
**ЛУННЫЕ ТРАЕКТОРИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ:
ПИОНЕРСКИЕ РАБОТЫ
В ИНСТИТУТЕ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
И ИХ РАЗВИТИЕ**

© *В.В. Ивашкин*

Ivashkin@keldysh.ru

В работе дан краткий обзор пионерских работ отдела Д.Е. Охочимского ОПМ МИАН по лунным траекториям. Это, в первую очередь, фундаментальная работа В.А. Егорова по теории лунных траекторий. Далее, это работы по определению траекторий первых «лунников»: КА Луна-1 «Мечта» с первым пролетом у Луны, КА Луна-2 с первым попаданием в Луну и КА Луна-3, впервые облетевшего Луну, сделавшего фотографии ее обратной стороны и передавшего эти фото на Землю. Показано развитие этих пионерских работ в отечественной и мировой космонавтике.

1. Введение

Проблема определения и исследования свойств лунных траекторий КА важна для космонавтики и небесной механики. Она занимает заметное место в исследованиях по механике космического полета ряда отечественных и зарубежных исследователей и научно-технических коллективов, работающих в области космонавтики.

Исследования по лунным траекториям составили важную часть достижений научной школы механики космического полета, созданной в Институте прикладной математики (ИПМ) им. М.В. Келдыша РАН (ранее называвшемся – Отделение прикладной математики Математического института им. В.А. Стеклова АН СССР, ОПМ МИАН, затем – ИПМ АН СССР).

Эти работы были выполнены в ОПМ научными сотрудниками отдела прикладной небесной механики и процессов управления, который с момента основания в 1953г. был связан с именами М.В. Келдыша и Д.Е. Охочимского (рис.1, 2). Здесь же, на рис.3 показан Главный корпус Института. Далее сделаем краткий обзор основных пионерских работ по лунным траекториям, выполненных в ИПМ, – как теоретических работ, так и работ по определению траекторий для первых лунных космических аппаратов [1-5]. Это, в первую очередь, классическая работа В.А. Егорова по теории лунных траекторий. Далее, это работы по построению траекторий для первых «лунников»: КА Луна-1 «Мечта» с первым пролетом у Луны, КА Луна-2 с первым попаданием в Луну и КА Луна-3, впервые сделавшего фотографию обратной стороны Луны. Затем показано развитие этих пионерских результатов, их роль в дальнейшем развитии отечественной и мировой космонавтики.



Рис.1. М.В. Келдыш
(1911-1978).



Рис.2. Д.Е. Охочимский
(1921-2005).



Рис.3. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (Главный корпус).

2. Работа В.А. Егорова «О некоторых задачах динамики полета к Луне», 1957г.

Говоря о работах по лунным траекториям, в первую очередь следует отметить знаменитую работу Всеволода Александровича Егорова (рис.4) «О некоторых задачах динамики полета к Луне», опубликованную в журнале «Успехи физических наук» в сентябре 1957г. и получившую мировое признание [1].

Отметим, что статья стала итогом аспирантской работы В.А. Егорова над кандидатской диссертацией. Его научным руководителем был М.В.Келдыш. В.А. Егоров предложил М.В. Келдышу исследование лунных траекторий в качестве темы диссертации, и М.В. Келдыш согласился с этим. Дадим краткий обзор работы, ибо она не потеряла своей значимости до сих пор.

Во введении В.А. Егоров сначала указывает на нерешенные проблемы теории полета к Луне:

- минимальные начальные скорости, необходимые для достижения Луны и попадания в Луну;
- форма и классификация траекторий полета к Луне;
- возможные траектории облета Луны с возвращением к Земле;
- возможность периодического облета Луны и Земли;
- влияние разброса начальных данных на характеристики траекторий полета к Луне;
- возможность захвата КА Луной.

Практически В.А. Егоров в этой работе в значительной степени впервые дал ответы на эти вопросы, правда, в основном, для плоской задачи.

Исследование было выполнено в 1953-1956 гг. с помощью численных расчетов на одной из первых в СССР быстродействующих цифровых электронно-вычислительных машин, на машине СЦМ с быстродействием ~ 100 операций в секунду, с оперативной памятью 64 ячейки [6, 7].

В §1 статьи дан анализ уравнений движения, и задача сведена к круговой ограниченной проблеме трех тел: Земля, Луна, ракета.

В §2 определены (из анализа интеграла энергии) минимальные начальные скорости, необходимые для достижения Луны.

В §3 численно определяются траектории минимальной скорости. Показано, что эти траектории требуют для попадания в Луну осуществления многих оборотов вокруг Земли для накопления возмущений. Получено, что практически минимальная скорость для попадания в Луну на первом обороте движения КА из близкой окрестности Земли обеспечивается достижением апогейного радиуса, равного расстоянию до Луны, – без учета притяжения Луны. На рис.5 иллюстрируется этот метод.

В §4 показана невозможность захвата Луной КА, отлетающего с близкой окрестности Земли в рамках круговой ограниченной задачи трех тел – на первом обороте его траектории. Затем делается вывод о возможности временного захвата Луной КА – после совершения достаточно большого числа оборотов вокруг Земли для увеличения геоцентрической константы площадей орбиты КА. На рис.6 показана эволюция орбиты с увеличением

константы площадей за несколько оборотов. Этот анализ позволяет теперь, спустя 50 лет, лучше понять последние результаты по траекториям с захватом Луной.



Рис.4. В.А. Егоров (1930-2001).

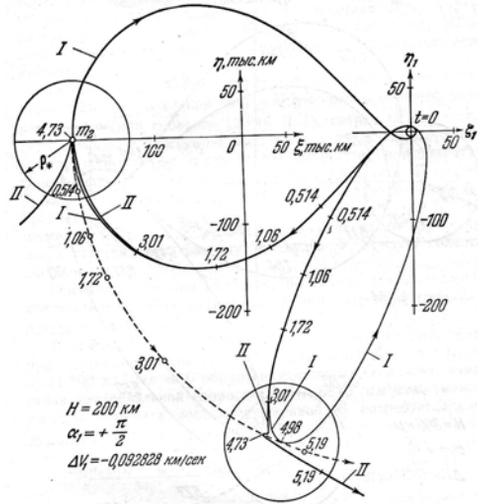


Рис.5. Численное определение минимальной траектории попадания в Луну на первом обороте движения КА [1].

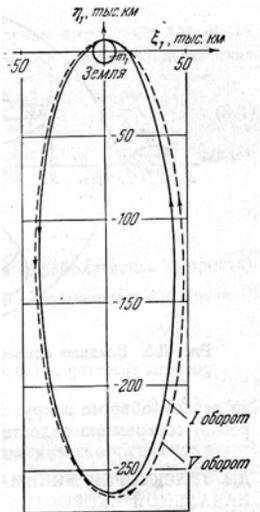
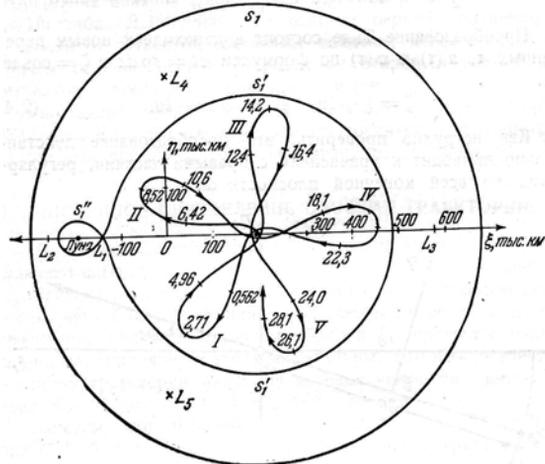


Рис.6. Эволюция орбиты КА за 5 витков, приводящая к увеличению константы площадей орбиты КА (в инерциальной и вращающейся системах координат) [1].



В §5 разработана классическая приближенная методика исследования траекторий сближения с Луной – метод сфер действия: вне сферы действия Луны пренебрегается возмущениями от Луны, а внутри ее – возмущениями от Земли. На рис.7 приведен рисунок В.А. Егорова, иллюстрирующий этот метод.

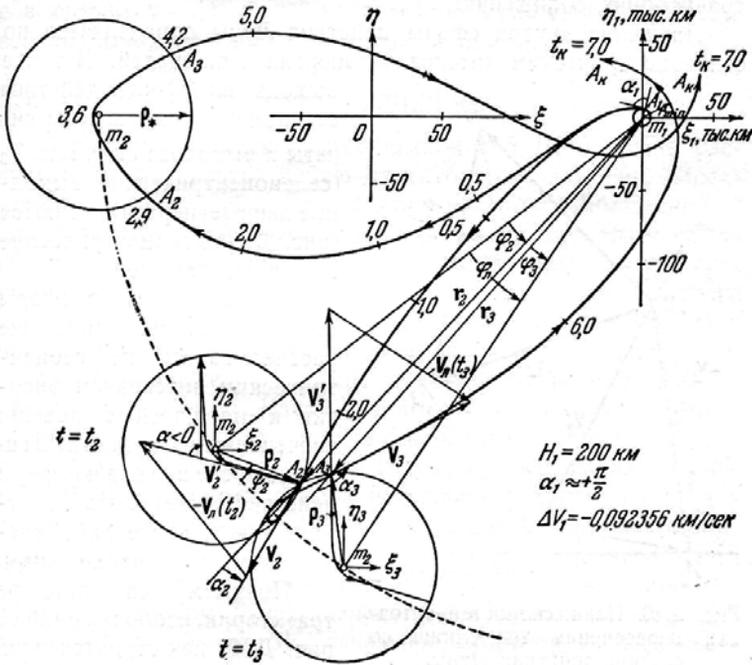


Рис.7. Схема приближенного расчета движения КА по методу сферы действия Луны [1].

В §6 дан анализ характеристик множества траекторий сближения с Луной – в рамках задачи трех тел, с подлетом на первом витке. Доказаны его основные свойства, ставшие классическими:

- селеноцентрическое движение КА – гиперболическое;
- малые вариации начальных данных дают пучок параллельных входящих селеноцентрических орбит подлета к Луне с одинаковым вектором скорости «на бесконечности» V_∞ ($V_{\infty \min} \approx 0.8 \div 1 \text{ км/с}$) и разными векторами «прицельной дальности» d . Это свойство стало основой исследования лунных траекторий в последующих работах других ученых. На рис.8 иллюстрируются эти свойства.

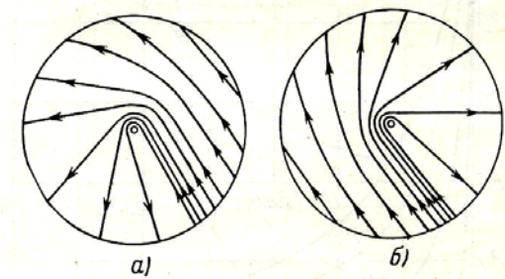


Рис.8. Пучок селеноцентрических орбит подлета к Луне в сфере действия Луны [1].

В §7 анализируется задача о попадании в Луну: исследовано попадание на восходящей и нисходящей витках; построен итерационный вычислительный процесс определения попадающей траектории; выявлены характеристики таких траекторий; выполнен анализ точностей начальных данных, необходимых для попадания в Луну. Сделан вывод, что для существующих систем управления возможно попадание в Луну без коррекции траектории на пассивном участке. На рис.9 приведены допустимые отклонения в величине и угле наклона начальной скорости для попадания в Луну в зависимости от превышения начальной скорости над параболической.

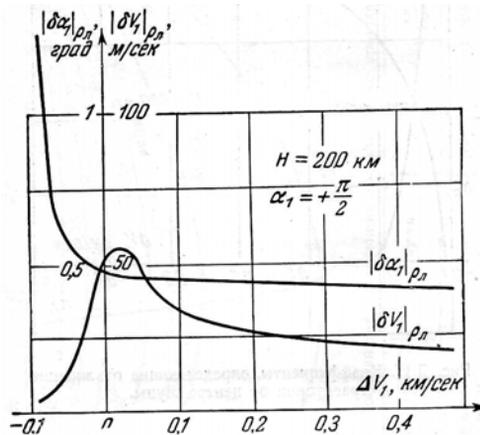


Рис.9. Величина ошибки, соответствующая отклонению траектории до края Луны [1].

Далее исследованы траектории облета Луны, в частности, специальные траектории облета Луны с пологим возвращением КА в атмосферу Земли,

для которых конечное перигейное расстояние $r_{\text{пк}}$ близко к среднему радиусу Земли R_3 , $r_{\text{пк}} \approx R_3$. Траектории последнего типа были позднее использованы космонавтикой при возвращении от Луны к Земле, в частности, для отечественных КА проекта Л-1 облета Луны (КА Зонд 5–8 [5, 8]), для проекта Аполлон [5].

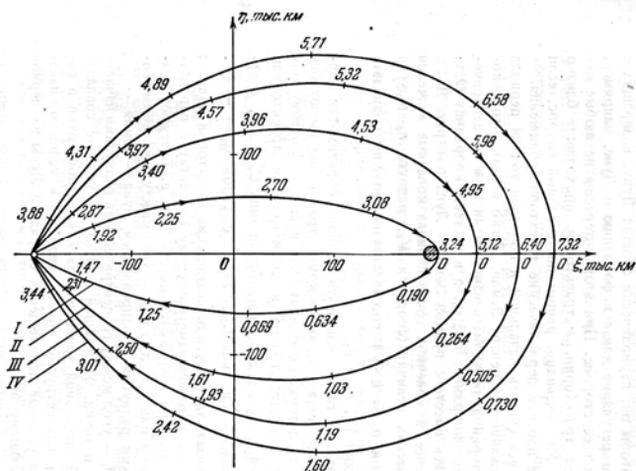


Рис.10. Траектории периодического облета Луны и Земли [1].

В §10 исследована классическая задача о периодическом облете Луны, когда КА, периодически облетая Луну, регулярно возвращается к Земле: дан анализ характеристик и классификация плоских траекторий; выполнен анализ необходимых точностей начальных данных. На рис.10 приведены траектории одного класса таких орбит, полученных В.А. Егоровым. При этом траектории, проходящие над поверхностью Луны, удалены от Земли на расстояние 94800 км и более. Напомним, что ряд этих результатов включен в монографию В. Себехея «Теория орбит» [9]. Эти результаты затем были развиты А.Д. Брюно [10].

Далее в §11 исследована поставленная Ф.А. Цандером задача о разгоне или торможении полета с помощью Лунного гравитационного маневра: разработан итерационный вычислительный процесс определения траекторий с таким маневром; построена классификация плоских траекторий и дан анализ их характеристик; получены условия максимального разгона; дан анализ необходимых точностей начальных данных; исследованы траектории замедления, получены условия максимального замедления движения.

Этот обзор показывает фундаментальный характер работы В.А. Егорова. Об этом же свидетельствует также следующая интересная деталь. В сентябре 1956г. на заседании президиума Академии наук СССР М.В. Келдыш сделал доклад о научных исследованиях по проблеме запуска искусственного спутника Земли [11]. Здесь М.В. Келдыш отдельно отметил важность исследований, выполненных «в Отделении прикладной математики молодым сотрудником В. Егоровым» по периодическим траекториям в системе координат, связанной с Землей и Луной. Отметим также, что скоро после данной аспирантской работы и защиты кандидатской диссертации В.А. Егоров развил ее в ОПМ в отделе Д.Е. Охочимского на пространственный случай [3, 4]. Качественно результаты сохранились. Эта работа имела не только фундаментальное теоретическое значение, но и большое практическое значение. Можно только удивляться и восхищаться глубиной и широтой мысли молодого ученого. Работа также хорошо характеризует высочайший научный уровень в институте М.В. Келдыша и, в частности, в отделе Д.Е. Охочимского в то время. Скоро теоретические результаты В.А. Егорова стали востребованы для осуществления первых лунных полетов.

3. Первые полеты к Луне – Луна-1, Луна-2

После окончания Второй мировой войны Советский Союз был вынужден не только восстанавливать разрушенную страну, но и обеспечивать военный паритет с США, в руках которых в то время оказались атомная бомба и большой коллектив ведущих немецких специалистов по ракетному оружию. С этой целью, используя большой отечественный опыт ракетных исследований (ГИРД, ГДЛ, РНИИ, «Катюша» и др.), а также немецкий опыт разработки ракет, на основе подписанных И.В. Сталиным Постановлений Совета Министров СССР «О реактивном вооружении» (13 мая 1946г.) и «О плане научно-исследовательских работ по ракетам дальнего действия на 1953-1955гг.» (13 февраля 1953г.), за десятилетие 1947-1957гг. СССР создал современную ракетную технику и науку ([12], с.30-36, с.40-42; [13, 14]). В частности, к середине 1957г. в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева (рис.11) в кооперации с рядом КБ, НИИ, заводов и испытательных организаций была разработана межконтинентальная баллистическая ракета Р-7. С ее помощью 4 октября 1957г. в СССР был запущен первый ИСЗ («Спутник-1»). Так в истории нашей цивилизации началась космическая эра.

Руководители отечественной космической программы С.П. Королев и М.В. Келдыш придавали большое значение лунным исследованиям и предпринимали большие организационные и научно-технические меры по их

осуществлению [15-18]. В частности, в письме [11] М.В. Келдыш предлагает лунные космические полеты начать с попадания в видимую поверхность Луны, затем осуществить облет Луны с фотографированием обратной стороны ([18], «Р-7 – носитель лунных аппаратов», с.236-242).

Скоро ОКБ-1 на основе ракеты Р-7 подготовило трехступенчатую ракету-носитель (РН) 8К72 – «Лунник» (или «Восток», в лунном варианте), способную осуществить полет к Луне, с конечной массой около 1500 кг и полезной массой 350-450 кг (рис.12) [19, 20]. Для осуществления полета были разработаны системы управления движением ракеты при ее выведении, а также наземный командно-измерительный комплекс (КИК), обеспечивающий измерение параметров движения КА до расстояний около 500 тыс. км, обработку траекторных измерений, определение орбиты КА и прогнозирование его движения ([12], с.83-89, [18, 21–23]). При этом в ОПМ МИАН (группа Т.М. Энеева и Э.Л. Акима) и НИИ-4 МО (группа П.Е. Эльясберга) были разработаны математические методы обработки траекторных измерений и расчета параметров фактической орбиты КА [18, 22–24]. Были разработаны приборы для научных исследований в космосе.



Рис.11. С.П. Королев.

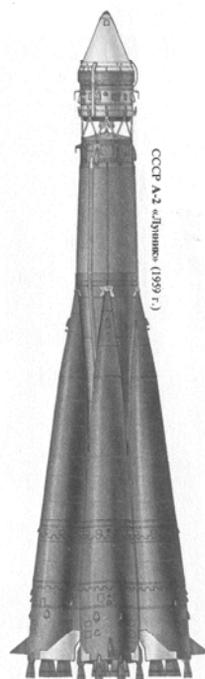


Рис.12. Ракета-носитель “Лунник”.

Теоретические результаты В.А. Егорова, школы ОПМ МИАН СССР, в частности, вывод о возможности попасть в Луну без коррекции орбиты, помогли немедленно приступить к реализации вековой мечты человечества о полете к Луне. После трех отладочно-испытательных пусков 2 января 1959г. в 19:41:21 по Московскому времени в СССР впервые в мире был осуществлен запуск КА к Луне. После активного участка разгона ракета-носитель впервые достигла и затем превысила на 134 м/с вторую космическую скорость. Двигатель ракеты был выключен, и от ракеты отделен научный «контейнер» - КА. Ракета и КА были выведены на близкие траектории пассивного гиперболического полета к Луне. При отделении конечная масса ракеты составила 1472 кг, полезная 361,3 кг [25, 26], в том числе масса КА 187 кг [27]. Затем этот КА был назван «Луна-1». Журналистами аппарату было дано имя «Мечта».

Для визуализации полета с помощью аппаратуры последней ступени РН 3 января в 3:57 на расстоянии в 113 тыс. км от Земли было образовано облако паров натрия, создана «искусственная комета» [5, 25, 26]. После полета по геоцентрической орбите КА вошел в сферу действия Луны, подлетел к Луне и 4 января 1959г., после 35 часов полета, пролетел на расстоянии всего около 6000 км от Луны. На рис.13 приведена схема его геоцентрического полета [5, 25, 26]. Через 8 часов после пролета у Луны радиосигналы «Луны-1» были получены американской антенной диаметром 26 метров лаборатории JPL [27, 28]. Отметим, что выведение «Луны-1» к Луне было весьма точным: Pioneer-4, первый лунный КА США (март 1959г.) пролетел на расстоянии около 60000 км от нее.

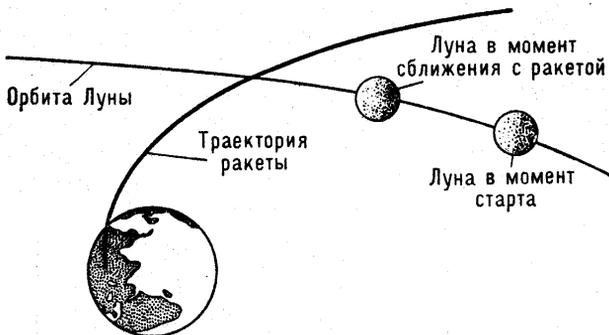


Рис.13. Геоцентрический полет КА Луна-1.

После выхода из сферы действия Земли КА стал первой искусственной планетой, первым искусственным спутником Солнца с расстояниями от

Солнца ~147 млн. км в перигелии и ~198 млн. км в афелии. На рис.14 приведена ее орбита [5, 25, 26].

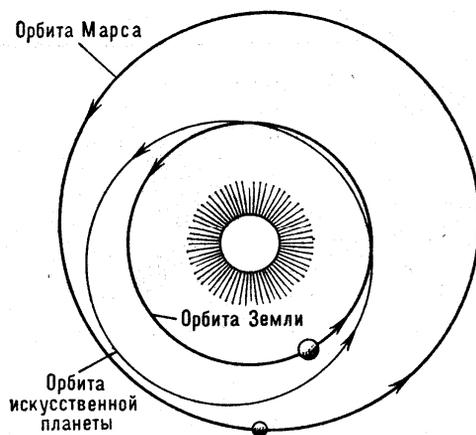


Рис.14. Гелиоцентрическая орбита КА Луна-1.

Вскоре, 12 сентября 1959г., в 9:39:27 в СССР был осуществлен запуск второго КА к Луне – «Луна-2». 14 сентября в 00:02:24, после 38,4 часов полета, «Луна-2» впервые в мире достигла поверхности Луны – в ~ 800 км к северу от центра ее видимого диска (~30° северной широты), у моря Ясности, вблизи кратеров Аристилл, Архимед и Автолик, доставив вымпел СССР на Луну ([18], «Вымпел долетел до Луны», с.248-257). Скорость соударения с Луной составляла около 3,3 км/с. Факт попадания в Луну был зафиксирован наземными наблюдателями по пропаданию радиосигнала – причем не только отечественными, но и зарубежными наблюдателями, в частности, британской радиообсерваторией Jodrell Bank [18, 28, 29].

На рис.15 приведена траектория полета КА Луна-2 [5, 30, 31]. Здесь обозначено: 1 – Земля; 2 – орбита КА; 3 – плоскость орбиты КА; 4 – плоскость орбиты Луны; 5 – искусственное натриевое облако; 6 – орбита Луны; 7 – Луна; 8 – точка падения КА на поверхность Луны (30°с.ш. и 0°в.д.); 9 – экватор Земли; N, S – северный и южный полюсы Земли.

При разработке КА Луна-1, Луна-2 было осуществлено также их баллистическое проектирование. Для этого был выполнен анализ и выбор номинальной траектории полета к Луне с точки зрения максимизации конечной массы при выполнении ряда условий. Главные условия здесь – обеспечение попадания в Луну с учетом разбросов параметров начала пассивной

траектории полета к Луне (несколько метров в секунду по вектору скорости, несколько километров по радиус-вектору, несколько секунд по моменту старта) за счет ошибок системы управления на активном участке, а также обеспечение видимости участка подлета к Луне из пунктов наблюдения в СССР.

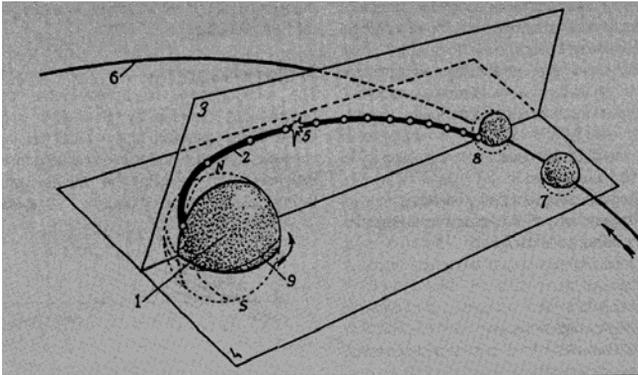


Рис.15. Траектория полета КА Луна-2.

Активный участок ракеты-носителя был непрерывным. Для уменьшения гравитационных потерь на активном участке и увеличения конечной массы ракеты подлет к Луне выбирался на недельном интервале времени вблизи точки с наименьшим склонением над Земным экватором, $\sim -18^\circ$ [25, 26]. Для уменьшения влияния ошибок начала пассивного полета на параметры движения КА у Луны была выбрана гиперболическая орбита полета к Луне. Для обеспечения хорошей видимости и условий радиосвязи на прилунном участке взята траектория со временем полета до Луны около полутора суток, в этом случае для советских пунктов наблюдения Луна при сближении с ней КА будет вблизи точки с верхней кульминацией. Все это определило диапазон дат старта и траектории полета к Луне [25, 26, 30]. Расчет траекторий движения ракеты и КА был осуществлен с помощью быстродействующих цифровых вычислительных электронных машин БЦВЭМ Урал, Стрела, БЭСМ, М-20 [6, 18, 32, 33]. Таких машин в то время было мало, и время работы на них было весьма «дефицитным». Об этом свидетельствуют, в частности, письмо М.В. Келдыша [34] с просьбой о выделении не менее 30 часов времени на БЭСМ для расчетов по ИСЗ и воспоминания баллистика ОКБ-1 Р.Ф. Аппазова [33]. Траектория КА получалась численным интегрированием уравнений его движения с учетом притяжения Земли (и ее сжатия), Луны и Солнца.

Важным является вопрос определения параметров фактического движения КА. Здесь можно выделить два участка.

На активном участке выведения ракеты с точки старта (полигон Байконур) на траекторию полета к Луне управление обеспечивалось для первых трех лунников комбинированной системой управления: автономной инерциальной системой и для повышения точности управления специальной системой радиоуправления полетом ракеты. Эта радиосистема, в частности, выдавала команду выключения 2-й ступени, обеспечивая получение в конце выведения параметров движения, достаточно точно совпадающих с расчетными параметрами [12, 18, 22, 23]. При выведении КА Луна-1 это “радиовыключение” было сделано с запозданием на несколько секунд, скорость ракеты была превышена, это привело к отклонению от Луны [12, 18, 23, 29, 32]. Для контроля фактического движения ракеты на активном участке и на начальной части пассивного полета (до дальностей 10-20 тыс. км) использовались внешнетраекторные измерения по наземным радиодальномерным (в сантиметровом диапазоне) станциям Бинокль, Бинокль-Д и бортовой (помещенной на третьей ступени ракеты) системе «Факел-С» (затем стали использоваться более совершенные станции «Кама-Е» и бортовая система «Рубин»). После разгона ракеты и отключения ее двигательной установки приложением небольшого импульса отделения КА («контейнер») отделялся от ракеты и начинался их свободный неуправляемый полет, продолжавшийся в номинале около 36 часов. Учитывая импульс отделения, из параметров движения ракеты определяется орбита КА. Это позволяло уже через 1-2 часа после отделения определить орбиту КА и ракеты и дать предварительный прогноз движения [12, 23, 25, 26, 30].

На пассивном участке полета КА производились научные измерения, а также измерения параметров движения КА, что позволяло уточнить фактическую траекторию полета. Основной контроль (и управление для Луны-3) полета КА осуществлялся с помощью командно-измерительного комплекса (КИК), он включал в себя, в частности, сеть наземных измерительных пунктов (НИПов, располагавшихся от Крыма до Камчатки и контролировавших весь полет ракеты), а также расчетные баллистические центры в ОПМ МИАН и НИИ-4. На НИПах принималась телеметрия с КА и ракеты, выполнялись траекторные измерения параметров движения КА. Основой измерений для определения движения КА являлись радиотехнические средства измерений – измерения дальности, радиальной скорости и углов (азимут и угол места), привязанные к единому астрономическому времени. Эти данные с измерительных пунктов после кодировки передавались в вычислительные центры,

где они декодировались и затем обрабатывались методом наименьших квадратов для расчета параметров фактической орбиты движения КА, а также выдачи прогноза движения и целеуказаний наблюдательным и измерительным средствам, чтобы проводить последующие наблюдения и измерения. Определялись также характеристики подлета к Луне и, при попадании в Луну, координаты точки попадания на поверхности Луны [25, 26, 30].

В проектах Е-1 и Е-2 для контроля движения к Луне и (в проекте Е-2) для управления облетом с фотографированием был создан временный центр дальней космической связи (на горе Кошка близ Симеиза – НИП-41Е), здесь была размещена новая многофункциональная радиотехническая система (разработанная НИИ-885 под руководством Е.Я. Богуславского) РТС-Е1,2 (РТС-12Б в [32, 28]) с плоской поворотной антенной площадью ~100–120 м². Бортовая приемопередающая система РТС-Е1,2 размещалась на КА (контейнере). Она работала после отделения КА от ракеты, в метровом диапазоне (посылка 102 МГц, ответ 183,6 МГц) и позволяла измерять дальность и радиальную скорость, принимать телеметрию, фотоснимки, посылать команды управления [18, 21-23, 25, 26, 28, 29]. Могли использоваться также две большие площадью около 200 м² антенны астрофизической обсерватории ФИАН СССР, позволявшие выполнить интерферометрические измерения углов направления на КА [21, 29]. Полет «Луны-1» показал, что станция РТС-Е1,2 имеет практическую дальность работы до 500-600 тыс. км [23, 29, 32]. Это была первая в мире измерительная станция для дальних КА. Ее измерения позволяли уточнить движение КА и ракеты. Для Луны-2 эти измерения позволили уточнить место падения КА на Луне. Использовались также оптические средства наблюдения искусственной кометы.

В результате была разработана довольно точная система выведения ракеты и определения орбиты КА. Это продемонстрировали полеты КА Луна-1, 2, 3 и определение точки падения Луны-2 на Луну, охарактеризованное в западной печати как замечательное (“remarkable”) [29].

Следует отметить, что для решения задачи определения параметров фактической орбиты КА по результатам траекторных радиотехнических измерений, к тому времени были разработаны специальные методы, алгоритмы и программы расчета на ЭВМ. Это позволило своевременно и качественно обеспечить баллистико-навигационное сопровождение полетов первых лунных КА в отделе Д.Е. Охоцимского ОПМ МИАН (Т.М. Энеев, Э.Л. Аким, З.П. Власова и др.) и в НИИ-4 (П.Е. Эльясберг, И.К. Бажинов, И.М. Яцунский, Т.Д. Агеева, В.Д. Ястребов, А.В. Брыков и др.) [18, 21, 24].

Отметим также, что в результате полета КА Луна-1 и Луна-2 был по-

лучен ряд важных научных результатов по исследованию дальнего космического пространства, в частности, впервые было выявлено отсутствие заметного магнитного поля Луны.

При выборе номинальной траектории полета КА Луна-1 и Луна-2 и определении их орбит по результатам траекторных измерений в процессе полета большая работа была выполнена коллективом ОПМ МИАН под руководством М.В. Келдыша и Д.Е. Охоцимского (Э.Л. Аким, З.П. Власова, А.К. Платонов, Т.М. Энеев и др.).

Большая работа, особенно по определению траектории полета КА из обработки траекторных измерений, была проведена баллистическим центром НИИ-4 МО (П.Е. Эльясберг и др.). На рис.16 – Д.Е. Охоцимский и П.Е. Эльясберг на заседании семинара в МГУ им. М.В. Ломоносова [35]. Большая работа, особенно по расчету активного участка выведения ракеты на траекторию полета к Луне, заправки топлива, настроек системы управления ракеты-носителя и номинальной траектории полета к Луне, была выполнена расчетно-баллистическим отделом 17 ОКБ-1 (С.С. Лавров, Р.Ф. Аппазов и др.).



Рис.16. Д.Е. Охоцимский и П.Е. Эльясберг.

4. Фотографирование обратной стороны Луны – Луна-3

Теперь остановимся на другой важной пионерской работе ОПМ МИАН СССР – по определению траектории для КА Е-2 («Луна-3»), осуществившего облет Луны и фотографирование ее обратной стороны (М.В. Келдыш,

З.П. Власова, М.Л. Лидов, Д.Е. Охоцимский, А.К. Платонов, 1959г. [2]). Важность решения этой задачи отмечал М.В. Келдыш еще в 1956г. [11], и практические работы в этом направлении – по разработке системы управления ориентацией КА – были к этому времени широко развернуты в РНИИ ([36]; [18], «Снова в РНИИ», с.258-268). При этом, по-видимому, был использован также опыт создания в 1950-х годах системы ориентации и навигации для советской крылатой межконтинентальной ракеты «Буря» [37, 38].

В соответствии с лунной программой СССР в 1958-1959 гг. в СССР в ОКБ-1 в кооперации с рядом КБ, НИИ и заводов была разработана автоматическая космическая станция Е-2 (названная потом «Луной-3») для фотографирования *обратной стороны Луны* и передачи полученной информации на Землю. Это был значительно более сложный КА, чем Луна-1, 2, он управлялся в процессе полета ([18], «Е-2 уходит к Луне», с.286-292), хотя еще и без коррекции траектории. В связи с этим в ОПМ под научным руководством М.В. Келдыша и Д.Е. Охоцимского (и при непосредственном участии Д.Е.), а также в отделе С.С. Лаврова (ОКБ-1) и отделе П.Е. Эльясберга (НИИ-4 МО) было выполнено исследование лунных траекторий и определение траекторий, подходящих для реализации этой задачи проекта.

Дадим краткий анализ этой работы ОПМ, опубликованной недавно в монографии [2]. На рис.17 приведены основные участники этой работы: М.В. Келдыш, З.П. Власова, М.Л. Лидов, А.К. Платонов, Д.Е. Охоцимский.

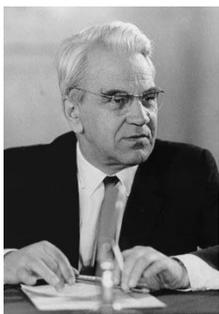


Рис.17. М.В. Келдыш, З.П. Власова, М.Л. Лидов, А.К. Платонов, Д.Е. Охоцимский.

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

Во введении к работе подчеркнута основная проблема проектирования траектории полета данного КА и основные полученные результаты. Если использовать, как предполагалось сначала, траекторию далекого, на расстоянии 40–100 тыс. км облета Луны с небольшими возмущениями от Луны, то при применяющейся северо-восточной трассе выведения ракеты получается “южный” возврат КА к Земле после облета Луны. Тогда траектория при подлете к Земле будет располагаться ниже экватора, и кроме того КА быстро войдет в земную атмосферу. При этом наблюдать КА и принимать с него информацию на территорию СССР можно только на больших расстояниях, порядка сотен тысяч километров, что очень усложняет проект. В результате проведенного анализа было показано, что можно применить траектории близкого облета Луны (на 5-20 тыс. км от ее поверхности) с “южным” подлетом к Луне, поворотом движения КА на север за счет Лунного притяжения и «северным» возвратом КА к Земле после облета Луны, причем без быстрого входа в атмосферу Земли. При этом, при возврате КА к Земле можно обеспечить его длительное наблюдение с территории СССР и передачу на Землю результатов фотографирования.

Замечание. Б.Е. Черток в своих воспоминаниях ([18], «Е-2 уходит к Луне», с.286) пишет, что «Для формирования нужной орбиты, огибающей Луну с обратной стороны, «небесные механики» из ОПМ предложили использовать притяжение Луны». По воспоминаниям А.К. Платонова, скорее всего, именно Д.Е. Охоцимский предложил «подныривать» под Луну, использовать гравитационный лунный маневр и подлетать к Земле в северном направлении.

Найденная и предложенная орбита отлета к Луне является эллиптической (в отличие от гиперболических орбит КА Луна-1 и Луна-2) со временем полета до Луны ~ 2,5 сут, для нее скорость в начале пассивного полета меньше параболической на ~ 60 м/с. Это необходимо, во-первых, чтобы осуществить гравитационный маневр, и, во-вторых, для уменьшения расхода топлива. Кроме того, было показано, что существуют траектории, при движении по которым после облета Луны и возвращения к Земле КА не входит сразу в атмосферу Земли, а пролетает на некотором расстоянии от

Земли, так что получается спутник Земли с некоторым, достаточно долгим временем существования. Был сделан также энергетический анализ задачи, выявлены оптимальные по расходу топлива времена запуска. Показано, что энергетически наиболее выгоден запуск при положении Луны при ее облете в нижнем склонении, как и для КА Луна-1, Луна-2. Был проанализирован весь диапазон дат пуска в 1959г. и получено, что лучшие по энергетике запуски будут осенью, в октябре-ноябре, при этом можно сфотографировать большую часть обратной стороны Луны после сближения с ней. Был выполнен также анализ необходимых точностей выведения и показано, что точности разработанной для первых «Лунников» системы управления достаточно для облета Луны и ее фотографирования без коррекции орбиты. Рассмотрим несколько подробнее эту работу.

В *первой главе* дан анализ баллистических характеристик рассматриваемого класса облетных траекторий. Вначале описан приближенный метод исследования, сводящий анализ полного семипараметрического множества подлетных к Луне траекторий, соответствующего вариациям семи начальных параметров движения $(x_0, y_0, z_0, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}, t_0)$, к анализу двухпараметрического осесимметрического пучка облетных траекторий, близкого к пучку, введенному В.А. Егоровым (рис.8). Осью пучка является определяемая сначала опорная «центральная» траектория, проходящая через центр Луны O . Ей соответствует селеноцентрический радиус-вектор точки пересечения с поверхностью Луны ρ_n . Другие селеноцентрические траектории пучка будут гиперболами с той же энергией, плоскости которых проходят через ось пучка. Траектории пучка можно задать двумя параметрами – углом поворота вокруг оси и некоторым параметром, определяющим орбиту в ее плоскости, например, прицельной дальностью орбиты или расстоянием до Луны в периселении орбиты. Через центр Луны проводится «картинная» плоскость (этот термин был введен позднее, например, в [39]; в работе ОПМ [2] он еще не применяется), она перпендикулярна к оси пучка – вектору ρ_n . На этой плоскости вводятся оси декартовой системы координат: OL (по проекции направления Луна-Земля) и Oz . При небольшом варьировании начальных данных, соответствующих опорной траектории, получается траектория, отклоненная от Луны. Ее селеноцентрическая скорость «на бесконечности» примерно равна опорной по величине и направлению, в приближенном анализе полагается, что эти скорости равны. Эта отклоненная траектория пересекает картинную плоскость в некоторой точке M , определяемой двумя параметрами, например, углом σ между отклоненным вектором OM и опорным OL и расстоянием $I=OM$ от начала координат

(или минимальным расстоянием до центра Луны ρ_{\min}). Угол σ и принимается за первый параметр в пучке. За второй параметр для большей линейности вместо величин I и ρ_{\min} взят специальный параметр μ , в линейном приближении пропорциональный прицельной дальности орбиты подлета к Луне. Он введен следующим образом. Сначала для каждого из семи начальных параметров x_i определяется «стандартное» отклонение $\delta_{xi \text{ ст}}$, при котором для отклоненной траектории минимальное расстояние от Луны ρ_{\min} равняется некоторому «стандартному» ρ^* ($=10000$ км). Приведенное отклонение μ_{xi} есть безразмерное отношение произвольного отклонения к стандартному: $\mu_{xi} = \delta_{xi} / \delta_{xi \text{ ст}}$. В картинной плоскости (μ_L, μ_z) вводится вектор приведенного отклонения $\mu_{xi} = (\mu_L, \mu_z) = (\mu_{xi} \cos \sigma; \mu_{xi} \sin \sigma)$. Если делается несколько вариаций по разным начальным параметрам, то им соответствует результирующая отклоненная траектория, для которой сумма составляющих векторных приведенных отклонений дает результирующий вектор приведенных отклонений μ . Его модуль μ и есть второй параметр в пучке, при этом угол наклона вектора μ к оси OL и есть угол σ наклона плоскости орбиты. При этом, обратно, любой вектор μ в пучке можно получить комбинацией некоторых отклонений для любых двух параметров с неколлинеарными отклонениями μ_{xi}, μ_{xj} .

Замечание. В линейном приближении, в модели точечной сферы действия Луны вектор μ пропорционален вектору прицельной дальности, т.е. вектору отклонения асимптоты гиперболы подлета от оси пучка, $\mu = d/d^*$, $d = \rho_{\min}(1 + 2\mu_{\text{тр}}/\rho_{\min} V_{\infty}^2)^{1/2}$. Здесь d^* – «стандартная» прицельная дальность, соответствующая $\rho_{\min} = \rho^* = 10000$ км, $\mu_{\text{тр}}$ – гравитационный параметр Луны ($\sim 4903 \text{ км}^3/\text{с}^2$), V_{∞} – селеноцентрическая скорость «на бесконечности» траекторий пучка ($\sim 1 \text{ км/с}$).

Затем на основе данного метода получено семейство облетных траекторий рассматриваемого класса – возвращающихся к Земле севернее экватора Земли, и сделан анализ их геометрических характеристик. На рис.18 приведено несколько таких траекторий – в проекции на плоскость YZ обычной геоэквиаториальной системы координат. Для них $\mu \approx 0.9 \div 1$; $\sigma \approx -(125 \div 170)$ град; $\rho_{\min} \approx 8600 \div 10300$ км; наибольшее и наименьшее расстояние до Земли после облета Луны $r_{\max} \approx 470 \div 570$ тыс. км; $r_{\min} \approx 10 \div 29$ тыс. км.

Далее выполнен анализ баллистических характеристик для трех семейств рассматриваемого класса облетных траекторий с различными значениями отличия скорости в начале пассивного полета от местной параболической скорости $\Delta V = V - V_{\text{пар}}$.

Рассмотрены семейства траекторий с $\Delta V = -60, -73, -87$ м/с. Изменение этой скорости меняет энергетику и время полета до Луны (~2.5; 3; 3.5 суток), меняет также возможность гравитационного маневра у Луны и чувствительность к начальным разбросам. Для данных семейств построены облетные траектории с северным возвращением, изучены их основные характеристики.

Изучены параметры, связанные с картинной плоскостью. Так, определены кривые (фактически, прямые) в плоскости (μ_L, μ_z) , соответствующие вариациям различных начальных параметров δx_i . Вычислены стандартные отклонения начальных данных для $\rho_{\min}^* = 10000$ км. Они приведены в табл. 1. Здесь углы θ и α определяют ориентацию скорости относительно начальной горизонтальной плоскости.

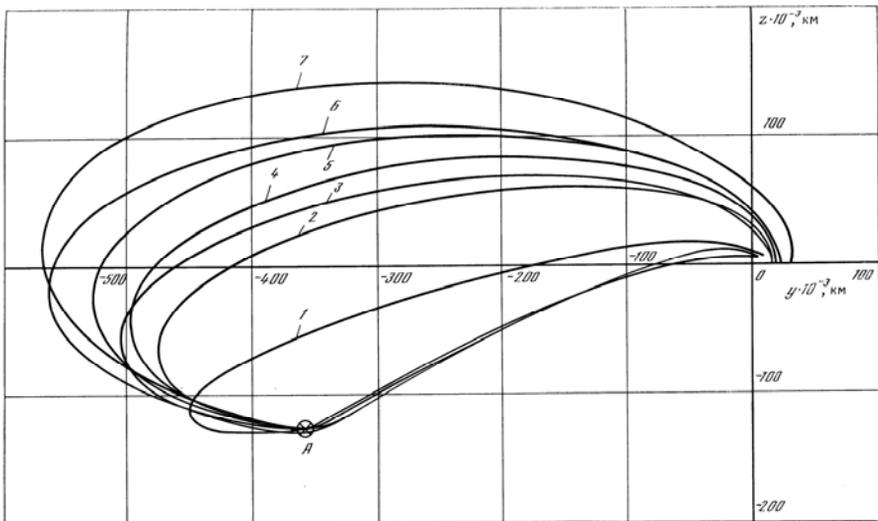


Рис.18. Проекция на плоскость YZ нескольких типичных облетных траекторий с “северным” возвращением к Земле.

Таблица 1. Стандартные отклонения начальных параметров для $\rho_{\min} = 10\,000$ км.

ΔV , м/с	δV , м/с	$\delta \theta$, рад	$\delta \alpha$, рад	δx , км	δy , км	δz , км	δt_0 , с
-60	13,5	0,0183	0,218	235	17,8	152	764
-73	11,8	0,0189	0,457	262	15,9	176	870
-87	8,4	0,0196	0,139	257	11,1	136	1182

Определены важные зависимости $\rho_{\min}(\mu)$, они близки к линейным. На рис.19 приведено изменение минимального расстояния от Луны ρ_{\min} в зависимости от параметра μ для $\Delta V = -73$ м/с. Точки-кружки соответствуют вариации начального времени δt_0 , точки-крестики соответствуют вариации угла начального возвышения скорости $\delta \theta_0$. Видим, что эти зависимости практически совпадают. Хорошая близость к этой зависимости получается и для других вариаций, что подтверждает рассмотренное приближение о фактической двухпараметричности пучка. Более того, для семейств с $\Delta V = -60$ м/с, $\Delta V = -87$ м/с получается практически такая же зависимость $\rho_{\min}(\mu)$. Изучено также изменение времени полета, минимального расстояния от Луны, максимального и минимального расстояния от Земли при возвращении от Луны, для указанных трех семейств траекторий облета.

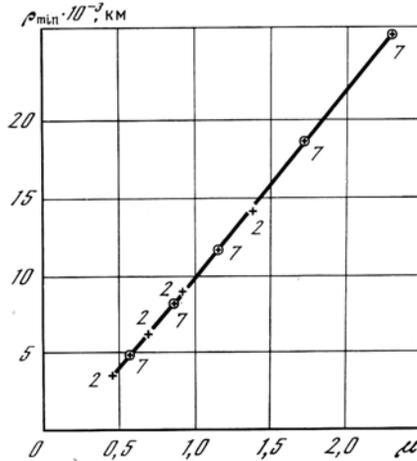


Рис.19. Зависимость минимального расстояния от Луны ρ_{\min} от параметра μ .

Проанализирована также чувствительность траекторий к вариациям начальных данных. Выявлена зона векторной линейности отклонения в картинной плоскости в зависимости от начальных вариаций. Показано, что наибольшая чувствительность имеет место относительно вариаций по скорости и начальной высоте, причем их влияние уменьшается при увеличении начальной скорости.

Во *второй главе* дан анализ условий фотографирования поверхности Луны. Сначала, чтобы сформулировать постановку математической задачи, выполнен анализ работы фототелевизионной системы. Для фотографирования обратной стороны Луны была разработана система ориентации и фото-

графирования [36]. Из анализа условий работы этих систем был получен ряд баллистических требований к трубке возможных траекторий облета Луны. Отметим важнейшие из них.

Условие А. На траекториях должны быть участки на удалении 40-150 тыс. км от Луны, для которых при ориентации продольной оси аппарата на Солнце в конусе 60° должна быть Луна (рис.20 иллюстрирует это условие).

Условие Б. Для этих участков должна быть достаточно большой визируемая с КА поверхность на обратной стороне Луны.

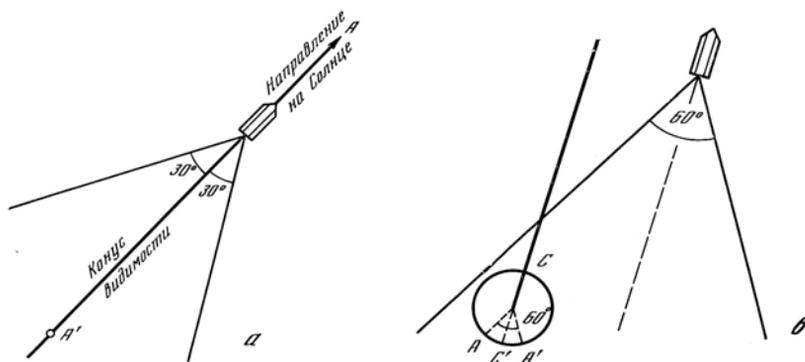


Рис.20. Схема работы системы ориентации и фотографирования.

Кроме того, надо было выявить наиболее энергетически выгодные дни и месяцы полета при выполнении условий фотографирования.

Был осуществлен анализ траекторий данного класса с точки зрения возможности выполнения поставленных условий фотографирования. В результате сделан вывод, что для данных траекторий можно получить снимки с изображением $\sim 60-75\%$ обратной стороны Луны. Для полета в 1959г. были получены все даты сближения с Луной с выполнением условия фотографирования.

В табл.2 представлена часть этих данных. В этой таблице указаны: даты фотографирования; вид фотографирования: I – при подлете к Луне; II – при отлете от Луны; фотографируемая доля обратной стороны Луны; время ΔT от оптимальной даты, для которой облет Луны осуществляется при ее энергетически оптимальном положении в наибольшем южном склонении; потеря массы ΔG за счет неоптимальности даты. В частности, приведены данные для запуска КА в октябре и для фотографирования 6-7 октября, что и было затем осуществлено при полете «Луны-3».

В *третьей главе* дан анализ третьей основной части работы – условий радиовидимости после сближения с Луной. Анализ выполнен для двух вариантов систем:

1. Видимость на далеком расстоянии от Земли, $\sim 100 \div 400$ тыс. км;
2. Видимость на расстояниях от Земли меньше $30 \div 60$ тыс. км.

Таблица 2. Характеристики траекторий облета Луны для некоторых дат фотографирования в 1959г.

Дата фотографирования	Вид фотографирования *	Неизвестная часть поверхности Луны, которую можно зафиксировать, %	ΔT , сут	ΔG , кг
03.08	II	60–75	6	180
09.08	II	60–75	5	138
10.08	II	60–75	4	96
22.08	I	22–33	8	264
23.08	I	22–33	9	306
24.08	I	22–33	10	348
07.09	II	60–75	4	96
08.09	II	60–75	3	96
20.09	I	22–33	9	306
21.09	I	22–33	10	348
22.09	I	22–33	11	388
06.10	II	60–75	2	26
07.10	II	60–75	1	6
20.10	I	22–33	12	418
21.10	I	22–33	13	438

Выполненный анализ показал, что для полученного класса траекторий с «северным» возвратом к Земле после облета Луны и фотографирования ее поверхности можно обеспечить необходимые условия радиовидимости для передачи фотоснимков на Землю на советские пункты наблюдения.

Затем на основании выполненного анализа свойств траекторий и возможностей выполнения технических требований была разработана методика рабочего анализа и выбора номинальной траектории и трубки за счет возможных разбросов, позволяющая получить допустимую траекторию полета КА. С помощью этой методики был выполнен уточненный рабочий расчет трубки облетных траекторий с $\Delta V = -60$ м/с. Анализ дал возможность выбора номинальной траектории с удовлетворением технических требований для всей трубки траекторий.

Материалы данной работы вошли затем в эскизный проект КА «Е-2» для облета Луны, фотографирования ее обратной стороны и передачи фото на Землю.

В 1959г. в ОКБ-1 С.П. Королева был разработан этот КА (рис.21). Проектирование аппарата и его систем осуществлялось под руководством Г.Ю. Максимова (рис.22).

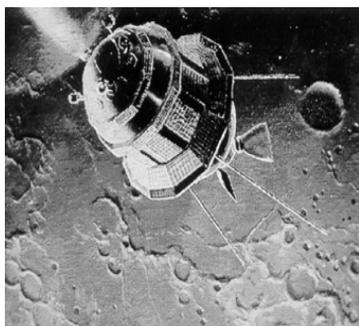


Рис.21. Станция Луна-3.



Рис.22. Г.Ю. Максимов.

На базе, в основном, анализа, проведенного ОПМ МИАН СССР, и была выбрана траектория полета КА с временем полета ~2,5 суток. В определении схемы полета и выборе траектории участвовали также баллистики ОКБ-1 (С.С. Лавров, Р.Ф. Аппазов и др.) и НИИ-4 (группа П.Е. Эльясберга).

В сентябре 1959г. практически одновременно готовились к запуску два аппарата: один, Е-1, для попадания в Луну («Луна-2»), второй, Е-2, для облета Луны и фотографирования ее обратной стороны. Через ~ 20 суток после полета «Луны-2», 4 октября 1959г. был осуществлен запуск КА Е-2 ([18], «Е-2 уходит к Луне», с.286-292). На рис.23 дана схема полета КА, получившего название «Луна-3». 7 октября в 6:30÷7:10 на расстоянии от Луны ~65000 км было осуществлено фотографирование большей части (~70%) обратной стороны Луны. Затем в сеансах радиовидимости информация была передана с КА на Землю. Впервые была сфотографирована обратная сторона Луны.

Навигационное обеспечение проекта Е-2 было, в основном, тем же, что и для Е-1. Траекторию по результатам измерений определяли вычислительные центры ОПМ МИАН (группа Т.М. Энеева, Э.Л. Акима) и НИИ-4 (группа П.Е. Эльясберга).

Отметим также, что по предложению Т.М. Энеева на основе фактической двухпараметричности пучка траекторий В.А. Егоров, М.Л. Лидов разработали и успешно применяли на пункте управления в Симеизе приближенную «ручную» методику определения параметров (σ , ρ_{\min}) фактической траектории полета КА Луна-3 по измерениям дальности и радиальной скорости [40]. Анализ измерений на пункте в Симеизе проводился также группой сотрудников НИИ-4 (О.В. Гурко и др.).

На рис.24 приведено это первое фото обратной стороны Луны [41]. Ряду обнаруженных там характерных мест были присвоены имена: 1 – Море

Москвы, 2 – залив Астронавтов, 3 – продолжение Южного Моря, 4 – кратер Циолковский, 5 – кратер Ломоносов, 6 – кратер Жюлио-Кюри, 7 – хребт Советский, 8 – Море мечты. Отметим, что остальная часть обратной стороны Луны была сфотографирована КА Зонд-3 в 1965г. Полет Луны-3 примечателен также тем, что впервые был осуществлен гравитационный маневр – у Луны.

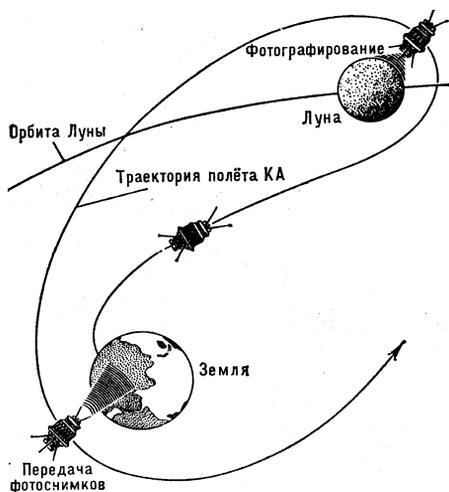


Рис.23. Схема полета станции Луна-3.

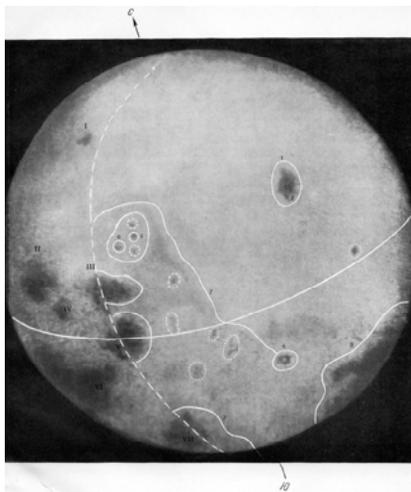


Рис.24. Первое фото обратной стороны Луны 7 октября 1959г.

Данная работа ОПМ МИАН по исследованию лунных траекторий, как и предшествовавшая работа В.А. Егорова, предыдущие работы по баллистическому проектированию КА Луна-1, Луна-2, а также работа по созданию методов определения орбит КА по результатам траекторных измерений оказали большое влияние как на становление теории лунных траекторий, так и на практику космонавтики.

Характеризуя эти работы, отметим следующие их особенности. Это, во-первых, очень высокий теоретический уровень анализа, позволяющий получить точные результаты для сложной модели движения космического аппарата. Во-вторых, умение выделить в сложной задаче основные факторы и сделать массовый анализ для более простой модели без потери точности анализа. Далее, это умение делать траекторный баллистический анализ с учетом обеспечения условий работы технических систем, необходимых для решения задач полета. Эти достижения СССР показали также высочайший уровень советской науки и техники, космонавтики, в частности, в то время.

5. Развитие лунных исследований

Выполненные пионерские работы оказали большое влияние на последующие лунные проекты, особенно исследования лунных траекторий у нас в стране, да и, в значительной степени, за рубежом. Сделаем краткий обзор некоторых работ и проектов.

5.1. Проект мягкой посадки на Луну – КА Е-6 (Луна-9, Луна-13 - 1966г.). Идея проекта была также предложена М.В. Келдышем ([18], «Е-2 уходит к Луне», с.286-292). Этот аппарат начал новое поколение отечественных лунных исследований. На основе ракеты Р-7 была разработана четырехступенчатая ракета «Молния» с разрывным активным участком, с включением четвертой ступени после пассивного участка на переходной орбите (8К78, [12], «Первые пуски к Марсу», с.346-358), это позволило реализовать близкую к оптимальной схему выведения КА к Луне и планетам (отметим, что в построении этой схемы большой вклад был внесен отделом ОПМ, возглавляемым Д.Е.Охоцимским). Была предусмотрена одноразовая коррекция траектории и торможение у поверхности Луны для обеспечения мягкой посадки с помощью корректирующей и тормозной двигательной установки КТДУ. На начальном этапе проектирования точность определения траектории оказалась недостаточной, поэтому была предложена оптическая система автономной навигации САН, основанная на измерении углов Земля-Луна, Земля-Солнце, Луна-Солнце; система была разработана Филиалом НИИ-1, ранее создававшим систему навигации ракеты «Буря» [21, 22]. Впоследствии САН была использована, в основном, не для получения угловых измерений, а для ориентации оси КА перед торможением – по фактическому вектору скорости, совпадавшему с направлением на центр Луны на некотором расстоянии от нее ~8500 км по методу «Лунной вертикали». Была усовершенствована наземная и бортовая радиотехническая система навигации, в частности, введением нового антенного комплекса в НИП-10 около Симферополя: в начале 1960-х годов были введены в действие параболические антенны ТНА-200 диаметром 25м, затем ТНА-400 диаметром 32 м. Получил развитие комплекс координационно-вычислительных центров: к центрам в ОПМ и НИИ-4 добавился центр в НИИ-88, который впоследствии вырос в главный Центр управления полетов ЦУП.

Хотя баллистическое проектирование полета осуществлено, в основном, в ОКБ-1 (отдел 9 М.К. Тихонравова и отдел 17 С.С. Лаврова [42-46]), в частности, выбрана более «слабая», чем в Е-2, траектории полета, со временем полета ~ 3,5 суток, ОПМ внесло большой вклад в разработку проекта.

Это, прежде всего, идейное и методическое влияние, в частности, отчетов ОПМ по Лунным полетам и проектам, особенно отчетов В.А. Егорова. Очень важным было влияние лично Д.Е. Охоцимского, которое он оказывал на совещаниях и встречах, где проходило обсуждение вопросов проекта. Д.Е. умел довольно просто решать сложные вопросы и многому научил в этом своих молодых коллег. Большую работу выполнила группа В.А. Егорова по математическому описанию оптической системы САН. Большой вклад в проект внесли группы Э.Л. Акима, М.Л. Лидова, А.К. Платонова при решении многих вопросов проекта, особенно задач коррекции, навигации, управления.

На заключительном этапе летных испытаний КА проект Е-6 был передан в КБ им. Лавочкина (Главный конструктор Г.Н. Бабакин) и был успешно осуществлен. Первый успешный пуск был произведен 31 января 1966г.; 3 февраля была впервые в мире сделана мягкая посадка на поверхность Луны в океане Бурь. КА был назван «Луна-9». Скоро была передана на Землю и опубликована панорама лунной поверхности. Затем, 24 декабря 1966г. второй КА Е-6 («Луна-13») осуществил мягкую посадку на Луну.

5.2. Проект создания искусственного спутника Луны Е-7 (Луна-10, 11, 12, 1966г.; Луна-14, 1968г.). На основе КА Е-6, проведя небольшую модификацию системы управления ориентацией торможения, ОКБ им. Лавочкина разработало КА Е-7 для создания искусственного спутника Луны. По воспоминаниям участника проекта А.И. Шейхета идея проекта и такого создания ИСЛ принадлежит Г.Н. Бабакину.

Вскоре после мягкой посадки Луны-9, 31 марта 1966г. был запущен к Луне КА Е-7 («Луна-10»), а 3 апреля 1966г. КА впервые перешел на орбиту ИСЛ. Затем были выведены на орбиты ИСЛ КА Луна-11, 12, 14 (август, октябрь 1966г., апрель 1968г.). Это имело не только приоритетное значение. Удалось выполнить ряд научных экспериментов и получить ряд важных научных результатов. В частности, на основе траекторных измерений этих спутников удалось построить модель гравитационного поля Луны. ИПМ АН внес большой вклад в эти работы [47, 48].

5.3. Проект облета Луны Л-1 (Зонд 5-8, 1968-1970 гг.). К 1968г. был разработан советский проект Л-1 для облета Луны и возвращения на Землю – в пилотируемом и автоматическом вариантах. При этом КА был создан на основе корабля «Союз» с выведением к Луне ракетой «Протон» с дополнительной 4-й ступенью. В рамках проекта в 1968-1970 гг. были осуществле-

ны в автоматическом варианте полеты КА Зонд 5-8. КА Зонд-5 (15-21 сент. 1968) впервые в мире облетел Луну и вернулся на Землю со 2-й космической скоростью. При этом КА Зонд 6 (10-17.11.1968) и Зонд 7 (8-14.8.1969) осуществили управляемый спуск на территорию СССР. Полеты показали готовность систем для пилотируемого полета, однако такой полет не был осуществлен. Для проекта было выполнено несколько важных баллистических работ, в которых активно участвовали несколько коллективов отдела Д.Е. Охочимского (и лично Д.Е.). Так, ИПМ и ОКБ-1 в развитие анализа по проекту Е-2 выполнили анализ траекторий облета Луны с возвращением на Землю [49, 50]. ОКБ-1 и ИПМ для пилотируемого варианта КА разработали систему автономной навигации «Альфа» с использованием оптических измерений с помощью секстанта и отечественной БЦВМ Салют-1 [8]. ИПМ, ЦАГИ, НИИ АП разработали систему управления спуском для посадки на Землю при входе в атмосферу со второй космической скоростью [51]. Большой вклад в реализацию проекта внес также Центр ИПМ по управлению полетом. Отметим, что для реализации данного проекта был разработан новый специальный наземный комплекс радиоуправления «Сатурн-МС (Л1)» [22].

5.4. Третье поколение автоматических лунных аппаратов: Луноход, возврат лунного грунта на Землю, исследования Луны с орбиты ИСЛ. Чтобы осуществить исследования Луны более высокого уровня - с помощью Лунохода, забора и возврата на Землю образцов лунного грунта и более совершенных орбитальных станций, - к концу 1960-х годов в СССР (НПО им. Лавочкина, Г.Н. Бабакин) были разработаны автоматические лунные станции нового поколения. Они запускались с помощью РН «Протон», имели массу ~ 5700 кг и позволяли решать указанные задачи на основе использования новейших технологий [5]. Разработка этих новых станций и решение новых задач потребовали также нового баллистико-навигационного комплекса и проведения анализа, в частности:

- определение оптимальных траекторий полета к Луне. В результате была принята более «слабая» траектория с большим, чем на «Е-6», временем полета ~ 4,5 суток, что увеличило выводимую полезную массу;

- посадка КА на Луну осуществлялась не по прямой, вертикальной схеме, как в «Е-6», а с использованием переходной околокруговой орбиты ИСЛ и специальной схемы посадки, что давало возможность осуществить надежную посадку в желаемую точку на Луне, причем оптимально [5, 13, 52];

- более совершенная двигательная установка позволила проводить многоазовую коррекцию орбиты полета к Луне и орбиты ИСЛ; для коррекций и торможений применялась трехосная ориентация, с использованием солнечно-земных оптических датчиков и гироскопической системы;

- управление торможением и коррекциями на подлете к Луне и на орбите ИСЛ производились с обеспечением требования мягкой посадки в заданную точку на Луне и старта к Земле – в условиях малых высот полета у Луны и недостаточного знания параметров гравитационного поля Луны;

- расчет старта с Луны и зон посадки на Земле, применение (по предложению Г.Н. Бабакина) бескоррекционной схемы полета к Земле, баллистическое обоснование ее возможности (А.И. Авербух, Ю.Д. Волохов, Л.С. Королева, А.И. Шейхет [53]);

- разработка нового радиотехнического комплекса управления Сатурн-МС (ЛЗ) [22] и совершенствование алгоритмов обработки траекторных измерений, включая новый вид измерений – разностей радиальных скоростей относительно разнесенных наземных антенн, а также юстировку вновь вводимых наземных радиосистем. Для этого использовались антенные комплексы в НИП-10 около Симферополя (ТНА-400, 32 м и ТНА-200, 25 м), а также в НИП-14 около Щелково, в Байконуре, НИП-6 около Елизово, Камчатка, НИП-15 около Уссурийска с антеннами ТНА-200, 25 м.

Три типа станций были разработаны и запущены к Луне в 1969-1976 гг. Станции Луна-16, -20 и -24 (сентябрь 1970г., февраль 1972г., август 1976г.) осуществили забор и возврат грунта на территорию СССР (проект Е-8-5). Станции Луна-17, -21 (проект Е-8) доставили на Луну самоходные, управляемые с Земли уникальные аппараты «Луноход-1» (впервые в мире, ноябрь 1971г.) и «Луноход-2» (январь 1973г.), они долго функционировали и выполнили ряд важных исследований на Луне. Станции Луна-15, -19, -22 (июль 1969г., сентябрь 1971г., май 1974г.) проводили орбитальные исследования Луны, в частности ее гравитационного поля. Реализация этого проекта позволила получить важнейшие научно-технические результаты, в частности по исследованию грунта Луны, ее поверхности, гравитационного поля, по разработке космической техники [5, 13, 52].

Отдел Д.Е. Охочимского ИПМ АН СССР принимал самое активное участие на всех стадиях проекта – в его разработке (в частности, в разработке метода коррекции переходной орбиты ИСЛ (группа М.Л. Лидова), метода измерения разностей радиальных скоростей – вместе с НИИ-885), в управлении полетами КА и в определении поля Луны (группа Э.Л. Акима, [48]).

5.5. Перелеты между Землей и геостационарной орбитой с использованием гравитационного маневра у Луны. Спутники на ГСО, важные для современной космонавтики, поставили перед прикладной небесной механикой ряд задач, в частности, задачу выведения КА с Земли на ГСО. Численно-аналитическое исследование [54, 55] показало, что для *выведения КА на ГСО* с помощью большой тяги при широте точки старта свыше $\sim 28^\circ$ (это выполняется для российских космодромов Байконур и Плесецк) энергетически выгоднее использовать не прямую «квазигомановскую» схему полета, а «обходную», с близким облетом Луны. При этом выполняется лунный гравитационный маневр с пассивным изменением наклона и перигейного расстояния орбиты КА и лишь затем осуществляется полет к ГСО. Отметим, что М.В. Келдыш и Д.Е. Охочимский с большим интересом отнеслись к данному решению, которое методически близко к траектории проекта Е-2 [2]. Эта схема полета была в 1998г. реализована для выведения спутника ASIASAT 3/HGS-1. «Обходную» схему полета с подлетом к Луне и выполнением лунного гравитационного маневра можно использовать и для задачи *спуска КА с ГСО* в атмосферу Земли [56].

5.6. «Обходные» перелеты Земля-Луна и Луна-Земля. В рамках задачи четырех тел (Земля, Луна, Солнце, КА) можно осуществить давнюю идею В.А. Егорова [1] о перелете от Земли к Луне с захватом Луной и подлетом к Луне по селеноцентрической эллиптической орбите. Необходимое для этого увеличение константы площадей достигается при этом за счет гравитационного воздействия Солнца на расстоянии $\sim 1,5$ млн. км от Земли. Захват Луной осуществляется в окрестности коллинеарной точки либрации L_2 (или L_1) системы Земля-Луна [31, 57-60]. Данная схема полета к Луне была реализована для КА Hiten (Япония, 1991г. [61]). Аналогично, в рамках задачи четырех тел можно осуществить перелет с Луны к Земле с отлетом от Луны по эллиптической орбите, с пассивным освобождением с нее и последующим пассивным полетом к Земле [58, 62]. Отметим, что Д.Е. Охочимский проявлял большой интерес к этим траекториям перелета между Землей и Луной.

5.7. Перелет Земля-Луна с малой электрореактивной тягой. Использование малой тяги («раскрутка») дает другую возможность реализовать классическую идею В.А. Егорова – увеличить константу площадей орбиты КА и осуществить его захват Луной [1, 63]. Далее можно использовать малую тягу для торможения движения КА относительно Луны («скрутка»), чтобы подлететь к Луне, перейдя на близкую орбиту ИСЛ. Такая схема по-

лета применена недавно в Европейском проекте SMART-1 с отлетом от Земли по эллиптической орбите [64]. Случай перелета с малой тягой между круговыми орбитами спутников Земли и Луны исследован в [65].

6. Заключение

Созданная М.В. Келдышем и Д.Е. Охоцимским школа в Институте прикладной математики по механике космического полета оказала большое влияние на космонавтику. Ее пионерские работы по исследованию лунных траекторий КА имели большое значение для теории и практики космонавтики, они послужили надежной базой многих дальнейших работ по лунным траекториям КА и космическим лунным проектам.

Автор признателен Э.Л. Акиму, Ю.Ф. Голубеву, О.В. Гурко, А.К. Платонову, В.В. Порошкову, В.А. Степаньянцу, А.Г. Тучину, А.И. Шейхету, Т.М. Энееву за помощь воспоминаниями и архивными материалами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Егоров В.А.* О некоторых задачах динамики полета к Луне // *Успехи физических наук*, 1957, т.63, вып. 1а, с.73-117.
2. *Келдыш М.В., Власова З.П., Лидов М.Л., Охоцимский Д.Е., Платонов А.К.* (1959). Исследование траекторий облета Луны и анализ условий фотографирования и передачи информации / В кн.: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. В.С. Авдучевский, Т.М. Энеев. - М.: Наука, 1988, с.261-309.
3. *Егоров В.А.* Пространственная задача достижения Луны. - М.: Наука, 1965, 224 с.
4. *Егоров В.А., Гусев Л.И.* Динамика перелетов между Землей и Луной. - М.: Наука, 1980, 544 с.
5. *Глушко В.П.*, гл. ред. Космонавтика. Энциклопедия. 1985. - М.: Советская энциклопедия. 508 с.
6. *Забродин А.В., Смирнов В.К., Штаркман В.С.* Памяти А.Н. Мямлина – К 75-летию со дня рождения. - М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2000, 29 с.
7. *Белецкий В.В.* Памяти В.А. Егорова // *Космич. исслед.*, 2003, т.41, №3, с.227-229.
8. *Eneev T.M., Ivashkin V.V., Sharov V.A., Bagdasaryan Ju.V.* Space autonomous navigation system of Soviet project for manned fly by Moon // *Acta Astronautica*, AA-D-09-00042, 2010, v.66, p.341-347.
9. *Себеухей В.* Теория орбит. Ограниченная задача трех тел. Пер. с англ. Под ред. Г.Н. Дубошина. - М.: Наука, 1982, 656 с.
10. *Брюно А.Д.* О периодических облетах Луны. - М.: препринт ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР, 1978, №91, 26 с.
11. *Келдыш М.В.* Об искусственных спутниках Земли (14 сент. 1956г.) / В кн.: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв.

- ред. В.С. Авдуевский, Т.М. Энеев. - М.: Наука, 1988, с.235-240.
12. Советская космическая инициатива в государственных документах. 1946-1964 гг. Под ред. Ю.М. Батурина. - М.: «РТСофт», 2008, 414 с.
 13. *Черток Б.Е.* Ракеты и люди, т.1. - М.: Машиностроение, 1995, 243 с.
 14. *Ивкин В.* Постановление Совмина СССР от 13 мая 1946г. стало ключевым для развития ракетостроения // Военно-промышленный курьер. № 19 (135), 24-30 мая 2006г. http://www.archive.vpk-news.ru/article.asp?pr_sign=archive.2006.135.articles.history_01
 15. *Королев С.П.* Исследование космического пространства. - Газета «Правда», 10 дек. 1957г.
 16. *Королев С.П.* О программе исследований Луны (1958г.) / В кн.: Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева, с. 400-404.
 17. *Келдыш М.В.* О запуске ракеты на Луну. Письмо С.П. Королеву от 28 января 1958г. / В кн.: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. В.С. Авдуевский, Т.М. Энеев. - М.: Наука, 1988, с.241-243.
 18. *Черток Б.Е.* Ракеты и люди, т. 2. Фили, Подлипки, Тюратам. - М.: Машиностроение, 1996, 443 с.
 19. Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева. Избранные труды и документы. Ред. Келдыш М.В. Сост.: Бирюков Ю.В., Варваров Н.А., Ветров Г.С. - М.: Наука, 1980, 592 с.
 20. *Гэтланд К., Шарп М. и др.* Космическая техника. - М.: Мир, 1986, 295 с.
 21. *Мозжорин Ю.А.* Так это было... Мемуары Ю.А. Мозжорина. Мозжорин в воспоминаниях современников. - М.: ЗАО "Международная программа образования", 2000, 568 с. <http://kik-sssr.narod.ru/Moshzorin.htm>.
 22. *Молотов Е.П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004, 256 с.
 23. *Сиробаба Я.Я.* История Командно-Измерительного Комплекса управления космическими аппаратами от истоков до Главного Испытательного Центра им. Г.С. Титова, 2006, http://kik-sssr.narod.ru/History-s_KIK_1.htm
 24. *Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космич. исслед., 1963, т.1, вып.1, с. 5-50.
 25. Советская космическая ракета / Газета «Правда», 12 янв.1959г., №12 (14771), с.1, 3, 4.
 26. Освоение космического пространства в СССР. Официальные сообщения ТАСС и материалы центральной печати. 1957-1967 гг. Академия наук СССР. Институт космических исследований. - М.: Наука, 1971, 557 с.
 27. *Черный И.* Сорок лет полету «Луны-1» // Новости космонавтики, №2, 1999. <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/numbers/193/37.shtml>
 28. *Gran Sven.* The radio systems of the early Luna probes . <http://www.svengrahn.pp.se/radioind/lunaradi/lunaradi.htm#mastery>
 29. *Don P. Mitchell.* Lunar Impact. 2008. http://www.mentallandscape.com/L_Luna2.htm
 30. Первый полет на Луну / Газета «Правда», 21 сент. 1959г., №264 (15023), с.3.

31. *Biesbroek R., Janin G.* Ways to the Moon? ESA Bulletin. 2000, v.103, p.92–99.
32. Незабываемый Байконур. Под ред. Герчика К.В., Порошкова В.В., Гудилина В.Е. - М.: Техника Молодежи, 1998, 592 с.
33. *Аппазов Р.Ф.* Следы в сердце и в памяти. – Симферополь, изд-во «Доля», 2001, 416 с.
34. *Келдыш М.В.* О выделении машинного времени на ЭВМ для расчетов по ИСЗ. Письмо М.А. Лаврентьеву от 5 марта 1956г. / В кн.: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. В.С. Авдуевский, Т.М. Энеев. - М.: Наука, 1988, с.234-235.
35. *Якимова К.Е., Татаринов Я.В., Трецев Д.В., Карапетян А.В.* Д.Е. Охочимский и Московский университет // Мобильные роботы и мехатронные системы. Материалы научной школы-конференции. Москва, 23-27 октября 2006г. - М.: Изд-во Моск. ун-та, 2006, с.16-19.
36. *Келдыш М.В., Башкин Е.А., Князев Д.А., Легостаев В.П., Николаев В.А., Паццора А.И., Раушенбах Б.В., Скотников Б.П.* Технический проект системы ориентации объекта «Луна-3» (1959) / В кн.: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. В.С. Авдуевский, Т.М. Энеев. - М.: Наука, 1988, с.310-335.
37. *Раушенбах Б.В.* Межконтинентальная крылатая ракета «Буря» / XVII научные чтения по космонавтике. - М.: 1993.
38. *Макарон В.С.* М.В. Келдыш – научный руководитель работ по созданию межконтинентальной крылатой ракеты «Буря» / В кн.: М.В. Келдыш. Творческий портрет по воспоминаниям современников. Отв. ред. А.В. Забродин. - М.: Наука, 2001, 400 с.
39. *Платонов А.К.* Исследование свойств корректирующих маневров в межпланетных полетах // Космич. исслед., 1966, т.IV, вып.5, с.670-693.
40. *Егоров В.А.* Из воспоминаний о М.Л. Лидове // Космич. исслед., 2001, т.39, №5, с.451-453.
41. Первые фотографии обратной стороны Луны. Издание АН СССР, 1959.
42. *Дашков А.А., Ивашкин В.В.* Об одном замечательном свойстве пучка гиперболических траекторий // Космич. исслед., 1965, т.3, вып.5, с.684–686.
43. Первая автоматическая станция на Луне / Газета «Правда». –М., 6 февр. 1966г.
44. Первые панорамы лунной поверхности. Т.1. - М.: Наука, 1967, 98 с.
45. *Береснев Н.П., Легостаев В.П.* Система управления автоматической станцией «Луна-9» // Космич. исслед., 1968, т.VI, вып.4, с.541-550.
46. *Нариманов Г.С., Тихонравов М.К.* (ред.) Основы теории полета космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1972, 608 с.
47. *Аким Э.Л.* Определение поля тяготения Луны по движению искусственного спутника Луны «Луна-10» // ДАН СССР, 1966, т.170, №4, с.799-802.
48. *Аким Э.Л., Бажинов И.К., Павлов В.П., Почукаев В.Н.* Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников. - М.: Машиностроение, 1984, 288 с.
49. *Келдыш М.В., Лидов М.Л., Микиша А.М., Таратынова Г.П.* Облет Луны с возвращением к Земле и посадкой на территории Советского Союза (1962) /

- В кн.: М.В. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. В.С. Авдеевский, Т.М. Энеев. - М.: Наука, 1988, с.422-457.
50. *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.
 51. *Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. - М.: Наука, 1975, 400 с.
 52. Советские космические исследования в 1970г. Луна-16. Луна-17 / Ежегодник Большой Советской Энциклопедии, 1971, вып.15. - М.: Советская Энциклопедия, с.493-499.
 53. *Авербух А.И., Волохов Ю.Д., Королева Л.С.* Методика прицеливания при перелете с Луны на Землю // Космич. исслед., 1973, т.11, с.407-416.
 54. *Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н.* Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли // Космич. исслед., 1971, т.IX, вып.2, с.163-172.
 55. *Ивашкин В.В.* Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. - М.: Наука, 1975, 392 с.
 56. *Ивашкин В.В.* О траекториях возвращения КА с геостационарной орбиты к Земле с использованием гравитационного маневра у Луны // ДАН, 2006, т.409, №6, с.770-773.
 57. *Belbruno E.A., Miller J.K.* Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture // J. of Guidance, Control and Dynamics, 1993, v.16, №4, p.770-775.
 58. *Yamakawa H., et al.* On the Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture // AAS/ AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Victoria, USA, 1993, Paper AAS 93-633, 20 p.
 59. *Bello Mora M., et al.* A Systematic Analysis on Weak Stability Boundary Transfers to the Moon / 51st International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, Brazil, 2000. Paper IAF-00-A.6.03, 12 p.
 60. *Ивашкин В.В.* О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной // ДАН, 2002, т.387, №2, с.196-199.
 61. *Uesugi, Kuninori.* Space Odyssey of an Angel – Summary of the Hiten's Three Years Mission // AAS/GSFC Intern. Symposium on Space Flight Dynamics, 1993, AAS Paper 93-292, 20 p.
 62. *Ивашкин В.В.* О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения // ДАН, 2004, т.398, №3, с.340-342.
 63. *Belbruno E.* Lunar Capture Orbits, a Method of Constructing Earth-Moon Trajectories and the Lunar GAS Mission // 19th Intern. Electric Propulsion Conference, 1987, AIAA Paper 87-1054, 9 p.
 64. *Foing B.H., Racca G.D., et al.* SMART-1 after lunar capture: First results and perspectives // J. of Earth System Science, 2005, v.114, №6, p.687-697.
 65. *Ивашкин В.В., Петухов В.Г.* Траектории перелета с малой тягой между орбитами спутников Земли и Луны при использовании орбиты захвата Луной - М.: Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, 2008, №81, 32 с.