

**VI всероссийская конференция
«Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики»,
посвященная 40 – летию НИИ ПММ ТГУ
Томск, 30 сентября-2 октября 2008 г.**

ЛУННЫЕ ТРАЕКТОРИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.В. Ивашкин

**Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
Миусская пл., 4, Москва, 125047, Россия
E-mail: Ivashkin@Keldysh.ru**

1. Пионерские работы по лунным траекториям - а

Проблема определения и исследования свойств лунных траекторий КА важна для космонавтики и небесной механики. Она занимает заметное место в исследованиях по механике космического полета. С первых работ и до сих пор главная проблема здесь – определение слабоэнергетических траекторий полета для космических проектов.

Важное место в реализации первых лунных проектов, разработанных в СССР, ОКБ-1 С.П. Королева, составили работы по лунным траекториям, выполненные в ИПМ им. М.В. Келдыша (ранее – ОПМ МИАН СССР), в отделе прикладной небесной механики и процессов управления, который с момента основания в 1953 г. был связан с именами М.В. Келдыша и Д.Е. Охоцимского.



С.П. Королев



М.В. Келдыш



**ИПМ им. М.В.
Келдыша РАН**



в. «О некоторых задачах динамики полета к Луне» (В.А. Егоров, 1957 г., [1])

Пионерской работой, получившей мировое признание, стала работа В.А. Егорова «О некоторых задачах динамики полета к Луне», 1957 г. Исследование выполнено в 1953-1956 гг с помощью численных расчетов на одной из первых в СССР БЦВМ СЦМ:~ 100 оп./с, оперативная память 124 яч.

Содержание:

Введение. – Проблемы теории полета к Луне

- 1. Анализ уравнений движения, сведение к круговой ограниченной проблеме трех тел**
- 2. Определение минимальных начальных скоростей, необходимых для достижения Луны**
- 3. Численное определение минимальной скорости для попадания в Луну на первом обороте**
- 4. Анализ невозможности захвата Луной КА, отлетающего с близкой окрестности Земли в рамках круговой ограниченной задачи трех тел – на первом обороте его траектории**
- 5. Приближенный метод определения траекторий сближения с Луной, метод сфер действия**
- 6. Анализ характеристик множества (пучка) траекторий сближения с Луной**
- 7. Задача о попадании в Луну, анализ разбросов и коррекции**
- 8. Задача облета Луны, 9. Специальная задача облета - с возвращением в атмосферу Земли**
- 10. Задача о периодическом облете Луны**
- 11. Задача о разгоне или торможении полета с помощью Луны – гравитационный маневр**

Книги:

Пространственная задача достижения Луны [2]

Динамика перелетов между землей и Луной (с Гусевым Л.И.) [3]

I. ВВЕДЕНИЕ

с. Методы расчета траекторий КА

1. Численное интегрирование уравнений движения точки в декартовой СК

1а. Декартовые координаты КА на траектории

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \sum_{j=0}^N \mu_j \left(\frac{\vec{r}_j - \vec{r}}{|\vec{r}_j - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_j}{r_j^3} \right) + \vec{a}_E + \vec{a}_{SP} + \sum \vec{a}_k;$$

где:

$\vec{r}=(x,y,z)$ – геоцентрический радиус-вектор КА;

$\vec{r}_j=(x_j, y_j, z_j)$ - радиус-вектор возмущающего тела;

$\mu=G m$; $\mu_j=G m_j$ - гравитационные параметры тел;

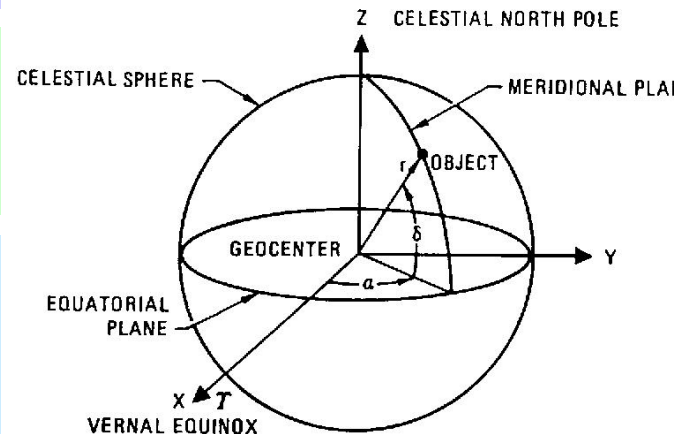


Рис. 1. Геоцентрическая СК

a_1 = притяжение центральной Земли;

a_2 = гравитационные притяжения других тел (Солнца, Луны, планет,...)

a_3 - возмущение от сжатия Земли;

a_4 - возмущение от светового давления;

a_5 - прочие возмущения (атмосфера, гармоники поля Земли,...)

1б. Метод Энке - Отклонения координат от невозмущенной орбиты

1в. Оскулирующие элементы орбиты: $dq_i/dt = f_i(q, t, a(t))$

2. Численно-аналитические методы: $\Delta q_{ij} = g_{ij}(q, t_n)$; $q_i^+ = q_i^- + \sum \Delta q_{ij}$

I. ВВЕДЕНИЕ

d. Методы расчета траекторий КА

3. Метод сфер действия

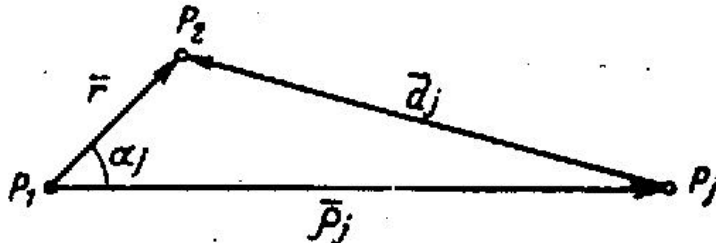


Рис. 2. Система трех тел

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \vec{g}_1 + \Delta \vec{g}_1; \quad \frac{d^2 \vec{d}_j}{dt^2} = \vec{g}_2 + \Delta \vec{g}_2; \quad \frac{|\Delta \vec{g}_2|}{|\vec{g}_2|} < \frac{|\Delta \vec{g}_1|}{|\vec{g}_1|} -$$

- сфера действия тела P_j относительно P_1

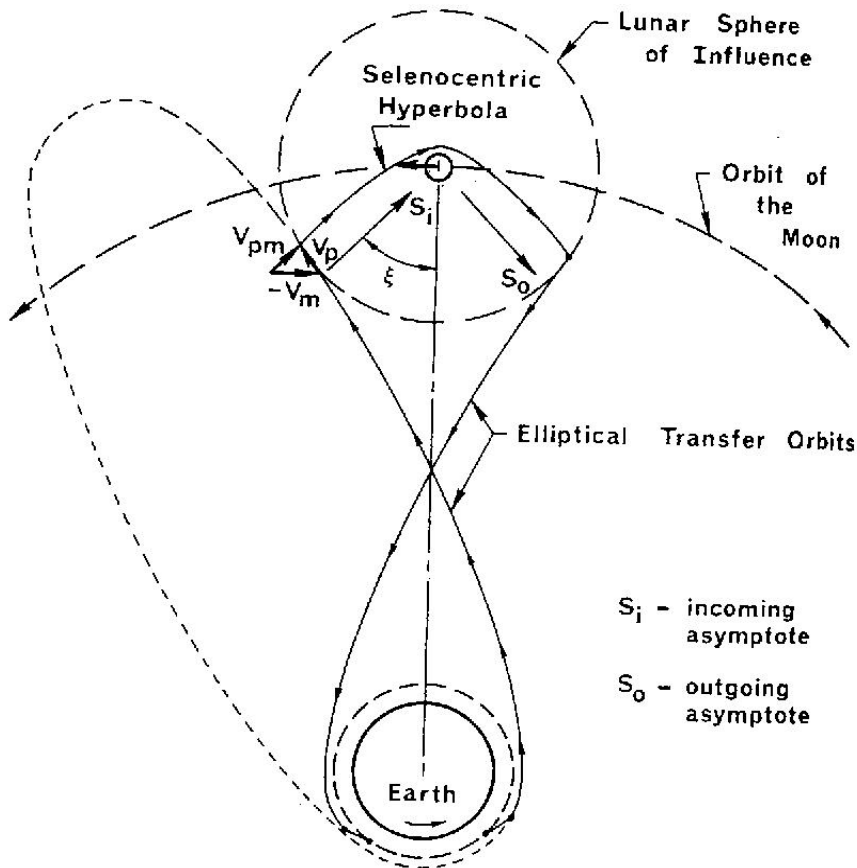


Рис. 3. Сфера действия Луны относительно Земли

S_i - incoming asymptote

S_o - outgoing asymptote

I. ВВЕДЕНИЕ

е. Методы расчета траекторий КА - с

4. Метод «точечных» сфер действия

Метод точечной сферы действия Луны:
Сфера действия Луны стягивается в точку,

Геоцентрическая траектория КА

представляется двумя дугами кеплеровских орбит, соединенных в центре Луны при ее облете.

Здесь геоцентрическая скорость КА
меняется скачком в соответствии с поворотом вектора скорости КА «на бесконечности» относительно Луны:

$$\begin{aligned} V_{\infty}^{-} &= V_{\infty 2} = V_2 - V_M; \\ V_3 &= V_M + V_{\infty}^{+}; | \\ V_{\infty}^{-} | &= | V_{\infty}^{+} | = V_{\infty} \end{aligned}$$

Расстояние до центра Луны должно быть
больше ее радиуса

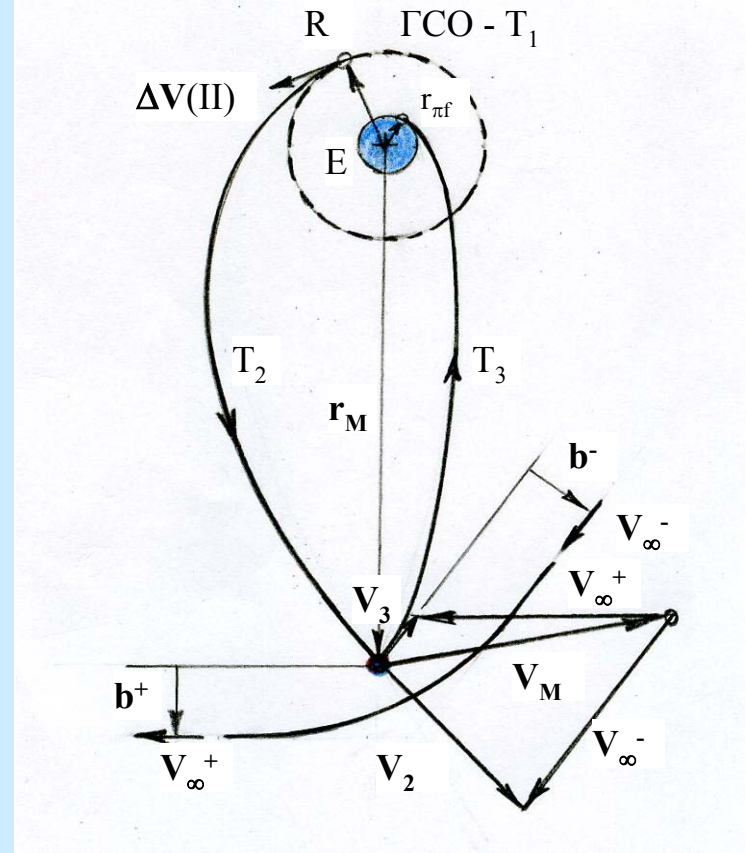


Рис. 4. Метод точечной сферы действия Луны

с. Первые лунные полеты (1959 г.)



Рис. 5. Ракета-носитель «Лунник»

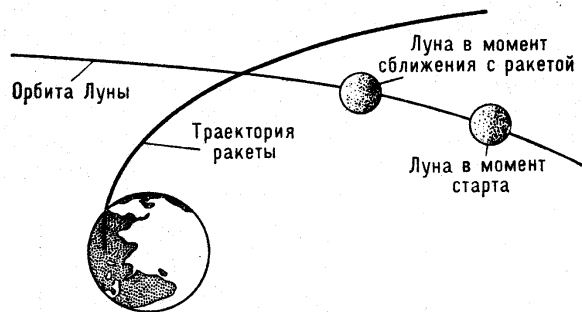


Рис. 6. Геоцентрическая орбита КА Луна-1; 2-4 янв. 1959 г.:

гиперболическая, время полета ~ 1,4 сут, пролет на ~ 5000 км от Луны

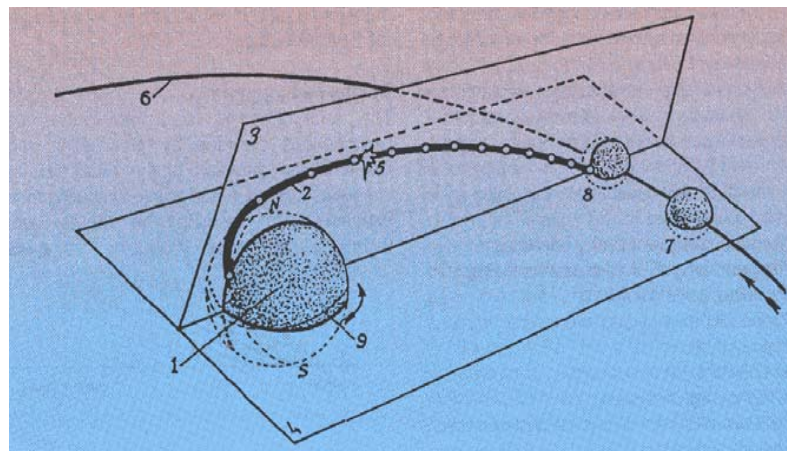


Рис. 7. Траектория полета КА Луна-2; 13-14 сент. 1959 г.: 33,5 часа полета, точка попадания в Луну – в море Ясности

d. Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования (*обратной стороны Луны*) и передачи информации (М.В. Келдыш, З.П. Власова, М.Л. Лидов, Д.Е. Охоцимский, А.К. Платонов, 1959 г. [14])



З.П. Власова и М.Л. Лидов



А.К. Платонов и Д.Е. Охоцимский

В 1958-1959 гг. в связи с разработкой в СССР автоматической космической станции «Луна-3» для фотографирования *обратной стороны Луны* и передачи полученной информации на Землю в ОПМ МИАН СССР им. В.А. Стеклова под научным руководством М.В. Келдыша было выполнено исследование лунных траекторий для реализации этой задачи проекта .

е. Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования (*обратной стороны Луны*) и передачи информации - б

Траектория КА должна была соответствовать возможностям КА и его систем, условиям фотографирования, передачи информации на Землю, в пункты СССР, ограничениям по энергетике, быть устойчивой к возмущениям начальных данных, чтобы решить задачу без коррекции орбиты на пассивном участке полета. Выполненное фундаментальное исследование позволило решить задачу.

Ключевой момент анализа: «Северный» отлет к Луне был важен с энергетической точки зрения, «Северное возвращение» было необходимо для обеспечения видимости КА при возвращении его от Луны с пунктов СССР и передачи фотоинформации с КА на территорию СССР.

Для решения проблемы Д.Е. Охоцимский предложил «подныривать» под Луну, использовать гравитационный лунный маневр и подлетать к Земле в северном направлении. В пучке траекторий был найден класс эллиптических орбит такого типа с $\Delta V = V - V_{\text{пар}} \sim -60$ м/с, с временем 2,5 сут. Материалы работы стали основой выбора траектории в проекте КА «Луна-3» .

f. Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования (обратной стороны Луны) и передачи информации



Конструктор АЛС Луна-3
Г.Ю. Максимов



Рис. 8. Станция Луна-3

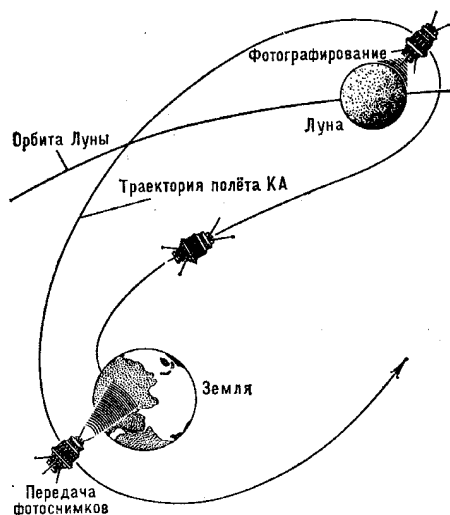


Рис. 9. Орбита
станции Луна-3

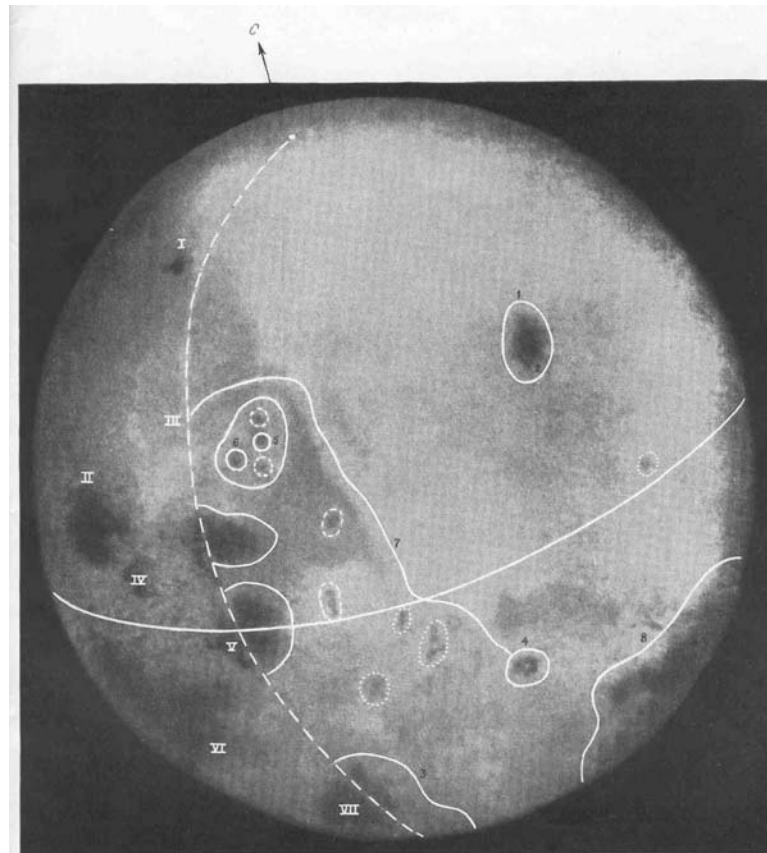


Рис. 10. Первое фото обратной
стороны Луны (6 октября 1959)

КА Луна-9 для первой мягкой посадки на Луну (1966)

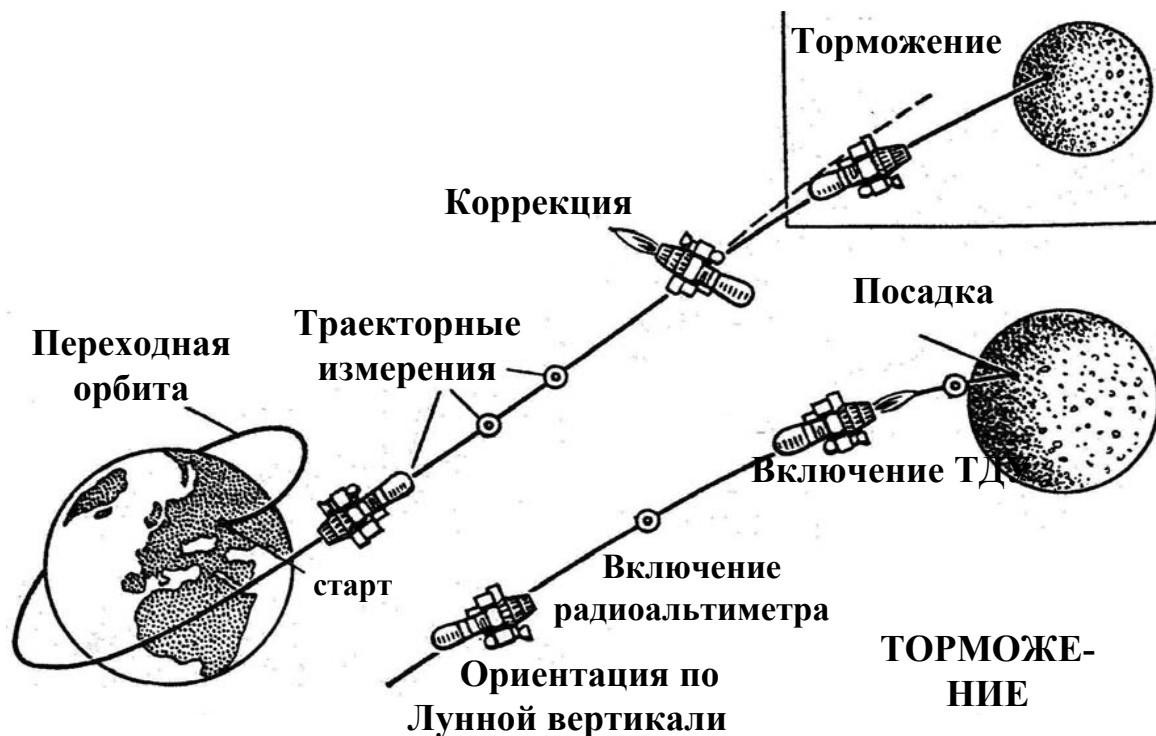


Рис. 11. Схема полета КА Луна 9

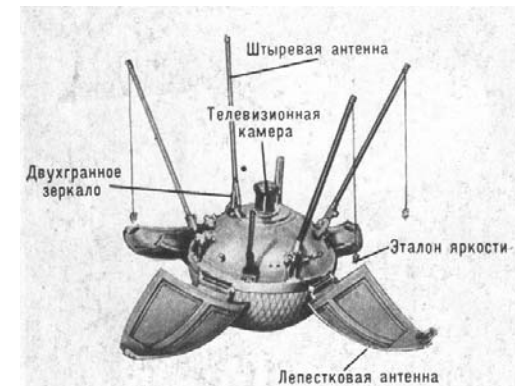


Рис. 12. Станция Луна-9

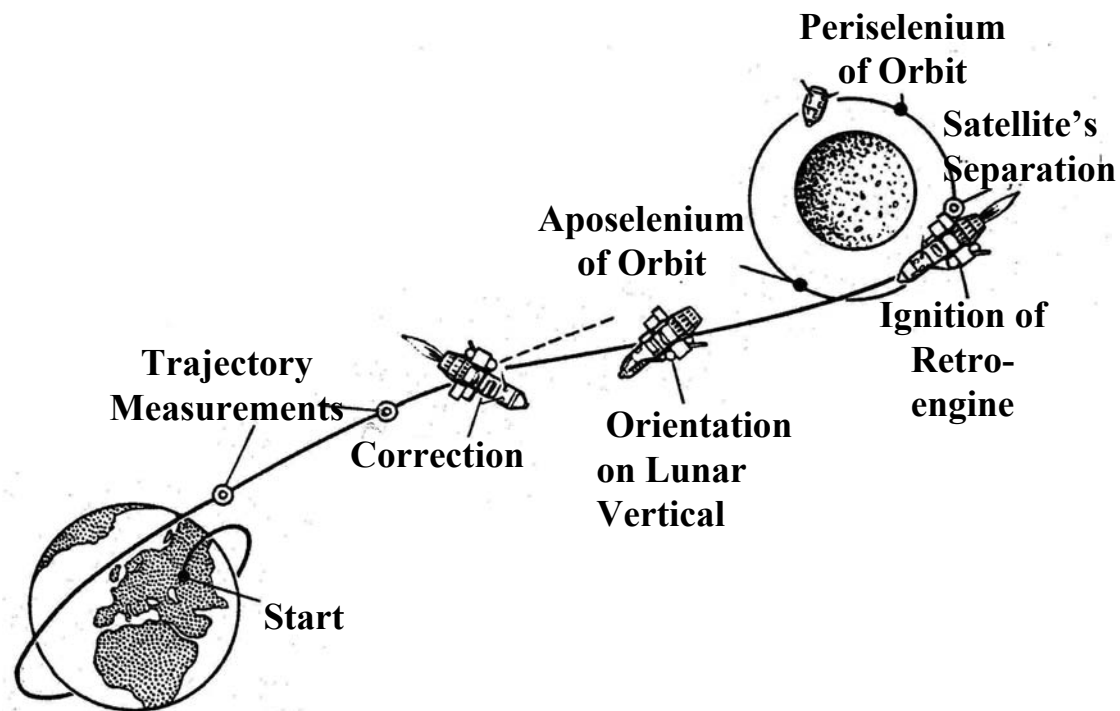


Лунная поверхность у станции Луна-9

Первая проблема проекта – нахождение энергетически оптимальной траектории с учетом расхода топлива на выведение, коррекцию и торможение. Траектория полета – еще более «слабая», с временем 3,5 сут, $\Delta V = V - V_{\text{пар}} \sim -85 \text{ м/с}$

2. Развитие работ по лунным траекториям - в

КА Луна-10 – первый ИС Луны (1966)



Г.Н. Бабакин

Рис. 13. Схема полета КА Луна-10

2. Развитие работ по лунным траекториям - с

Космические станции Зонд 5-8 для облета Луны (1968-70, СССР)

1. Траектория полета: ИПМ АН СССР; ОКБ-1
2. Автономная навигация: ИПМ АН СССР (Энеев Т.М. и др.), ОКБ-1 (Чернышов К.К. и др.), НИИ МП (Гуськов Г.Я. и др.)
3. Управление спуском в атмосфере Земли: ИПМ АН СССР (Охоцимский Д.Е. и др.), ЦАГИ (Ярошевский В.А.)

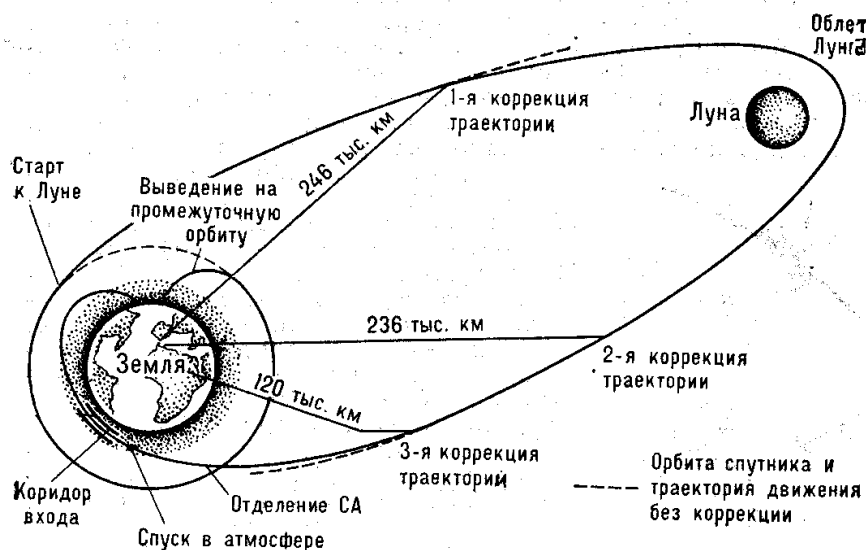


Рис. 14а. Схема полета станции Зонд 6 (10-17.11.1968)

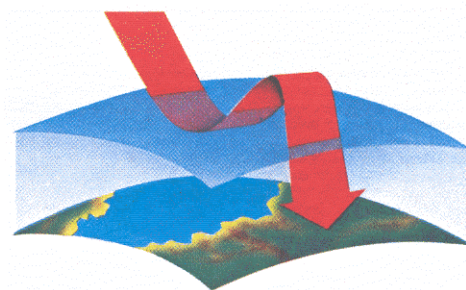
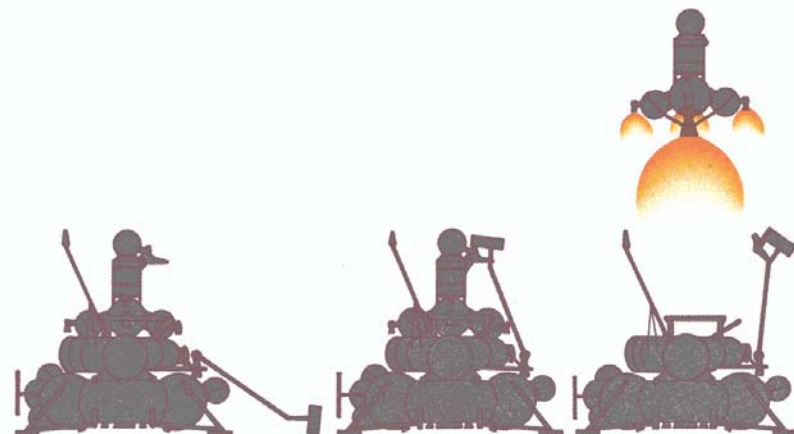
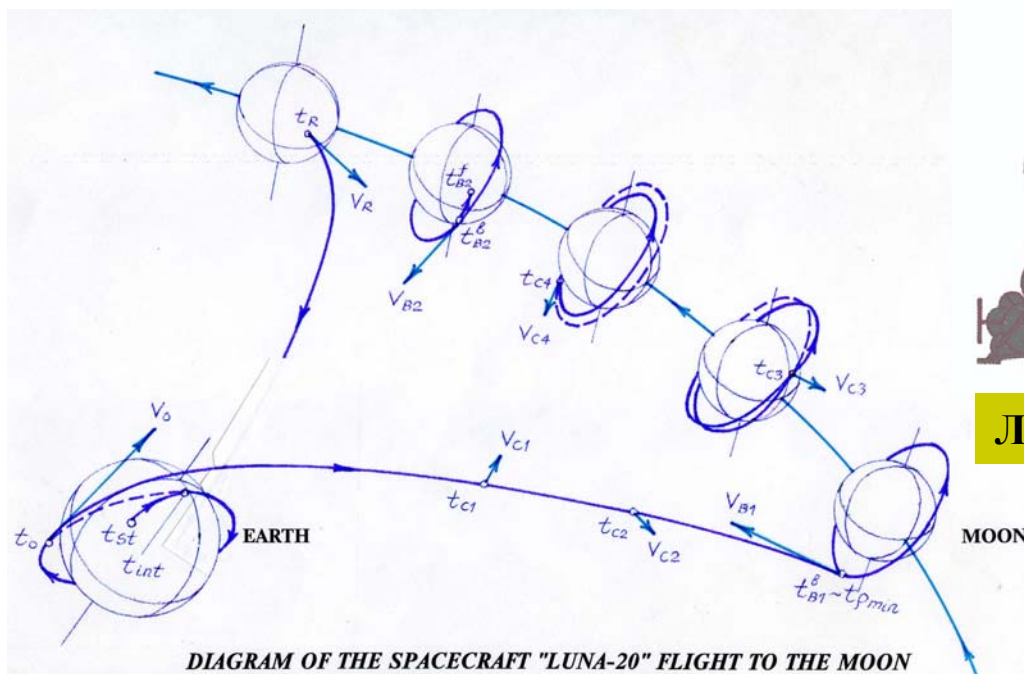


Рис. 14б. Спуск КА Зонд-6

2. Развитие работ по лунным траекториям - d

*Пилотируемые лунные экспедиции – проект Аполлон (США)
Автоматические лунные экспедиции с забором и возвратом лунного
грунта и с Луноходом (Луна 15-17, 19-22, 24, 1969-1976, СССР)*



Луна-16, 20, 24 на Лунной поверхности

Рис. 15. Схема полета станции Луна-20

Оптимальные траектории полета к Луне - еще более «слабые», время полета до Луны ~ 4,5 сут. Полет от Луны к Земле – без коррекции

Указанные выше, используемые обычно траектории прямого перелета между Землей и Луной имеют гиперболическое движение относительно Луны и используют химические двигатели для маневров. Для них характерен большой расход топлива для торможения при посадке на поверхность Луны и при переходе на орбиту спутника Луны (для полета Земля-Луна) или для разгона с поверхности Луны или с орбиты спутника Луны (при отлете к Земле от Луны).

Поэтому важен поиск новых слабо-энергетических Лунных перелетов: а) перелетов с другими схемами полета; б) перелетов Земля-Луна с пассивным захватом и перелетов Луна-Земля с пассивным освобождением у Луны - за счет использования гравитационных воздействий ; в) перелетов с более экономичными двигателями, например, электро-реактивными.

Так, при определенных условиях Биэллиптическая схема Штернфельда для перелета между круговыми орбитами становится энергетически выгоднее прямой схемы Гомана-Цандера.

С другой стороны, было понято, что Луна может стать основой гравитационного маневра в решении различных задач, порождая новые лунные траектории.

Эти идеи стали основой ряда новых решений при определении слабо-энергетических Лунных траекторий.

3. Перелеты между Землей и Геостационарной орбитой - а

16

ВЫВЕДЕНИЕ КА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

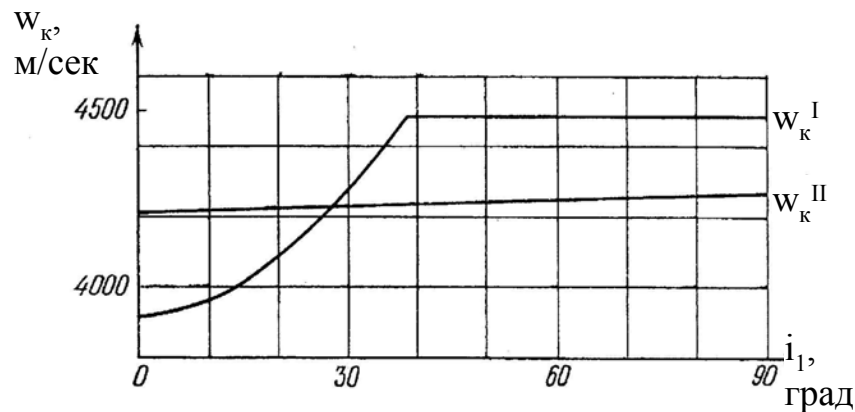


Рис. 16. Энергетика выведения КА на ГСО для двух схем полета

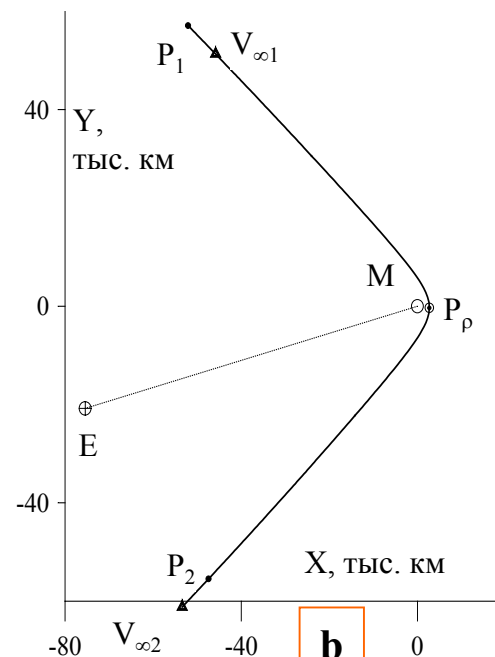
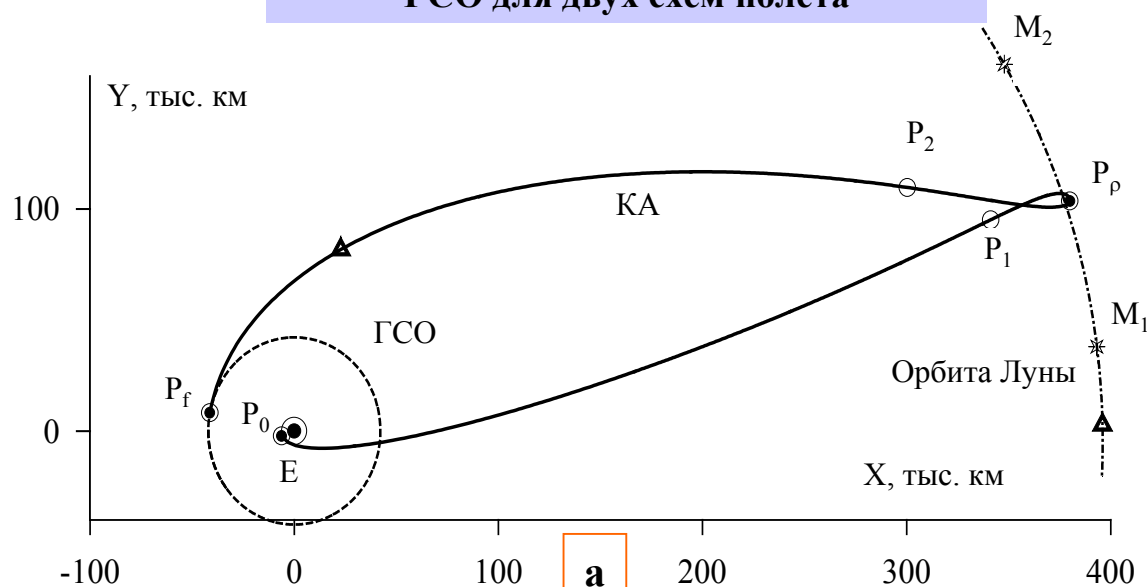


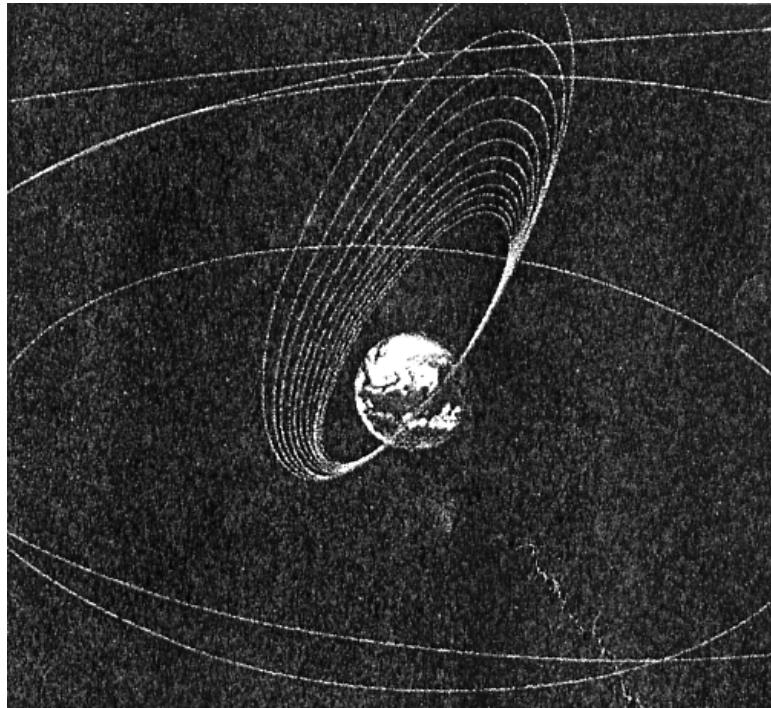
Рис. 17b. Движение КА у Луны

Рис. 17а. Траектория выведения КА на геостационарную орбиту с гравитационным маневром у Луны (Ивашкин, Тупицын, 1970 [12,13,4])

Может использоваться облет Луны у восходящего и нисходящего узла ее орбиты.

3. Перелеты между Землей и Геостационарной орбитой - в

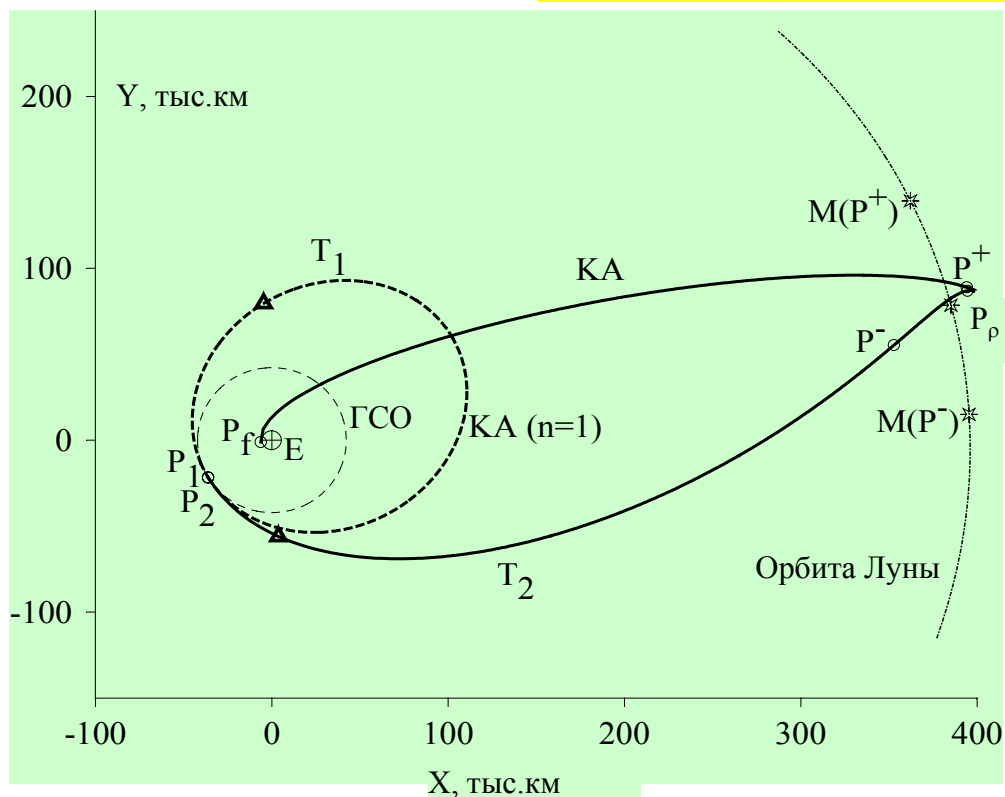
Б. ВЫВЕДЕНИЕ КА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ



**Рис. 18. Траектория выведения
КА ASIA SAT 3/HGS-1 на ГСО – 1998 [45]**

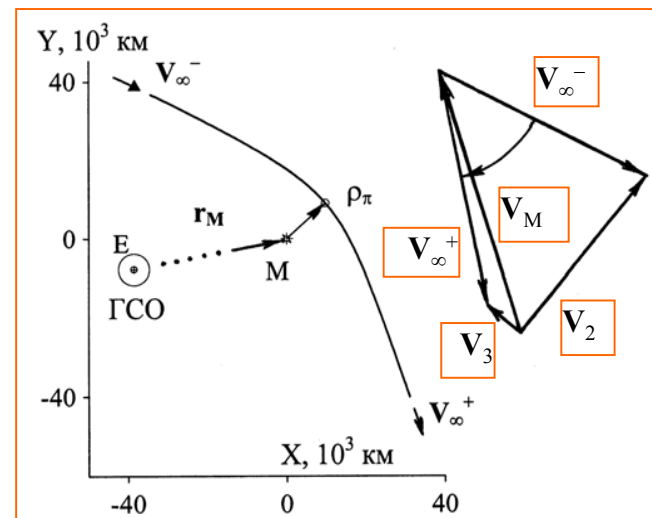
3. Перелеты между Землей и Геостационарной орбитой - с

Возвращение КА с ГСО на Землю



а) Геоцентрическое движение КА

Рис. 19. Траектория пологого спуска ГСС 67026А с ГСО на Землю при использовании Лунного гравитационного маневра (с облетом Луны вблизи восходящего узла ее орбиты) (Ивашкин В.В. [8, 9, 10])



б) Селеноцентрическое движение КА при облете Луны

3. Перелеты между Землей и Геостационарной орбитой - d

Возвращение КА с ГСО на Землю

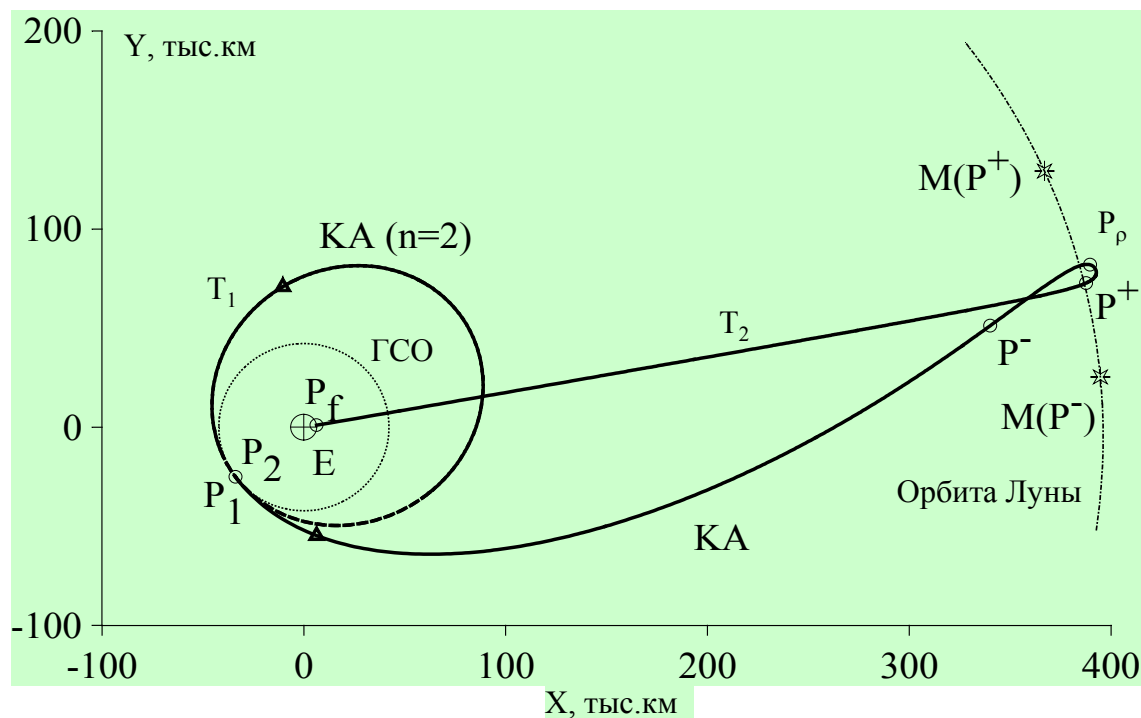


Рис. 20. Траектория обходного спуска КА с ГСО на Землю, нормального к ее поверхности, при использовании Лунного гравитационного маневра (Ивашкин В.В. [11])

Траектории вертикального подлета к атмосфере Земли требуют немного бо'льших затрат энергетики, но они надежнее решают задачу разрушения КА в атмосфере.

Построены также траектории спуска ГСС при облете Луны вблизи ее нисходящего узла орбиты.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ «ОБХОДНЫХ» ПЕРЕЛЕТОВ ГСО-ЗЕМЛЯ - е

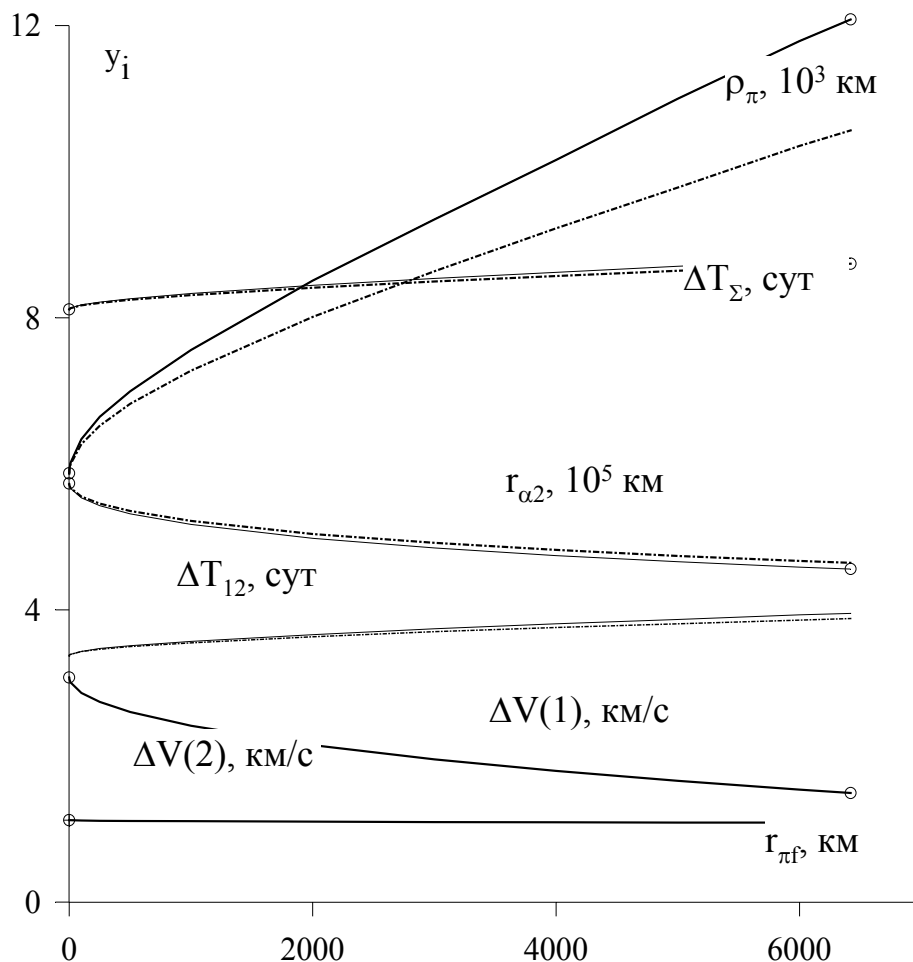


Рис. 21. Зависимость основных характеристик траектории возвращения КА с ГСО на Землю от конечного расстояния в условном перигее [10]

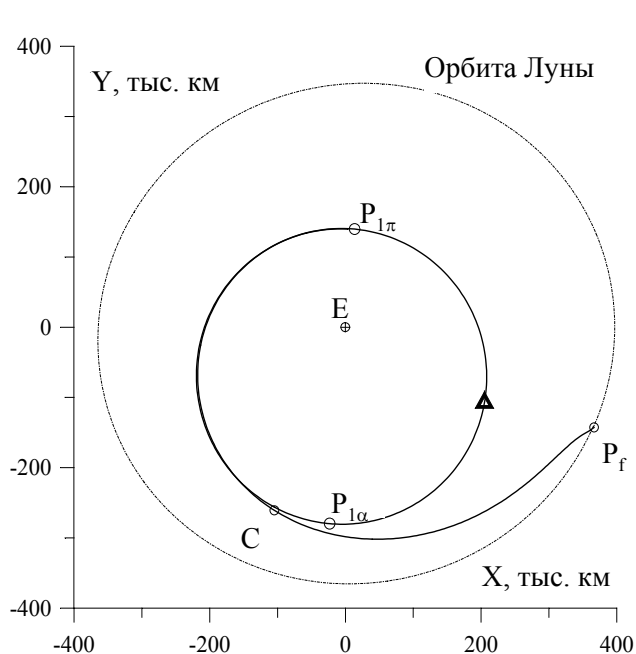


Рис. 22а. Геоцентрическая промежуточная орбита с достаточно большой константой площадей с внутренним захватом (в точке C у L_1) [11]

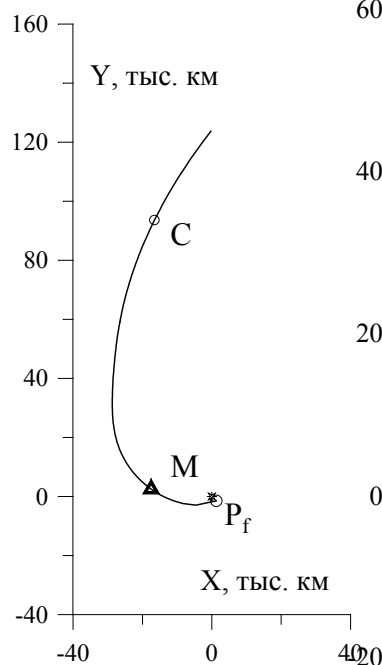


Рис. 22б. Селеноцентрическая промежуточная орбита внутреннего захвата (вблизи L_1 (в конце полета)

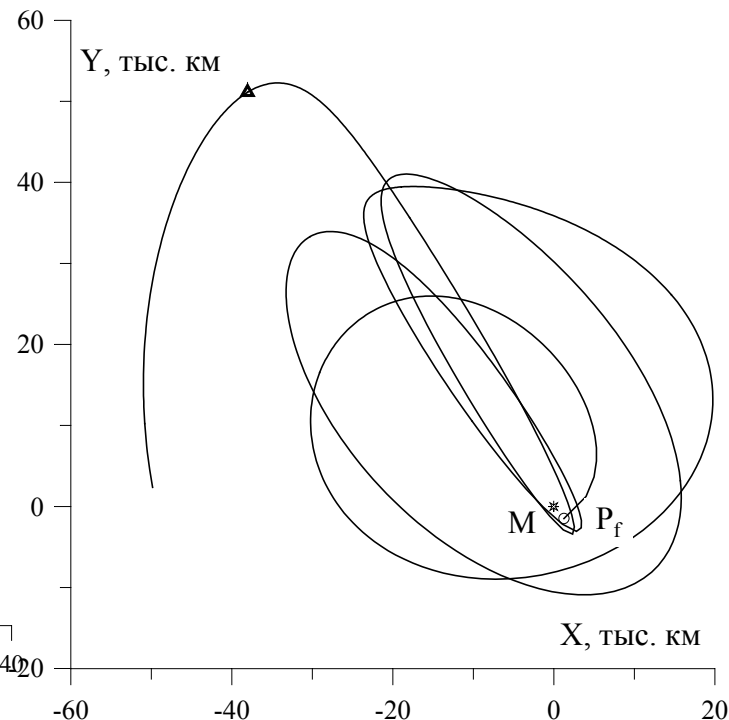


Рис. 22с. Эволюция селеноцентрической орбиты после захвата ($r_{\pi 0}=3$ т.км, $r_{\alpha 0}=51$ т.км)

Построение такой орбиты - в работе Е. Velbruno [28]. Осуществляя выведение КА с малой тягой на такую орбиту с близкой к Земле орбиты и затем с нее на конечную селеноцентрическую орбиту, получим перелет с малой тягой от Земли к Луне, типа SMART-1 [33].

4. ПЕРЕЛЕТ ЗЕМЛЯ-ЛУНА С “ВНУТРЕННИМ” ЗАХВАТОМ- в

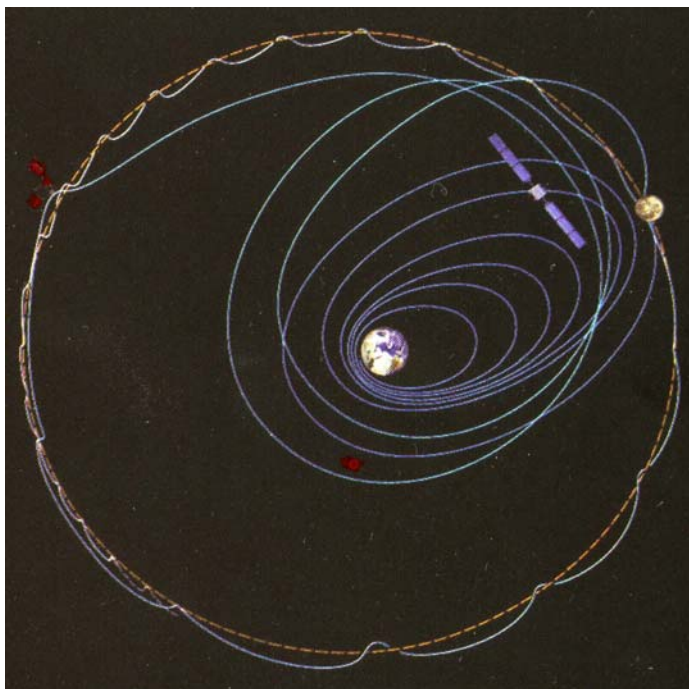


Fig. 23a. Geocentric trajectory of the SC SMART-1 for a flight from Earth to Moon with a low electric-jet thrust – the first part of flight.

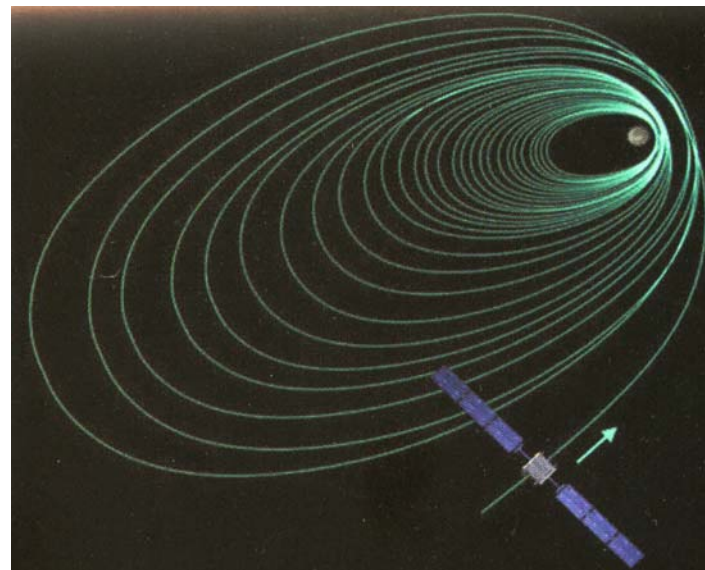


Fig. 23b. Selenocentric trajectory of the SC SMART-1 – the second part of flight (B.H. Foing, G.D. Racca, et al. [33]).

5. “ОБХОДНЫЕ” ПЕРЕЛЕТЫ ЗЕМЛЯ-ЛУНА - а

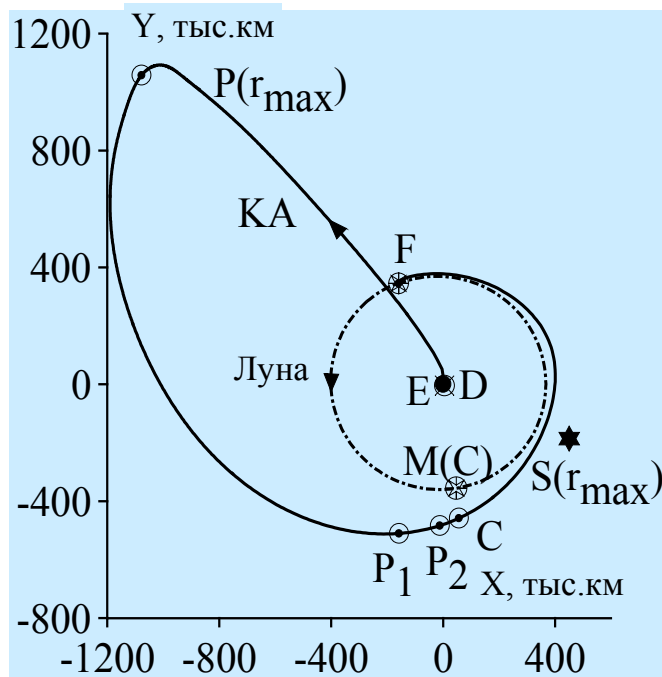


Рис. 24. Геоцентрическая «обходная» траектория Земля-Луна и ее пассивное продолжение (P_1 : $V_\infty = 0.4$ км/с; P_2 : $V_\infty = 0.2$ км/с; C, Es : $V_\infty = 0$)

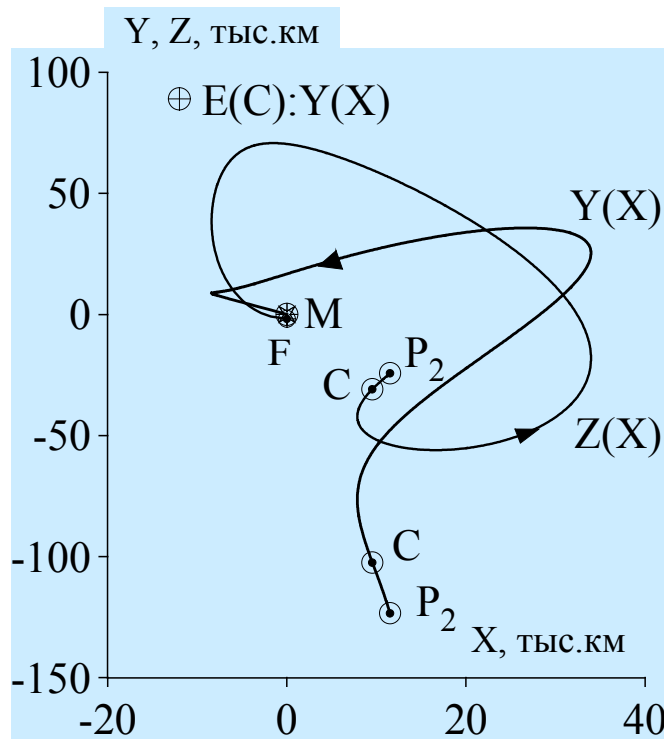
Рассмотрев биэллиптическую схему в системе четырех тел Земля-Луна-Солнце-КА, можно получить новый, «обходной» тип траекторий Земля-Луна [Miller and Belbruno; Hiten; Yamakawa; Biesroek и Janin; Bello Mora; Koon; Ивашкин; и др.], см. рис. 24, 25.

Они динамически отличны от биэллиптических перелетов:

- Подъем перигея и увеличение константы площадей здесь производится Солнечным притяжением (S), а не импульсом;
- Приближение к Луне происходит по эллиптической орбите под влияния Лунно-Земной гравитации - есть временный захват Луной в районе точки либрации L2;
- Отсюда следует заметное уменьшение скорости торможения у Луны.

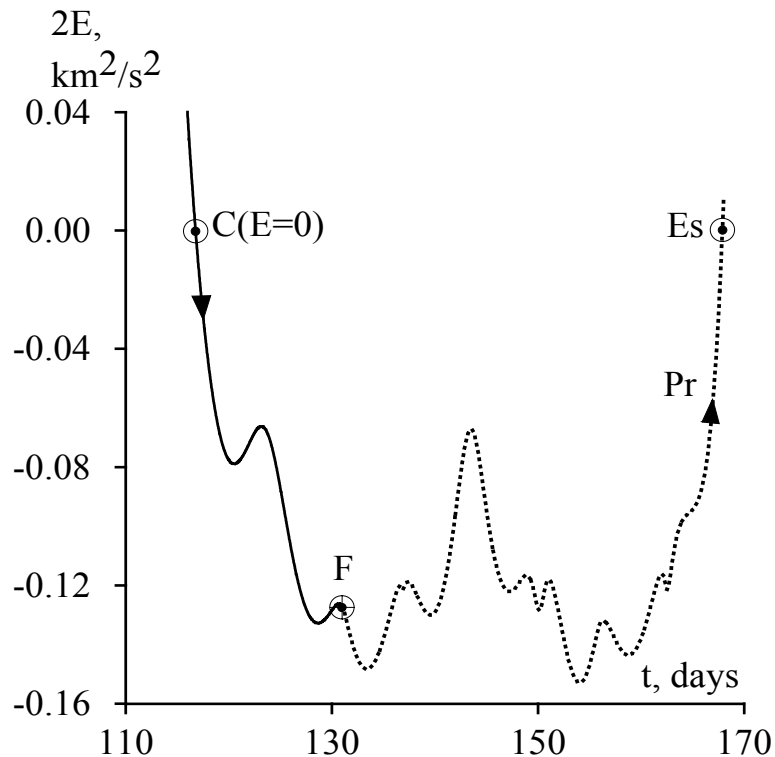
При этом для разгона КА на большое расстояние от Земли (1,5 млн. км.) используется гравитационный маневр у Луны)

5. «ОБХОДНЫЕ» ПЕРЕЛЕТЫ ЗЕМЛЯ-ЛУНА - b



**Рис. 24. «Обходная» траектория перелета Земля-Луна:
селеноцентрическое движение на заключительной фазе полета**

5. “ОБХОДНЫЕ” ПЕРЕЛЕТЫ ЗЕМЛЯ-ЛУНА - с



25. Селеноцентрическая энергия на «обходной» траектории Земля-Луна для заключительной фазы полета.

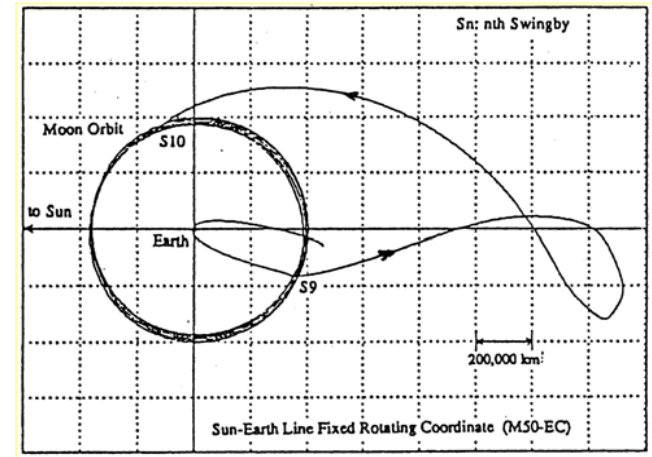


Рис. 26а. Полет КА Hiten - переход на высокоапогейную траекторию обходного типа, 1991 (Uesugi, Kuninori [47], Hiroshi Yamakawa et al. [34]).

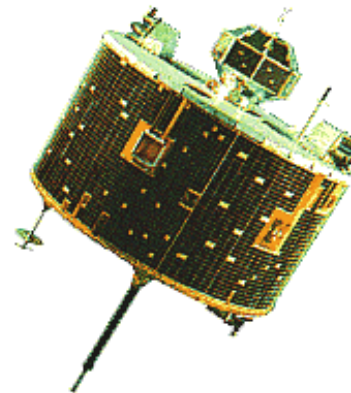


Рис. 26б. КА Hiten

5. ОБХОДНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ ЗЕМЛЯ-ЛУНА - d - случай «ВНУТРЕННЕГО» ЗАХВАТА

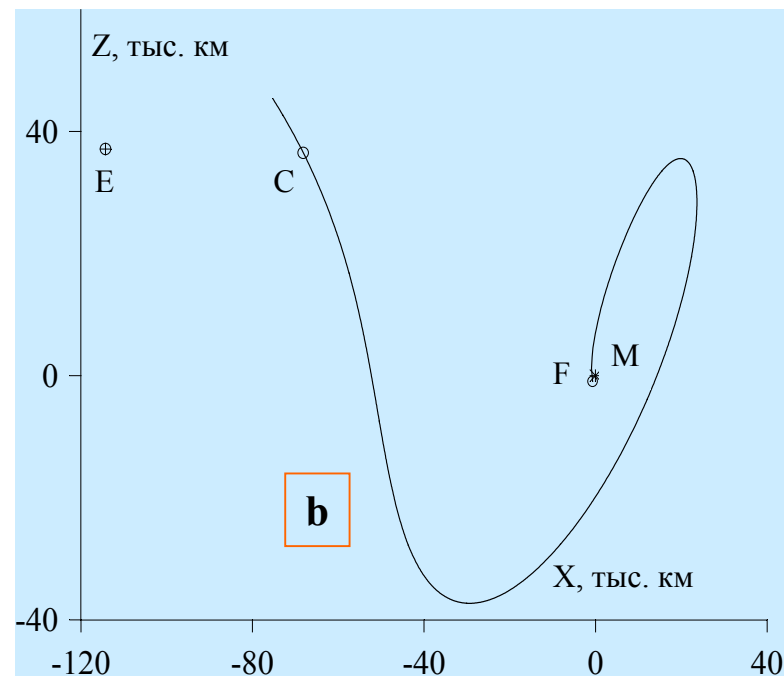
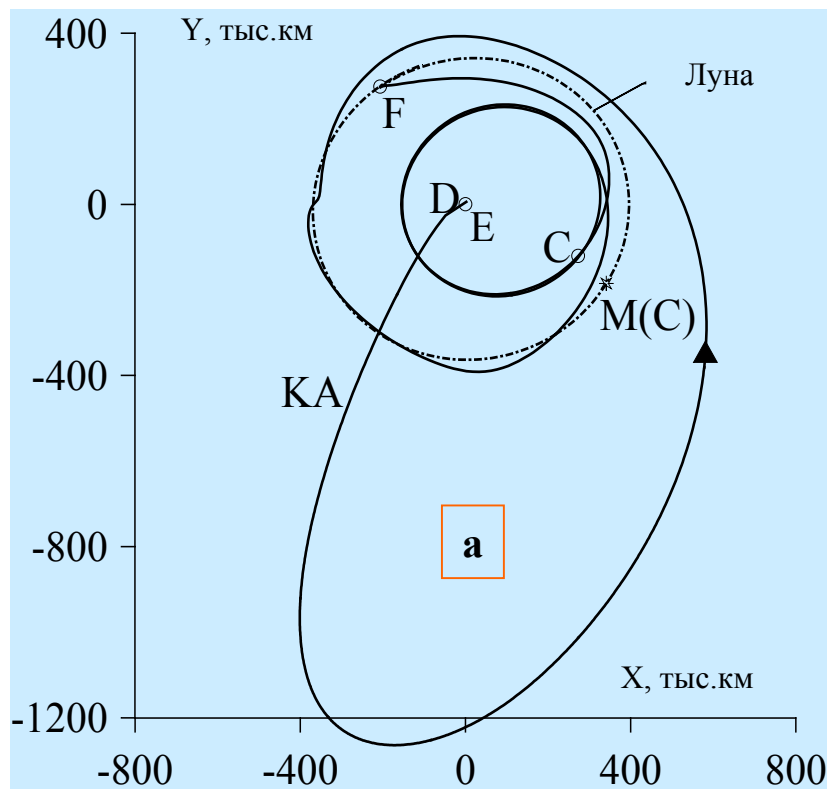


Рис. 27. Обходной «внутренний» перелет Земля-Луна с захватом у точки либрации L_1 :
а) Геоцентрическое движение; б) Селеноцентрическое движение на конечной
фазе движения (Ивашкин В.В. [11])

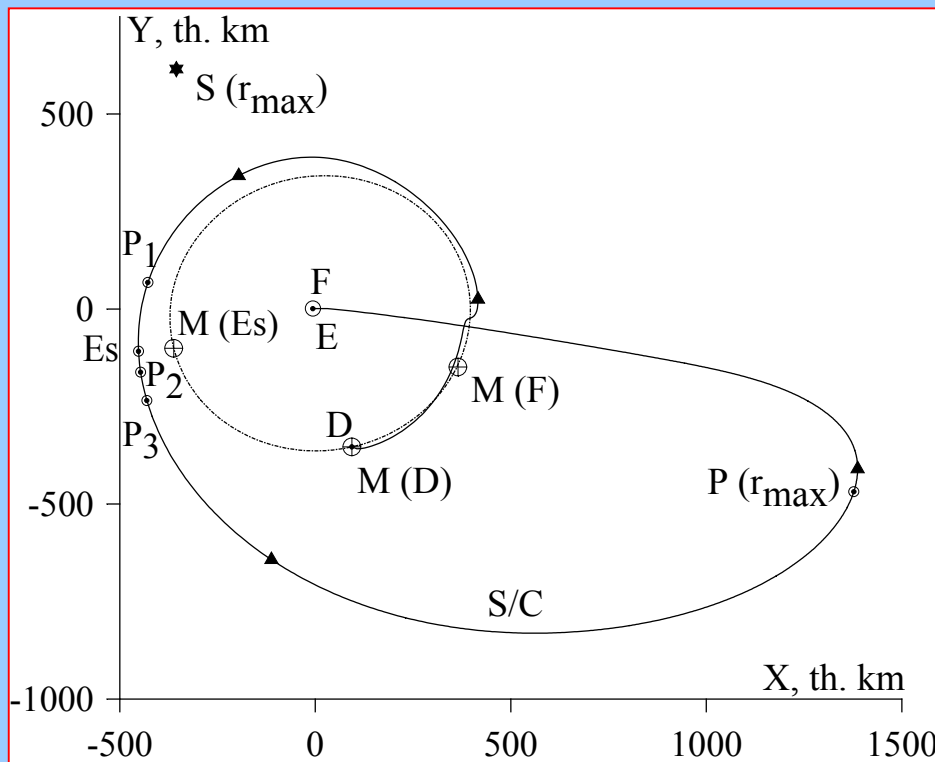


Рис. 28. Геоцентрическая «обходная» траектория Луна- Земля:

D-отлет (11.05.2001), Es – освобождение ($V_{\infty}=0$), $r_{max} \approx 1.47 \cdot 10^6$ км, F-конечная точка ($H_{\pi}=50$ км, $\Delta t \approx 113$ сут), M - Луна, E – Земля

Схема «обходного» перелета Луна-Земля

«Обходные» перелеты Луна-Земля, используют сначала полет от Земли и орбиты Луны за сферу притяжения Земли и только затем – к Земле [Н. Yamakawa ³⁴); В.В. Ивашкин ^{7, 40})], см. рис. 28.

Динамически они также отличны от биэллиптических перелетов А.

Штернфельда:

- Отлет от Луны происходит по эллиптической орбите с пассивным освобождением от Лунного притяжения из-за гравитации Земли;***
- Снижение перигея происходит пассивно, из-за гравитации Солнца.***

“ОБХОДНЫЕ” ПЕРЕЛЕТЫ ЛУНА- ЗЕМЛЯ -b

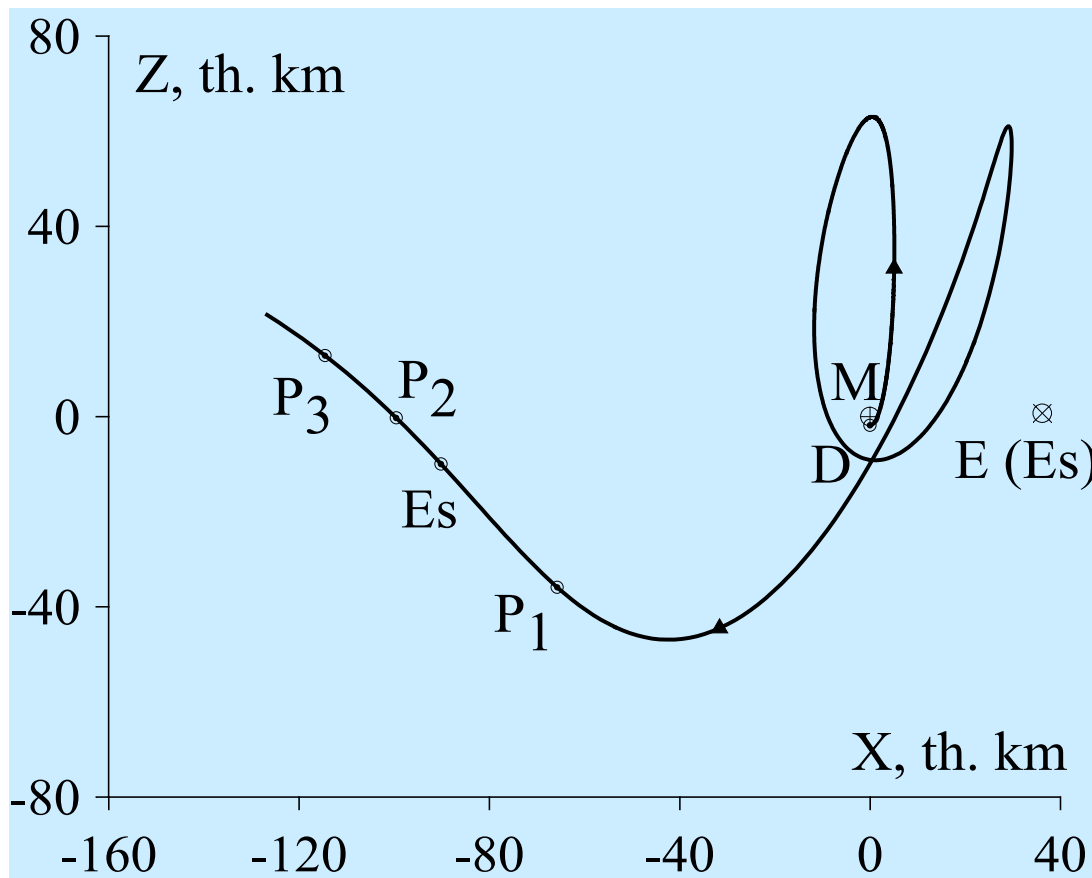
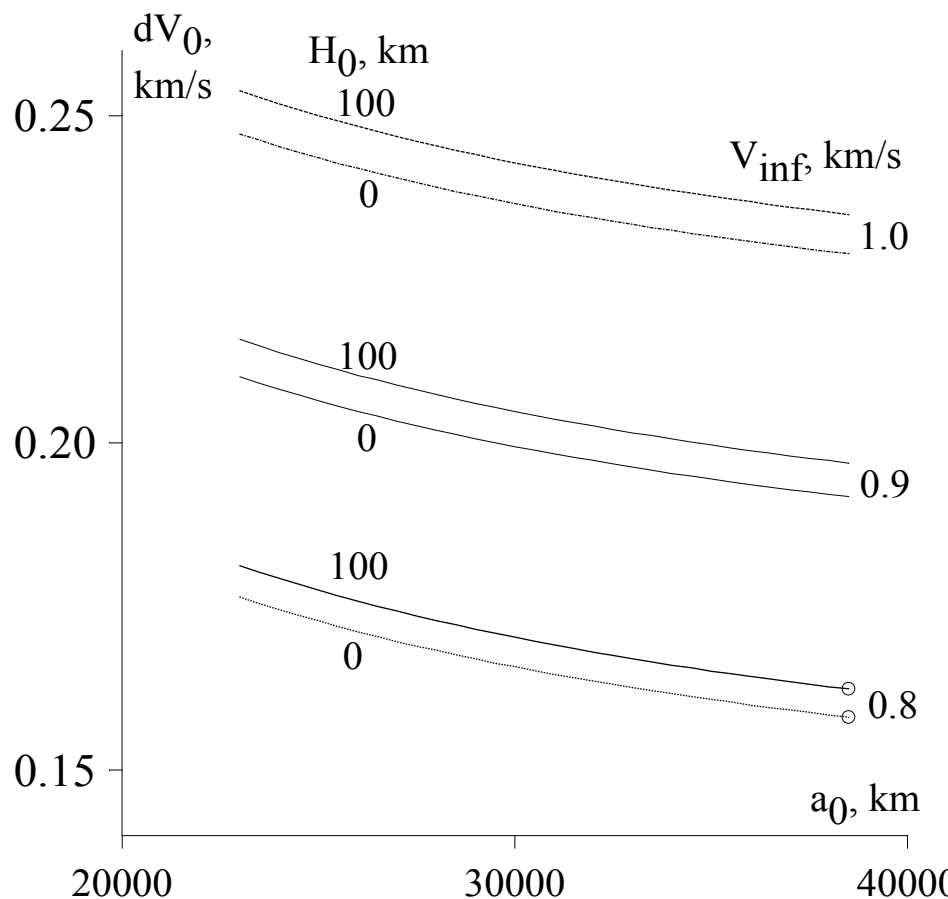


Рис. 29. Селеноцентрическая «обходная» траектория Луна- Земля на начальном участке полета

Построены также траектории обходных «внутренних» перелетов от Луны к Земле через окрестность точки либрации L1.



Здесь кривые $H_0=100$ км соответствуют отлету КА с периселения орбиты ИСЛ с данной высотой. Линии $H_0=0$ представляют старт КА с поверхности Луны.

Уменьшение импульса скорости при отлете к Земле составляет 160-250 м/с.

Таким образом, анализ задачи движения КА между Землей и Луной доказывает существование «обходных» траекторий, которые имеют меньший расход топлива, чем для обычных, прямых перелетов.

Рис. 30. Уменьшение импульса скорости для «обходного» перелета Луна-Земля по сравнению с прямым перелетом - в зависимости от большой полуоси орбиты отлета к Земле и скорости на «бесконечности» прямого полета

Пионерские работы школы ИПМ им Келдыша РАН по механике космического полета, созданной М.В.Келдышем и Д.Е.Охоцимским, по исследованию и определению лунных траекторий КА имели фундаментальное значение как для теории космических полетов, так и для практики космонавтики. Они послужили надежной базой многих дальнейших работ по лунным траекториям КА.

Численный и теоретический анализ задачи движения точки в пространстве Земля-Луна доказывает, что использование гравитационных возмущений в системе Земля-Луна-Солнце-точка позволяет построить новые, слабоэнергетические типы лунных траекторий. Они

- для перелета Земля-Луна позволяют осуществить практически пассивный перелет на некоторую орбиту спутника Луны, т.е. обеспечивают гравитационный захват Луной (временный);**
- для перелета Луна-Земля позволяют выполнить пассивный полет к Земле с некоторой орбиты спутника Луны, т.е. обеспечивают гравитационное освобождение от Лунного притяжения;**
- позволяют осуществить перелеты между Землей и ГСО с близким облетом Луны, что дает возможность пассивно изменить некоторые элементы орбиты точки.**
- позволяют осуществить перелеты между Землей и Луной с электро-реактивными двигателями с малой тягой с захватом Луной или пассивным освобождением от Лунного притяжения.**

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ – b

В применении к перелетам КА эти траектории позволяют реализовать полет заметно более экономично, требуют мёньшего расхода топлива, хотя и имеют бо́льшее время полета и являются более сложными, для их реализации требуется более точная система управления, чем для обычных перелетов КА.

Автор признателен М. Bello Mora, J.J. Martinez Garcia, Г.Т. Кайзер, Д.Е. Охоцимскому, В.Г. Петухову, А.К. Платонову за инициирование и поддержку работы, а также полезные обсуждения различных аспектов работы.

Исследование выполнено при поддержке РФФИ (Грант 06-01-00531) и Гранта поддержки научной школы НШ-1123.2008.1.

Спасибо за внимание!

ЛИТЕРАТУРА – а

1. *Егоров В.А.* (1957) О некоторых задачах динамики полета к Луне. УФН, т.63, вып.1а, 73-117.
2. *Егоров В.А.* (1965) Пространственная задача достижения Луны.– М.: Наука. 224 с.
3. *Егоров В.А., Гусев Л.И.* (1980) Динамика перелетов между Землей и Луной. – М.: Наука.
4. *Ивашкин В.В.* (1975) Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука. 392 с.
5. *Ивашкин В.В.* (2001) Об оптимальных траекториях полета КА к Луне в системе Земля-Луна-Солнце. – Препринт, Институт прикладной математики им. Келдыша РАН, 2001, N 85. 32 с.
6. *Ивашкин В.В.* (2002) О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной. // Доклады Академии наук, 2002, том 387, N 2, с. 196-199.
7. *Ивашкин В.В.* (2004) О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения. Доклады Академии Наук. Том 398, N 3, с. 340-342.
8. *Ивашкин В.В.* (2005а) Ари Штернфельд и космонавтика. - Препринт, Институт прикладной математики им. Келдыша РАН, 12 апреля 2005. N 20. 32 с.
http://www.keldysh.ru/papers/2005/source/prep2005_20.pdf
9. *Ивашкин В.В.* (2005b) Научное наследие А.А. Штернфельда. - Сборник «Штернфельд А.А. Меня считали неизлечимым фантастом. – М.: Политехнический музей, 2005. 158 с.
10. *Ивашкин В.В.* О траекториях возвращения космического аппарата с геостационарной орбиты к Земле с использованием гравитационного маневра у Луны. Доклады Академии Наук. 2006, том 409, N 6. С. 770-773.
11. *Ивашкин В.В.* Слабоустойчивые малоэнергетические лунные траектории космического аппарата. Труды IX Международной Четаевской конференции «Аналитическая механика, устойчивость и управление движением». Том 5. Иркутск, 2007. С. 20-32.

12. *Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н. (1970) Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли. – Препринт, Институт прикладной математики АН СССР. Москва, 1970 г. 31 с.*
13. *Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н. (1971) Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Луны. - Космические исследования. Т. IX, вып. 2. С. 163-172.*
14. *Келдыш М.В., З.П. Власова, М.Л. Лидов, Д.Е. Охоцимский, А.К. Платонов (1959). Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования и передачи информации. // В книге: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. В.С. Авдуевский, Т.М.Энеев. М.: Наука, 1988 г. С. 261-309.*
15. *Космонавтика. Энциклопедия. Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия. 1985г.*
16. *Лидов М.Л., Охоцимский Д.Е., Тесленко Н.М. Исследование одного класса траекторий ограниченной задачи трех тел. Космич. Исслед. 1964, т. 2, вып. 6. С. 843-852.*
17. *Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. (1990) Основы механики космического полета. М.: Наука. 448 с.*
18. *Пионеры ракетной техники: Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. (1964) Избранные труды. М.: Наука. 673 с.*
19. *Пионеры ракетной техники: Гансвинд. Годдард. Эсно-Пельтри. Оберт. Гоман. (1977) Избранные труды. М.: Наука. 633 с.*
20. *Цандер Ф.А. (1924) Полеты к другим планетам – Техника и жизнь, Москва, N 13, с. 15-16.*
21. *Цандер Ф.А. (1964) Перелеты на другие планеты: (Теория межпланетных путешествий).— В кн.: Пионеры ракетной техники: Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. Избранные труды, М.: Наука, 1964, с. 277—359.*

22. Цандер Ф.А. (1967) Из научного наследия. М.: Наука, 1967. 100 с.
23. Штернфельд А.А. (1937) Введение в космонавтику. М.- Л.: ОНТИ. 318 с.
24. Штернфельд А.А. (1956) Искусственные спутники Земли. М.: ГИТТЛ. 180 с.
25. Штернфельд А.А. (1957) От искусственных спутников к межпланетным полетам. М.: Гостехиздат. 126 с. 2-е изд.: М., Физматтиз, 1959. 204 с.
26. Штернфельд А.А. (1958) Искусственные спутники. 2-е изд., перераб. и доп.: М.: Гостехиздат, 1958. 296 с.
27. Штернфельд А.А. (1974) Введение в космонавтику. 2-е изд. М.: Наука, 1974. 240 с.
28. Belbruno E. Lunar Capture Orbits, a Method of Constructing Earth-Moon Trajectories and the Lunar GAS Mission. AIAA Paper 87-1054, 19th Intern. Electric Propulsion Conf. 1987.
29. Miller J.K., Belbruno E.A. // AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Houston. 1991. AAS Paper 91-100. P. 97 - 109.
30. Belbruno E.A. and Miller J.K. (1993) Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture; - Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 16. № 4. Pp. 770 – 775.
31. Bello Mora M., F. Graziani, P. Tiofilatto, et al. (2000) A Systematic Analysis On Week Stability Boundary Transfers To The Moon. - The 51st International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, Brazil, October 2000. Paper IAF-00-A.6.03. 12 p.
32. Biesbroek R., Janin G. (2000) Ways to the Moon? ESA Bulletin. Vol. 103. Pp. 92 - 99.
33. Foing B.H., Racca G.D., et al. SMART-1 after lunar capture: First results and perspectives. // Journal of Earth System Science, Vol. 114, N. 6, December 2005. Pp. 687-697.
34. Hiroshi Yamakawa, Jun'ichiro Kawaguchi, Nobuaki Ishii, Hiroki Matsuo (1993) On the Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture: Presented at AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Victoria, USA. Paper AAS 93-633, 20 p.

ЛИТЕРАТУРА – d

35. *Hiten* – ISAS Information: <http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/missions/complate/hiten.shtml>
36. *Hohmann W.* (1925) Die Erreichbarkeit der Himmelskorper. München, 1925. В книге «Пионеры ракетной техники: Гансвинд. Годдард. Эсно-Пельтри. Оберт. Гоман. (1977) Избранные труды. М.: Наука. Вальтер Гоман. С. 526-607.
37. *Ivashkin V. V.* (2003) On the Earth-to-Moon Trajectories with Temporary Capture of a Particle by the Moon: Presented at the 54th International Astronautical Congress, held in Bremen, Germany, September 29 – October 3, 2003. Paper IAC-03-A.P.01, 9 p.
38. *Ivashkin V.V.* (2004a) On the Moon-to-Earth Trajectories with Gravitational Escape from the Moon Attraction. // 18th International Symposium on Space Flight Dynamics, 11-15 October 2004, Munich, Germany. European Space Agency, Proceedings, SP-548, December 2004, Paper P0111, pp. 149-153; a) <http://www.issfd.dlr.de/papers/P0111.pdf> b) http://www.keldysh.ru/papers/2004/source/article/ISSFD_IvashkinVV-4.pdf
39. *Ivashkin V.V.* (2004b) Low Energy Trajectories for the Moon-to-Earth Space Flight: Presented at the International Conference on Exploration and Utilization of the Moon - 2004 (ICEUM-6), November 22-26, 2004. Udaipur, India. Paper, 15 p. <http://www.keldysh.ru/papers/2004/art02/ILC6-Ivashkin-KIAM.html> .
40. *Ivashkin V.V.* Low Energy Trajectories for the Moon-to-Earth Space Flight: Journal of Earth System Science, Vol. 114, N. 6, 2005. Pp. 613-618.
41. *Koon W.S., Lo M.W., Marsden J.E., et al.* (2001) *Low Energy Transfer to the Moon; Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy (Kluwer Academic Publishers, Netherlands) Vol. 81, pp. 63-73.*

ЛІТЕРАТУРА – e

42. Miller J.K., Belbruno E.A. (1991) *A Method for the Constructing of a Lunar Transfer Trajectory Using Ballistic Capture. Presented at the AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Houston. Paper AAS 91-100, pp. 97–109.*
43. Mizutani H., Fujimura A., Tanaka S., Shiraishi H., and Nakjima T. (2004) *Lunar-A Mission: Outline and Current Status // Presented at the International Conference on Exploration and Utilization of the Moon (ICEUM-6), November 22-26, 2004. Udaipur, India. Paper, 14 p.*
44. NSSDC Master Catalog: – Hiten; AsiaSat 3/HGS-1:
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/lunar/lunartimeline.html> ;
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1990-007A> ;
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1997-086A> ;
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1990-090B> .
45. Riebe T., and Schweitzer M. (1998) *Space operations and support. - AEROSPACE AMERICA/Dec. 1998, p. 83.*
46. Sternfeld A. (1934b) *Sur les trajectoires permettant d'approcher d'un corps attractifs central à partir d'une orbite Keplérienne donnée. – Comptes rendus de l'Académie des Sciences (Paris), vol. 198, pp. 711— 713. 70.*
47. Uesugi, Kuninori (1993) *Space Odyssey of an Angel – Summary of the Hiten's Three Years Mission: Presented at AAS/GSFC International Symposium on Space Flight Dynamics, AAS Paper 93-292. 20 p.*