

# **Отчет 1**

(22 мая 2016 г.)

# Содержание

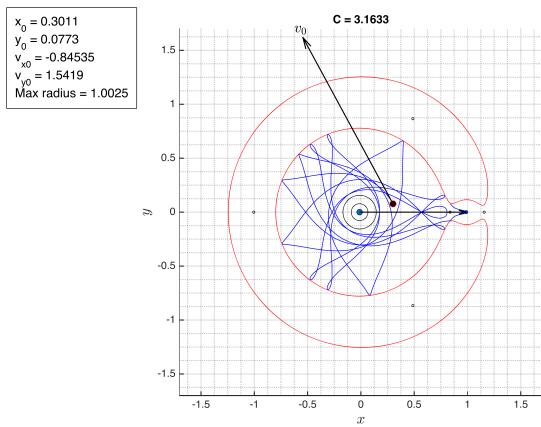
<b>Отчет 1</b>	<b>1</b>
Постановка задачи . . . . .	3
Потенциал Роше . . . . .	4

## Постановка задачи

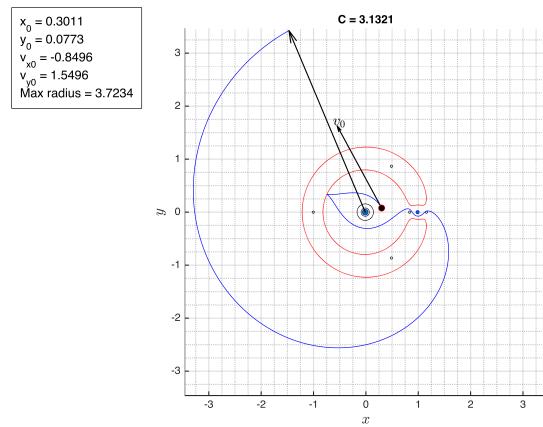
Исходная задача заключается в том, чтобы сообщить спутнику, вращающемуся по орбите Земле, такую начальную скорость, при которой спутник отдалится на значительное расстояние  $R$  от Земли. Возможно следует искать начальную скорость, при которой спутник отдалится от Земли на расстояние  $R < \infty$ .

Следует отдельно отметить, что “основной” мусор, который летает на орбите Земли, находится в промежутке между орбитой МКС и орбитой захоронения: 300км – 1500км над поверхностью Земли или 6671км – 7871км от центра Земли.

Можно привести пример двух траекторий при разных начальных скоростях, но при одинаковом направлении начальных скоростей, при которых в одном случае спутник улетает на далекое расстояние (за пределы точки окрестности радиуса  $L_2$ ), как показано на (Рис. 1a), в то время, как при небольшом уменьшении начальной скорости (на  $\Delta v_0 = 0.0088$ ) спутник уже не может вылететь из окрестности, как показано на (Рис. 1b).



(a) Пример отсутствия “улета” спутника



(b) Пример “улета” спутника

Рис. 1: Пример отсутствия “улета” спутника при уменьшении начальной скорости на небольшое значение

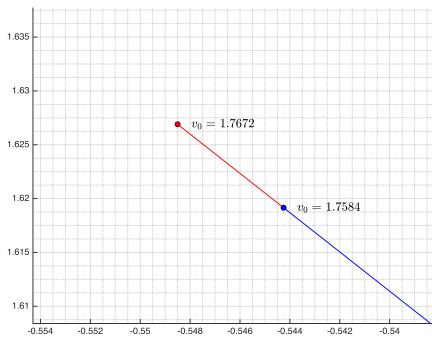
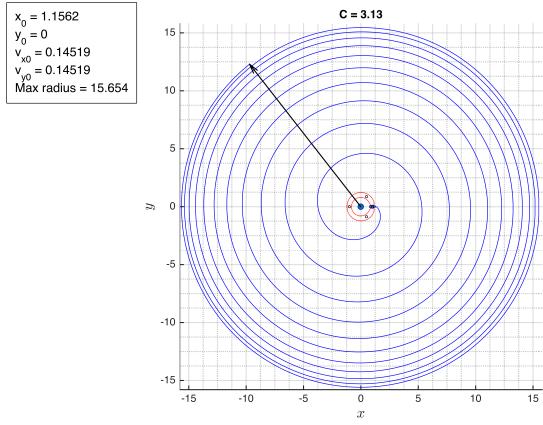


Рис. 2: Разница начальных скоростей

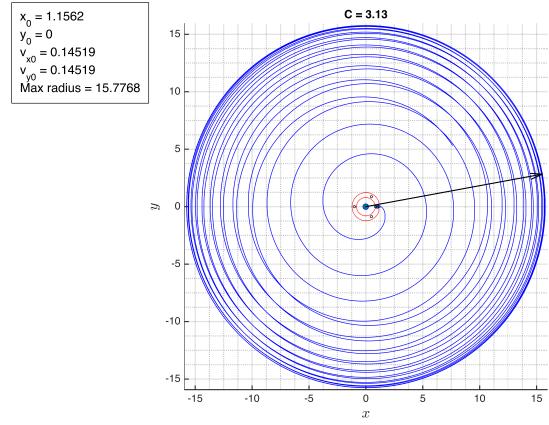
На (Рис. 2) приведены векторы обоих начальных скоростей. Приведенный график показывает, что незначительная разница между начальными скоростями приводит к совершенно разному поведению.

Однако мало учитывать тот факт вылетит ли спутник сквозь проход около точки  $L_2$  или нет, надо также учитывать то, на какое расстояние и вреия требуется отдалить спутник. Можно сообщить такую начальную скорость, что спутник, после прохождения через окрестность точки  $L_2$  будет двигаться практически прямошлинейно от вращающихся Земли и Луны. Однако спутник при небольшой сообщенной началь-

ной скорости не сможет улететь на бесконечность, потребуется достаточно много времени, чтобы он смог потратить всю свою кинетическую энергию, после чего начать возвращаться. Данный процесс можно видеть на (Рис. 3) приведены два графика: на первом виден процесс отдаления спутника от системы Земля-Луна, а на втором виден процесс возвращения.



(a) Процесс отдаления спутника



(b) Процесс возвращения спутника

Рис. 3: Процесс отдаления и возвращения спутника

## Потенциал Роше

Учитывая тот факт, что интеграл Якоби – закон сохранения энергии, его можно переписать в виде:

$$v^2 - 2U = C \Leftrightarrow \frac{1}{2}v^2 - U = \frac{1}{2}C \Leftrightarrow T - \Pi = \tilde{C},$$

где  $T$  – кинетическая энергия, которая зависит от квадрата скорости,  $\Pi$  – потенциальная энергия, которая зависит от потенциального поля. Потенциальное поле в круговой ограниченной задаче трех тел называется потенциалом Роше и в канонической системе единиц измерения вычисляется по формуле:

$$\Pi(x, y) = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{\rho_1} + \frac{\mu u}{\rho_2},$$

где  $\rho_1$  – расстояние от спутника до Земли,  $\rho_2$  – расстояние от спутника до Луны.

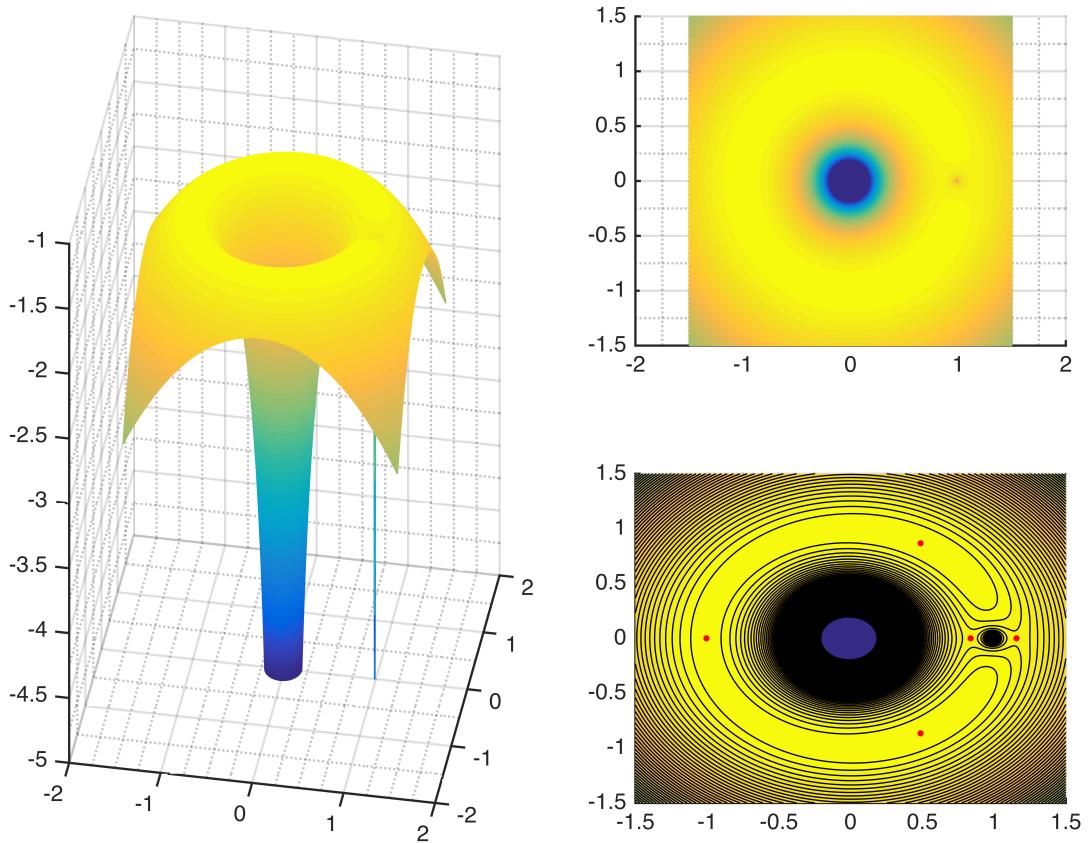


Рис. 4: Потенциал Ропше  $\Pi(x, y)$