокруг Земли (11) с заданной высотой апогея H_{α} (12). Затем КК стыкуется с КА (13), несущем аэродинамический зонтик и предварительно запущенным на эту эллиптическую орбиту. КА также доставляет и топливо для дозаправки КК, достаточное для реализации повторного полета КК на окололунную орбиту. После дозаправки КК топливом КА отстыковывается (14), а КК в апогее выполняет тормозной импульс V_2 (15), чтобы уменьшить высоту перигея орбиты до заданной $H_{\text{л}}$ (16) внутри атмосферы Земли и выполнения аэродинамического торможения. После выполнения нескольких погружений в атмосферу, за счет аэроторможения текущая высота апогея H_{α} достигнет

высоты орбиты станции H_{OC} . Аэродинамический зонтик отделяется от КК (17), освобождая стыковочный узел для стыковки с ОС, после чего в апогее высотой H_{OC} (18) к КК прикладывают разгонный импульс $V_{\text{пер}}$ (10) для перехода на орбиту ОС (5). Затем КК стыкуется с ОС.

Предлагаемый способ рассмотрим на примере. Пусть в качестве заданной околоземной орбиты (5) рассматривается круговая орбита высотой 400 км. Рассмотрим задачу перелета КК с круговой орбиты вокруг Луны (2) высотой 100 км. Схема перелета включает отлетный импульс $V_{\text{отл}}$ (1), формирующий пролет у Земли на расстоянии около 200 км, тормозной импульс V_1 (6) для перевода КК на переходную эллиптическую орбиту вокруг Земли. Величина тормозного импульса соответствует всему оставшемуся в КК топлива на момент пролета Земли на расстоянии превышающим высоту атмосферы Земли (4), например 200 км. После перехода на начальную эллиптическую орбиту с высотой апогея $H_{\alpha n}$ КК стыкуется с КА (13), несущим аэродинамический зонтик и предварительно запущенным на начальную переходную эллиптическую орбиту. КА также доставляет на эту орбиту топливо для дозаправки КК, достаточного чтобы КК выполнил следующий полет на заданную окололунную орбиту. После дозаправки КА отстыковывается (14), а КК в апогее выполняет тормозной импульс (15), чтобы уменьшить высоту перигея орбиты до заданной $H_{\text{л}}$ (16), расположенной внутри атмосферы Земли и выполнения аэродинамического торможения. После выполнения нескольких погружений в атмосферу, за счет аэроторможения текущая высота апогея H_{α} достигнет высоты орбиты станции H_{OC} . Аэродинамический зонтик отделяется от КК, освобождая стыковочный узел для стыковки с ОС, после чего в апогее высотой H_{OC} к КК прикладывают разгонный импульс $V_{\text{пер}}$ (10) для перехода на заданную околоземную орбиту (5). Затем КК стыкуется с ОС. Оптимизация предлагаемого способа заключается в определении высоты апогея $H_{\alpha n}$ - начальной переходной эллиптической орбиты,

позволяющей полностью использовать топливо КК на окололунной орбите и минимизировать размерность КА с аэродинамическим зонтом.

Рассмотрим пример. Предположим, что сухая отлетная масса КК с окололунной орбиты составляет $M_{\text{сух}}=6000$ кг. Пусть в качестве окололунной орбиты КК

5 рассматривается, описанная выше гало-орбита NRHO. Определим потребное топливо, которое необходимо КК для достижения $\Delta V_{\text{потр}} \sim 1000$ м/с. исходя из удельного импульса в 334 сек [4. Вестник НПО им. Лавочкина №2, 2017].

Согласно формуле Циолковского [2]:

$$10 \quad \Delta V_{\text{потр}} = P_{\text{уд}} \cdot 9.8 \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_k} \right) \quad (2)$$

где m_0 - начальная отлетная масса КК $m_0 = M_{\text{сух}} + M_{\text{топл}}$, а m_k - конечная масса или $m_k = M_{\text{сух}}$. Очевидно, преобразуя формулу (2) получим:

$$15 \quad M_{\text{топл}} = (m_k + M_{\text{сух}}) \cdot \left(e^{\frac{\Delta V_{\text{потр}}}{P_{\text{уд}} \cdot 9.8}} - 1 \right) \sim 1500 \text{ кг} \quad (3)$$

т.е. отлетная масса КК с окололунной орбиты $m_0 = M_{\text{сух}} + M_{\text{топл}} = 7.5$ тн. Из соответствующей этой массе топлива характеристической скорости $\Delta V_{\text{потр}} \sim 1000$ м/с
20 необходимо вычесть величину отлетного импульса $V_{\text{отл}}$, чтобы получить располагаемую величину тормозного импульса V_1 для перевода КК на начальную переходную высокоэллиптическую орбиту вокруг Земли с высотой апогея Нан.

$$25 \quad V_1 = \Delta V_{\text{расп}} - V_{\text{отл}} = 1000 - 450 = 550 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Если отлетная скорость к Луне с околоземной орбиты высотой 200 км к Луне в импульсной постановке составляет около 3150 м/с [2], то с учетом значения V_1 можно
30 принять, что для достижения переходной эллиптической орбиты с низкой околоземной орбиты к КК должен быть приложен импульс

$$30 \quad \Delta V = 3150 - 550 = 2600 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Т.е. в перигее эллиптической орбиты скорость определяется как

$$V = V_{200} + \Delta V = 7760 + 2600 = 10360 \frac{\text{м}}{\text{с}}. \text{ По величине } V \text{ определим высоту апогея}$$

35 Нан начальной переходной эллиптической орбиты, используя формулу для энергии орбиты [2]:

$$40 \quad V = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r_{\pi}} - \frac{\mu}{a}} \quad (4)$$

где $a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2}$ - большая полуось орбиты. Подставляя известные значения в формулу

(4) можно получить:

$$45 \quad N\alpha = r_{\alpha} - r_{\pi} = \frac{V^2 \cdot r_{\pi}^2}{2 \cdot \mu - V^2 \cdot r_{\pi}} - r_{\pi} \quad (5)$$

или Нан ~ 51.6 тыс. км.

Определим массу топлива КА с аэродинамическим зонтом, выводимого на начальную переходную эллиптическую орбиту. Будем ориентироваться на грузоподъемность РН в 8400 кг [5. Isakowitz S. International Reference Guide to Space Launch Systems Forth edition, 2004]. По формуле Циолковского можно определить конечную массу КА m_k на

$$\frac{m_0}{m_k} = e^{\frac{\Delta V}{P_{уд} \cdot 9.8}} \quad \text{или} \quad m_k = m_0 / e^{\frac{\Delta V}{P_{уд} \cdot 9.8}} = \frac{8400}{e^{\frac{2600}{P_{уд} \cdot 9.8}}} = 3885 \text{ кг}$$

Если принять сухую массу КА с аэродинамическим зонтом $M_{сух}=1885$ кг, то масса доставляемая для дозаправки КК топлива $M_{ТДЗ}=m_k-M_{сух}=2000$ кг. Если сравнивать это значение с $M_{топл}=1500$ кг, необходимое для перехода КК с окололунной орбиты на переходную эллиптическую орбиту, полученное ранее, то можно констатировать достаточность доставки топлива на КА для дозаправки КК для его последующего полета по маршруту ОС-лунная станция-ОС.

Предлагаемый способ может быть использован при управлении ТС, позволяющей делать перелеты с окололунной ОС на околоземную ОС.

(57) Формула изобретения

Способ управления транспортной космической системой при перелете космического корабля с орбиты Луны на орбиту Земли, включающий приложение к космическому кораблю отлетного импульса $V_{отл}$ для перелета с окололунной орбиты по траектории с прохождением от Земли на заданной высоте H и выполнение аэродинамического торможения с заданными изменениями параметров орбиты космического корабля в процессе его последовательных прохождений на заданном расстоянии от Земли, для чего после каждого прохождения апогея орбиты прикладывают корректирующий импульс $V_{кор}$ для формирования заданной высоты орбиты перигея $Hл$ до выполнения условия $H\alpha=H_{ОС}$, где $H\alpha$ - высота апогея орбиты космического корабля, $H_{ОС}$ - высота заданной околоземной орбиты, после чего в апогее орбиты прикладывают импульс перехода $V_{пер}$ на круговую орбиту $H_{ОС}$, отличающийся тем, что определяют отлетный импульс $V_{отл}$ для прохождения на высоте H от Земли без аэродинамического зонта, определяют высоту апогея начальной переходной эллиптической орбиты $H\alpha_n$ с учетом энергетических возможностей космического корабля по выполнению импульса величиной V_1 для перевода космического корабля на начальную переходную эллиптическую орбиту с высотой апогея $H\alpha_n$, по достижении высоты H от Земли к космическому кораблю прикладывают тормозной импульс V_1 для его перевода на начальную переходную эллиптическую орбиту с высотой апогея $H\alpha_n$, после чего космический корабль стыкуют с космическим аппаратом, несущим аэродинамический зонт и топливо для дозаправки космического корабля, достаточное для реализации повторного полета на окололунную орбиту, и предварительно запущенным на начальную переходную эллиптическую орбиту, определенную с учетом энергетических возможностей космического корабля, проводят дозаправку космического корабля топливом, затем отстыковывают космический аппарат от космического корабля с аэродинамическим зонтом, и, при прохождении апогея орбиты $H\alpha$, к космическому кораблю прикладывают тормозной импульс V_2 для его перевода на орбиту с заданной высотой перигея $Hл$ и выполнения аэродинамического торможения, а после достижения

высоты апогея $H_{\alpha} = H_{OC}$, в апогее орбиты высотой H_{OC} к космическому кораблю прикладывают разгонный импульс $V_{\text{пер}}$ для перехода на заданную околоземную орбиту.

5

10

15

20

25

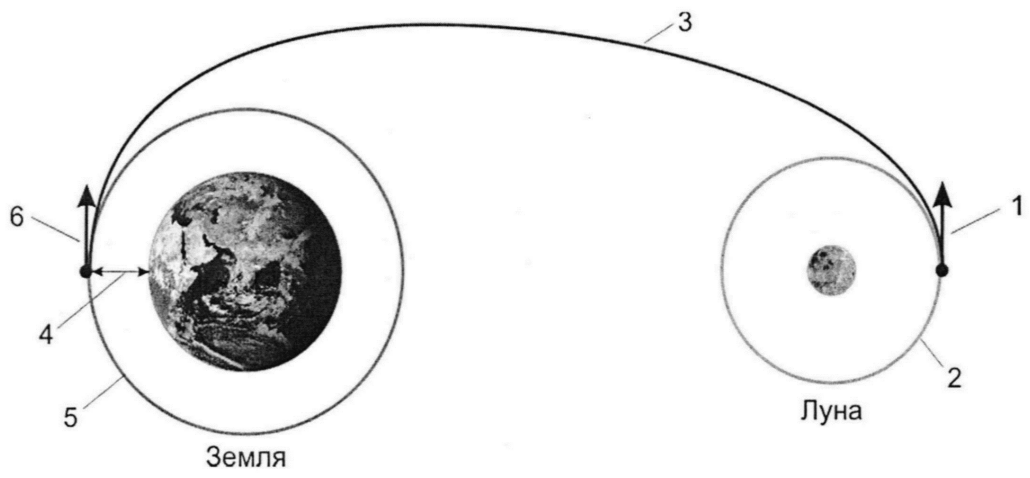
30

35

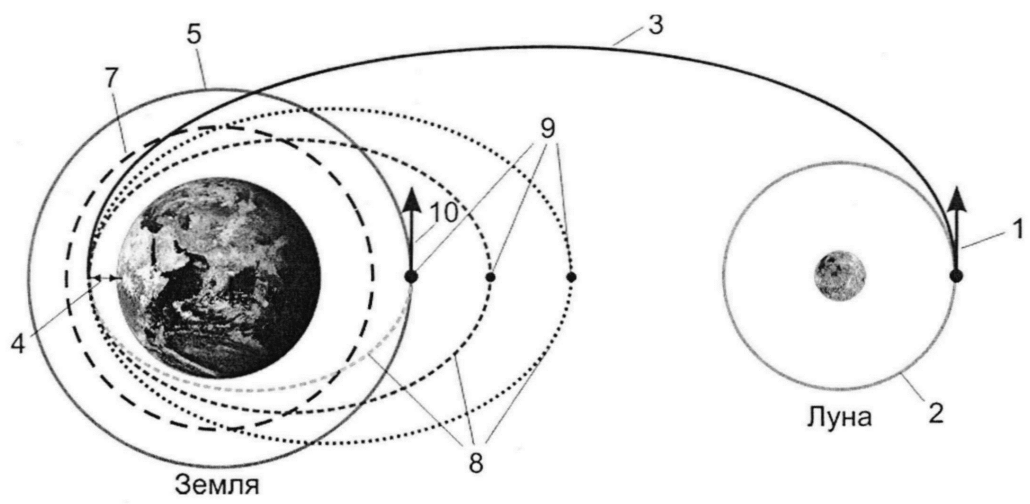
40

45

1

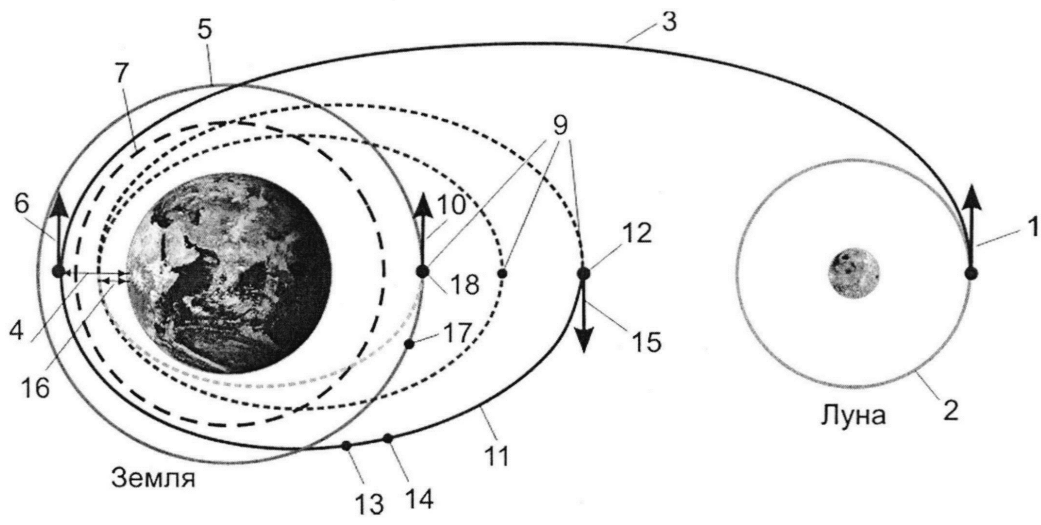


Фиг.1



Фиг.2

2



Фиг.3