

Работа В.А. Егорова «О некоторых задачах динамики полета к Луне».

В.В. Ивашкин

Ivashkin@keldysh.ru

Говоря о работах по лунным траекториям, в первую очередь следует отметить знаменитую работу Всеволода Александровича Егорова «О некоторых задачах динамики полета к Луне», опубликованную в журнале «Успехи физических наук» в сентябре 1957 году и получившую мировое признание [1]. Здесь дано фото В.А. Егорова.



Рис. 4. В.А. Егоров (1930-2001).

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;
- возможен ли захват 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 сек, 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.

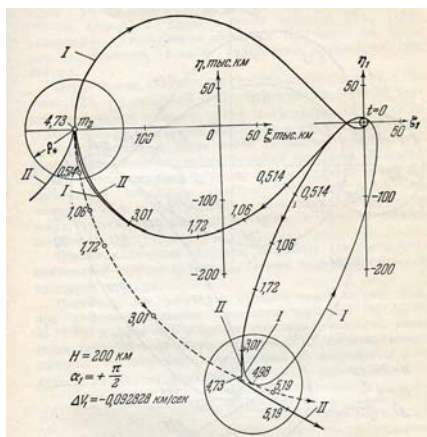


Рис. 5. Численное определение минимальной траектории попадания в Луну на первом обороте движения КА [1].

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.

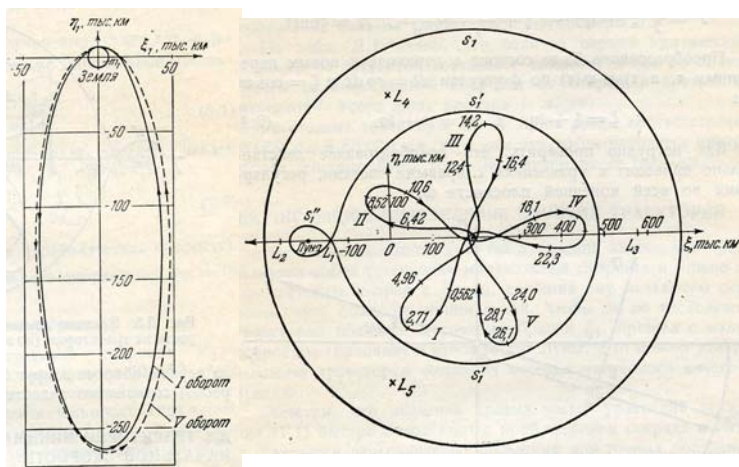


Рис. 6. Эволюция орбиты КА за 5 витков, приводящая к увеличению константы площадей орбиты КА (в инерциальной и вращающейся системах координат) [1].

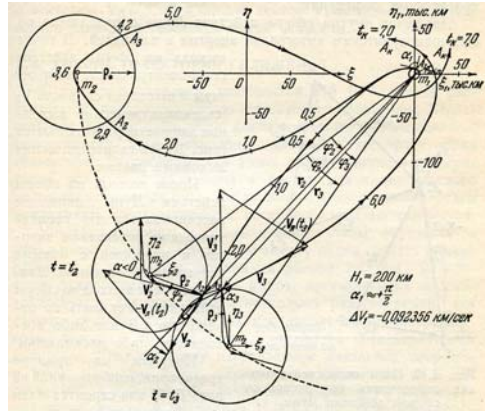


Рис. 7. Схема приближенного расчета движения КА по методу сферы действия Луны [1].

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.

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_{∞} ($V_{\infty \min} \approx 0.8-1$ км/с) и разными векторами «прицельной дальности» \mathbf{d} .
- Это свойство стало основой исследования лунных траекторий в последующих работах других ученых. На рис. 8 иллюстрируются эти свойства.

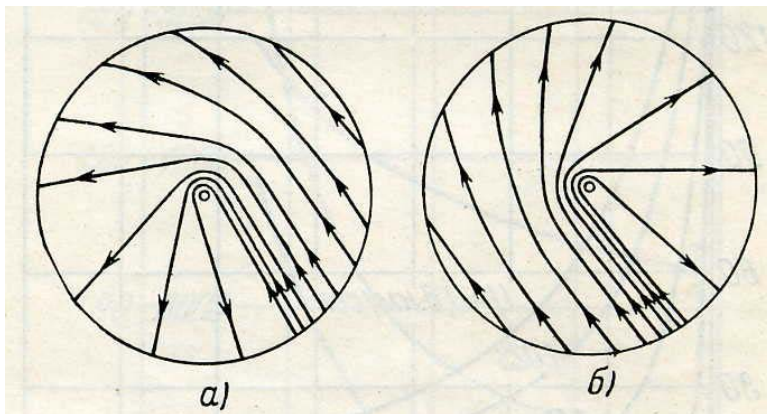


Рис. 8. Пучок селеноцентрических орбит подлета к Луне в сфере действия Луны [1].

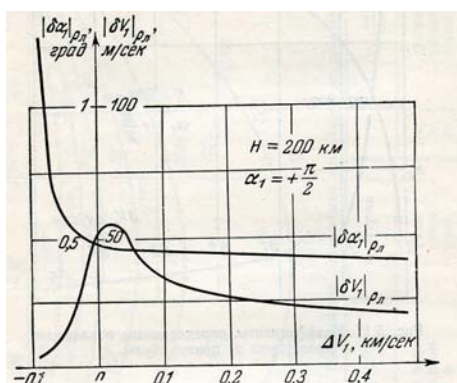


Рис. 9. Величина ошибки, соответствующая отклонению траектории до края Луны [1].

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.

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].

Далее, 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].

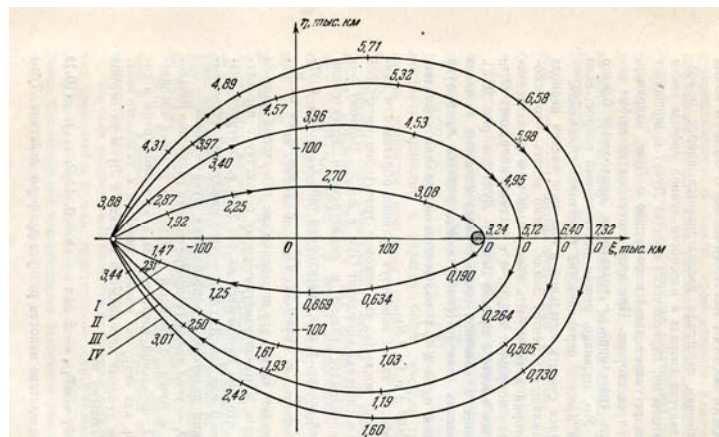


Рис. 10. Траектории периодического облета Луны и Земли [1].

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 1956 г. 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 кандидатской защиты В.А. Егоров развил ее в ОПМ, в отделе Д.Е. Охоцимского 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. Охоцимского, в то время. Скоро теоретические результаты В.А. Егорова стали востребованы для осуществления первых лунных полетов.

Из статьи: В.В. Ивашкин. Лунные траектории космических аппаратов: пионерские работы Института прикладной математики и их развитие. // В кн.: Прикладная небесная механика и управление движением. Сборник статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охоцимского. Составители: Т.М. Энеев, М.Ю. Овчинников, А.Р. Голиков. М.: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. 2010. С. 73-106.