Доклады Академии наук СССР
1957. Том 113, № 1

*МЕХАНИКА*

В. А. ЕГОРОВ

# НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА К ЛУНЕ

*(Представлено академиком М. В. Келдышем 27 IX 1956)*

При современном развитии ракетостроения становится реальным достижение скоростей, достаточных не только для создания искусственного спутника Земли, но и для полета к Луне. Но до сих пор в литературе ([1-5]) не нашли удовлетворительного решения принципиальные вопросы теории полета к Луне: форма и классификация траекторий на пассивном участке, возможность облета Луны с возвращением на Землю, возможность периодического облета Луны и Земли, вопрос о попадании в Луну, а также особенно важный вопрос о влиянии разброса начальных данных на реализацию попадания или облета. Объясняется это принципиальными трудностями. Действительно, в простейшей постановке, при учете лишь главных из действующих на ракету сил, задача сводится к нерешенной в механике круговой ограниченной задаче трех тел ($m_1$ — Земля, $m_2$ — Луна, $m_0$ — ракета). В 1953—1955 гг. нами была предпринята попытка систематического исследования плоской задачи. Для нахождения интересующих нас траекторий и определения влияния разброса начальных данных теоретические методы дополнялись численными, с применением электронных машин. Ниже излагаются основные результаты решения указанных выше задач *.

1. Задача о попадании в Луну. Найден метод определения начальных данных, отвечающих попаданиям. Строго доказано, что минимальное расстояние $\rho$ ракеты от центра Луны является квадратичной, а не линейной функцией ошибок в начальных данных, так что точное попадание в Луну есть более легкая задача, чем попадание в непритягивающую точку, движущуюся так же, как Луна. Для значения угла $\alpha_1$ между начальными геоцентрическими радиусом $r_1$ и скоростью $V_1$, равного $\pi/2$, найдены зависимости от $V_1$: для времени полета, углового расстояния точки старта и точки попадания и для коэффициентов $k_i$ в выражениях $\rho_i = k_i(\delta x_i)^2$ (где $\delta x_i$ — вариация $i$-го начального данного) в диапазоне $-0{,}1 < \Delta V_1 < 0{,}5$ км/сек, где $\Delta V_1 = V_1 - V_п$, а $V_п^2 = 2fm_1/r_1$. Оказалось, что минимальные $\Delta V_1$, отвечающие попаданию, принадлежат этому диапазону и что ход зависимостей для $\Delta V_1 > 0{,}5$ является уже асимптотическим (к величинам, отвечающим $\Delta V_1 = \infty$). Оказалось также, что неучет притяжения Луны дает $\rho \leqslant 1$ км, если $\Delta V_1 \geqslant 0$. С убыванием $\Delta V_1$ промах $\rho$ быстро растет. Наименее благоприятными в смысле точностей являются скорости, близкие к минимальным; наиболее благоприятными — скорости, несколько меньшие $V_п$. При $V_1 < V_п$ попасть в Луну можно как восходящей, так и нисходящей ветвью траектории, но точности попадания нисходящей ветвью в 2—5 раз хуже точностей попаданий восходящей ветвью при тех же $\Delta V_1$. Влияние ошибки в начальной высоте для всех случаев оказалось практически несущественным.

Пример. Ошибки $\delta V_1 = 10$ м/сек, $\delta\alpha_1 = 10^{-2}$, $\delta r_1 = 50$ км вызывают,

* Получены автором в Математическом институте АН СССР и доложены там в феврале 1956 г.

*1957 г. Сентябрь* *Т. LXIII, вып. 1*

*УСПЕХИ ФИЗИЧЕСКИХ НАУК*

# О НЕКОТОРЫХ ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА К ЛУНЕ

*В. А. Егоров*

## ВВЕДЕНИЕ

При современном развитии ракетостроения становится реальным достижение скоростей, достаточных не только для создания искусственного спутника Земли, но и для полета к Луне. Однако до сих пор в литературе [1–5] не нашел удовлетворительного решения ряд важных вопросов теории полета к Луне: о форме и классификации траекторий на пассивном участке, о возможных траекториях облета Луны с возвращением к Земле, о возможности периодического облета Луны и Земли, вопрос о минимальных начальных скоростях, потребных для достижения Луны, и о попадании в Луну, а также весьма важный вопрос о влиянии разброса начальных данных на характеристики различных траекторий полета к Луне. Объясняется это определенными трудностями. Действительно, можно показать, что в простейшей постановке задача сводится к нерешенной в механике круговой ограниченной проблеме трех тел.

В 1953—1955 гг. в Математическом институте АН СССР было проведено систематическое исследование упомянутого выше круга вопросов и проведены численные расчеты с применением быстродействующей цифровой электронной машины. Основные результаты этой работы изложены в настоящей статье *).

В § 1 производится сведение задачи к круговой ограниченной проблеме трех тел: Земля, Луна, ракета. Уравнения этой задачи в системе координат, вращающейся вместе с прямой, соединяющей центры Земли и Луны, имеют интеграл энергии (Якоби). Это позволяет осуществить, следуя Хиллу [7], энергетический подход к задаче и получить точное теоретическое решение вопроса о минимальных начальных скоростях, потребных для достижения Луны (§ 2).

Однако фактическое определение траекторий с минимальной скоростью методом численного интегрирования показывает, что эти траектории долгое время остаются близкими к эллипсам с фокусом в центре Земли, и что, прежде чем достигнуть Луны, ракета должна сделать вокруг Земли достаточно большое количество оборотов (порядка сотен и более). Поэтому указанные траектории не представляют практического интереса. Оказывается также, что минимальные скорости, потребные для достижения Луны на первом обороте, можно вычислять из условия попадания в Луну, полностью пренебрегая ее влиянием (§ 3).

В § 4 устанавливается невозможность захвата снаряда сферой действия Луны для траекторий, начинающихся у Земли и сближающихся с Луной на первом обороте (траекторий сближения).

---

*) Доложены в Математическом институте АН СССР в феврале 1956 г. Краткое сообщение имеется в заметке [18].

Reprint from

**VIIIth International Astronautical Congress, Barcelona 1957**

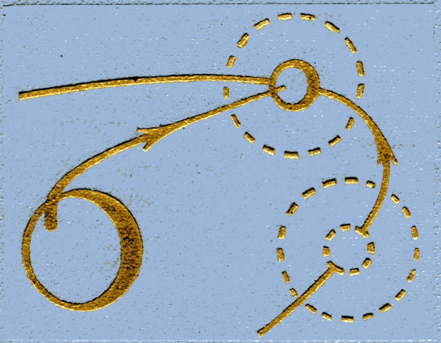
Proceedings

Springer-Verlag · Wien 1958 

Михаилу Львовичу Лидову
в память о крахе
этого "невразумие"
Вл. Егоров.
30 X 58

**В. А. Егоров:**

Некоторые задачи динамики полета к луне (тезисы к докладу)



В. А. Егоров

# ПРОСТРАНСТВЕННАЯ ЗАДАЧА ДОСТИЖЕНИЯ ЛУНЫ

В. А. ЕГОРОВ
Л. И. ГУСЕВ

# ДИНАМИКА ПЕРЕЛЕТОВ МЕЖДУ ЗЕМЛЕЙ И ЛУНОЙ