

О механизме образования элитных орбит.

А.Т. Серков

Понятие элитных орбит не имеет точного определения. Этот вопрос находится в стадии становления. Обычно под термином элитные имеют в виду наиболее устойчивые или стационарные орбиты, которые подвержены минимальным возмущающим воздействиям. Чаще всего устойчивость орбит связывают с резонансным взаимодействием космических объектов, с соизмеримостью их движений [1, 2]. По мнению А.М. Молчанова «эволюционно зрелые колебательные системы неизбежно резонансны, а их строение задаётся набором целых чисел». В процессе эволюции Солнечной системы благодаря соизмеримостям движений и диссипативному рассеянию гравитационной энергии достигается такое равновесное состояние, при котором орбиты становятся наиболее устойчивыми, элитными.

По мнению Б.И. Рабиновича [3] элитные орбиты задаются ещё на стадии зарождения Солнечной системы и «планетарные и спутниковые системы, имеющие орбиты, близкие к круговым, порождаются суперэлитными кольцами».

Дальнейшим развитием проблемы элитных орбит является квантовомеханический подход к её рассмотрению. Родоначальником этого направления, по-видимому, был Н.Г. Четаев [4]. По его мнению «устойчивыми могут быть лишь некоторые, исключительные траектории – аналогично тому, как в квантовой механике устойчивы лишь исключительные орбиты электронов». Использование «электронной» аналогии открывает широкие методологические возможности для рассмотрения проблемы элитных орбит, в частности различных возможных механизмов их возникновения.

Для атомных систем характерно выражение орбитальных расстояний r_n так называемой точечной функцией:

$$r_n = kn^2, \quad (1)$$

которая выражается в виде ряда квадратов целых чисел n или формулой Н. Бора:

$$r_n = (\hbar/m_e b_c) \cdot n^2, \quad (2)$$

где \hbar - постоянная Планка, m_e - масса электрона, b_c - постоянная тонкой структуры.

Существование определенной закономерности планетных и спутниковых расстояний хорошо известно. Длительное время для выражения этой закономерности использовали эмпирическое правило Тициуса-Боде, согласно которому орбитальные расстояния выражаются геометрической прогрессией [5]. В последнее время для этой цели всё чаще используется точечная функция (формула Бора), из которой вытекает квантование орбит в планетной и спутниковых системах, рассматривая целое число n , как главное квантовое число. Значительный вклад в развитие квантовомеханического подхода внёс А.М. Чечельницкий [6], которому на основе полученных количественных зависимостей даже удалось предсказать орбиты нескольких новых спутников Урана. В работе Ф.А. Гареева [7] для орбитальных расстояний в планетной и спутниковых системах приводится квантовомеханическое выражение вида:

$$r_n = (\hbar^2/GMm_G^2) \cdot n^2, \quad (3)$$

где \hbar - постоянная Планка, G - гравитационная постоянная, M - масса центрального тела, m_G - масштабный множитель, имеющий размерность массы. В соответствии с приведенной

формулой Меркурий занимает 3-ю орбиту, Венера, Земля, Марс соответственно 4, 5, и 6-ю. Плутон находится на последней 30-й орбите. Автор пишет, что «из сравнения наблюдаемых секторальных скоростей, орбитальных расстояний и орбитальных скоростей планет и их спутников, вычисленных в рамках рассматриваемой модели, можно сделать заключение, что в Солнечной системе квантуются секториальные и орбитальные скорости, и орбитальные расстояния планет и их спутников в полной аналогии с квантованием движений электронов в водородоподобных атомах».

Более точно орбитальные расстояния описываются двухчленным выражением:

$$r_n = A + kn^2, \quad (4)$$

где A и k - индивидуальные константы для планетной и каждой спутниковой системы. Ранее было показано [8], что если эти константы нормировать по комплексу $(MT)^{0.5}$, где M и T - масса и период вращения центрального тела, то они становятся инвариантными для всех систем, и уравнение (4) получает форму, пригодную для расчёта r_n для планетной и всех спутниковых систем при условии, что T имеет для Солнца и газожидкостных планет значение, как при вращении единого целого тела:

$$r_n = (A_0 + \alpha n^2) (MT)^{0.5}, \quad (5)$$

где:

$A_0 = A / (MT)^{0.5} = 10,1$, $\alpha = k / (MT)^{0.5} = 2,35 \cdot 10^{-8}$. Здесь A_0 и α экспериментальные значения для твёрдых планет, имеющих точно определяемые периоды вращения. Для газожидкостных планет и Солнца периоды вращения как единого целого рассчитываются в соответствии с рекомендациями [8]. Используя численные значения A_0 и α преобразуем выражение (5) в:

$$r_n = (4,3 + n^2) \alpha (MT)^{0.5}. \quad (6)$$

Рассмотрим более детально константу α . По аналогии с уравнением, полученным Ф.А. Гареевым (см. уравнение 3), можно предположить, что в состав константы α входит гравитационная константа тяготения G . Примем, что $\alpha = (G/C)^{0.5}$, где C – некоторая постоянная величина, имеющая размерность скорости, см/с. Тогда выражение для орбитальных расстояний примет окончательный вид:

$$r_n = (4,3 + n^2) (GMT/C)^{0.5}, \quad (7)$$

где константа C имеет величину $C = G/\alpha^2 = 6,67 \cdot 10^{-8} / (2,35 \cdot 10^{-8})^2 = 1,21 \cdot 10^8$ см/с. Уравнение (7) устанавливает квантовую ($n^2!$) зависимость расстояния до элитных орбит в планетной и спутниковых системах от гравитационной постоянной, массы и периода вращения центрального тела, а также константы C с размерностью скорости, физический смысл которой будет рассмотрен позже.

Рассмотрим проблему квантования энергии при переходе с одной элитной орбиты на другую. Переход орбитального тела с орбиты r_1 на более низкую орбиту r_2 сопровождается изменением потенциальной DE_p и кинетической энергии DE_k в размере:

$$DE_p = GMm/r_1 - GMm/r_2 = GMm(1/r_2 - 1/r_1), \quad (8)$$

$$DE_k = 0,5mv_2^2 - 0,5mv_1^2 = 0,5m(GM/r_2 - GM/r_1) = 0,5GMm(1/r_2 - 1/r_1). \quad (9)$$

Из приведенных уравнений (8, 9) видно, что при переходе с орбиты r_1 , на более низкопотенциальную орбиту r_2 в кинетическую энергию превращается только $0,5DE_p$. Вторая половина потенциальной энергии остаётся неизрасходованной и служит энергетическим барьером между двумя элитными орбитами. Это одно из следствий известной теоремы вириала Р. Клаузиуса. В атомных системах этот барьер преодолевается путём излучения кванта электромагнитной энергии при переходе электрона с одной разрешённой орбиты на другую. Учитывая формально одинаковые энергетические зависимости, можно предположить, что такой же механизм имеет место в гравитационных системах. И тут встают сакраментальные вопросы о гравитационном излучении и возможности существования разрешённых (неизлучающих) и неразрешённых (излучающих) орбитах. Второй из них пока ещё не нашёл удовлетворительного решения и для атомных систем. Решение этих вопросов на наш взгляд связано с проблемой деформации гравитационного поля за счёт вращательного движения центрального тела планетной или спутниковой системы.

Рассмотрим особенности гравитационного поля тела, вращающегося вокруг собственной оси и не вращающегося тела. Отметим сразу, что речь идет о собственном вращении вокруг своей оси, а не вращении вокруг оси в результате планетарного движения вокруг центрального тела. Гравитационное поле представим в виде силовых линий или линий напряженности, симметрично исходящих из центра тела. При поступательном движении тела его гравитационное поле перемещается вместе с телом без каких-либо изменений. Этого нельзя сказать о вращательном движении. Вследствие роста окружной скорости с увеличением радиуса гравитационное поле подвергается сдвиговой деформации. Сдвиг продолжается до тех пор, пока упругие силы поля не остановят его и вызовут релаксацию поля. Начинается поперечное колебательное движение поля. Поскольку вращательное движение тела осуществляется непрерывно, колебательное движение фиксируется в виде «стоячей» объёмной поперечной волны. Иными словами, на разном расстоянии от поверхности тела поле обладает различной ориентацией своей напряженности. Радиальная ориентация, характерная для не вращающегося тела, чередуется с концентрической ориентацией. Области с концентрической ориентацией напряженности гравитационного поля не оказывают или оказывают меньшее сопротивление движению орбитальных тел. Это – разрешённые, элитные орбиты.

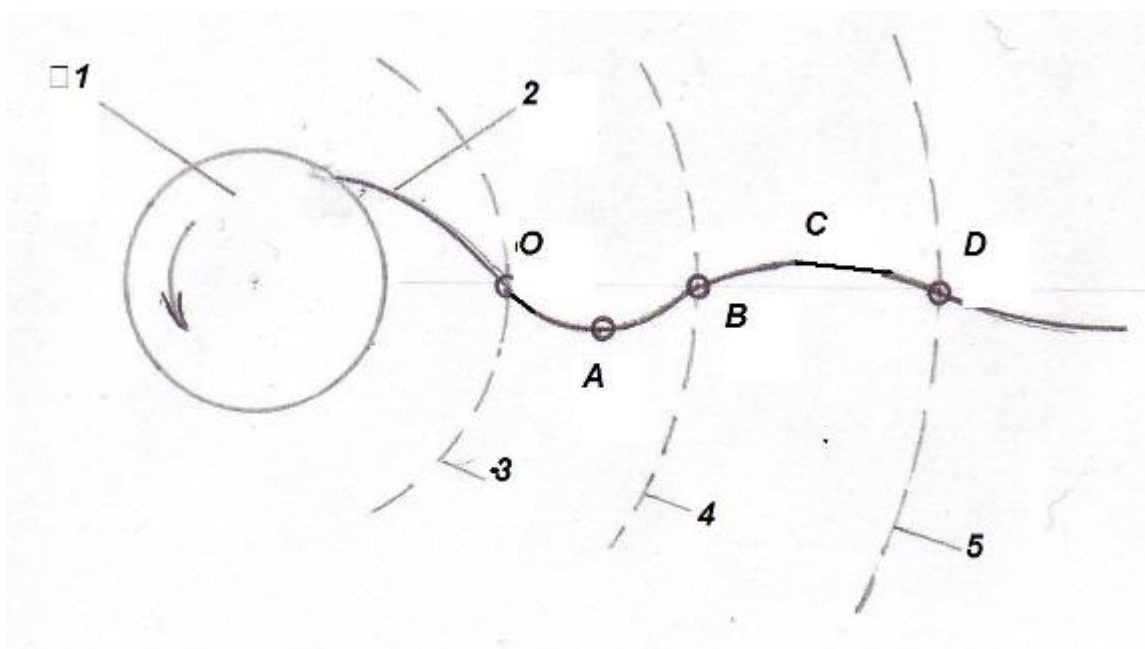


Рис.1. Схема образования элитных орбит: 1- вращающееся центральное тело, 2- сдвиговая

деформация силовой линии гравитационного поля, 3, 4, 5- элитные орбиты, А, С- максимальные отклонения силовой линии, соответствующие максимальной радиальной ориентации и гравитационному сопротивлению, О, В, D- точки фазового изменения, соответствующие максимальной концентрической ориентации гравитационного поля и минимальному сопротивлению.

Поясним изложенный механизм образования элитных орбит графической схемой на рис.1. Центральное тело (1) при своём вращении вызывает сдвиговую деформацию окружающего гравитационного поля, что иллюстрируется изгибом силовых линий (2). В точке А достигается максимальная амплитуда. Под действием сил упругости поле совершает колебательное движение, проходя через точку смены фаз В, максимальное отклонение в точке С и снова смену фаз в точке D. Из рисунка видно, что в областях смены фаз колебательного движения наблюдается преимущественно концентрическая ориентация силовых линий. Проходящие через эти области окружности (3, 4 и 5) соответствуют элитным орбитам. При движении орбитальных тел по этим орбитам происходит минимальное пересечение силовых линий или пересечение под малым углом, что сопровождается минимальным гравитационным сопротивлением. Области, расположенные между точками смены фаз, особенно на участках максимальной амплитуды обладают наибольшей радиальной ориентацией и соответственно самым большим гравитационным сопротивлением движению орбитальных тел. Это тот энергетический барьер, при преодолении которого реализуется вторая половина потенциальной энергии, о чём говорилось ранее. Подтверждением или, напротив опровержением предложенного механизма образования элитных орбит могут быть данные по орбитальному движению спутников вокруг вращающихся и не вращающихся центральных тел, например Земли и Луны. Спутники у вращающихся центральных тел должны испытывать меньшее гравитационное сопротивление и тормозиться медленнее, чем спутники у не вращающихся тел.

По аналогии с электродинамикой силу гравитационного торможения (трансверсальную силу) f можно выразить уравнением:

$$f = (v/C)^2(GMm/r^2), \quad (10)$$

где v - орбитальная скорость, C - скорость распространения гравитационного излучения (динамическая гравитационная постоянная), G - гравитационная постоянная тяготения, M и m - масса центрального и орбитального тела, r - орбитальное расстояние. В приведенном уравнении для орбитального тела, движущегося по известной орбите, содержится две неизвестных величины f и C . Силу f можно вычислить по закону импульса силы. Тогда становится доступной для вычисления константа C , которая по определению, вытекающему из уравнения (10) является скоростью гравитационного излучения. Для не вращающегося центрального тела, где пересечение силовых линий происходит под прямым углом, получаемое экспериментальное значение константы C должно быть максимальным и истинным.

Расчёт величин f и C для не вращающегося центрального тела – Луны выполнен по данным орбитального движения спутника Луны Smart-1, который запущен Европейским космическим агентством в октябре 2004 г. С 28.02.05 по 18.07.05 г. (140 дней) он находился в «свободном» полете, т.е. без включения двигательной установки. За это время среднее расстояние от Луны уменьшилось с $3,413440 \cdot 10^8$ до $3,402511 \cdot 10^8$ см. Соответственно орбитальная скорость спутника повысилась с $1,198424 \cdot 10^5$ до $1,200470 \cdot 10^5$ см/с. Среднее усилие гравитационного торможения (трансверсальная сила) по закону импульса силы равно:

$$f = m (v_2 - v_1)/t = 0,367 \cdot 10^6 (1,200470 - 1,198424) \cdot 10^5 / 12,1 \cdot 10^6 = 5,823 \text{ дин.}$$

Здесь m - масса спутника, равная 367 кг, v_1 и v_2 – скорости спутника до и после торможения, t - время полета. Скорость гравитационного излучения (константа C) рассчитывалась по предложенному ранее уравнению $f = (v/C)^2(GMm/r^2)$:

$$5,823 = (1,438672 \cdot 10^{10}/C^2)(6,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,735 \cdot 10^{26} \cdot 0,367 \cdot 10^6 / 11,614297 \cdot 10^{16})$$

Полученная величина $C = 1,96 \cdot 10^8$ см/с близка к значению $C = 1,21 \cdot 10^8$ см/с, полученному ранее из уравнения (7), что позволяет сделать вывод об идентичности константы C , входящей в оба рассматриваемых уравнения.

На примере эволюции орбиты спутника Smart-1 подтверждается также механизм превращения потенциальной энергии в кинетическую и энергию гравитационного излучения в соответствии с теоремой вириала, см. уравнения (8, 9). При переходе с орбиты 3413,44 км на орбиту 3402,51 км потенциальная энергия снизилась на: $\Delta E_p = mgh = 0,367 \cdot 10^6 \cdot 42,2 \cdot 0,010929 \cdot 10^8 = 0,169 \cdot 10^{14}$ эрг. В кинетическую энергию перешла только половина этой величины: $\Delta E_k = 0,5m(v_2^2 - v_1^2) = 0,090 \cdot 10^{14}$ эрг. Вторая половина пошла на гравитационное торможение и диссипировала в окружающее пространство в виде гравитационного излучения.

Близкое по порядку величины значение константы C получено для спутника Луны – «Луна-10», выведенного на окололунную орбиту 03.04.66 г. Спутник имел массу $m = 240$ кг. В период с 03.04.66 г по 30.05.66 г ($t = 4,84 \cdot 10^6$ с) среднее расстояние спутника уменьшилось с $2,4215 \cdot 10^8$ до $2,4200 \cdot 10^8$ см. Соответственно, орбитальная скорость возросла с $v_1 = 1,421899 \cdot 10^5$ до $v_2 = 1,422339 \cdot 10^5$ см/с. Из уравнения импульса находим среднее значение тормозящей силы:

$$\bar{f} = m(v_2 - v_1)/t = 2,19 \text{ дин}$$

Подставив в уравнение (7), найденное значение тормозного усилия, рассчитаем значение константы C , которое оказалось равным $4,31 \cdot 10^8$ см/с. Это достаточно близко к значению, полученному для спутника Smart-1 ($1,96 \cdot 10^8$), а также из уравнения зависимости планетных и спутниковых расстояний от величины $n^2(MT)^{0,5}$ ($1,21 \cdot 10^8$). Выполненные расчёты носят оценочный характер. Поэтому ни одному из полученных значений C на данном этапе нельзя отдать предпочтение и в последующих расчётах используется среднее значение из полученных трёх – $2,49 \cdot 10^8$ см/с.

Для случая торможения спутника Луна-10 также подтверждается распределение потенциальной энергии на кинетическую и энергию гравитационного излучения в соответствии с теоремой вириала. Потенциальная энергия при снижении спутника на 1,5 км и ускорении лунного тяготения $83,4$ см/с² равна: $\Delta E_p = mgh = 0,24 \cdot 10^6 \cdot 83,4 \cdot 1,5 \cdot 10^5 = 3,0 \cdot 10^{12}$ эрг. В кинетическую энергию за счёт повышения скорости потенциальная энергия перешла в количестве: $\Delta E_k = 0,5m(v_2^2 - v_1^2) = 0,5 \cdot 0,24 \cdot 10^6 (2,023050 - 2,021796) 10^{10} = 1,5 \cdot 10^{12}$ эрг, т.е. 50%. Вторая половина пошла на преодоление гравитационного сопротивления и рассеялась в виде гравитационного излучения.

Гравитационное сопротивление при движении спутников вокруг вращающегося центрального тела - Земли снижается за счёт частичной концентрической ориентации силовых линий по механизму, показанному на рис.1. Поэтому сила гравитационного сопротивления ниже, чем предписывается формулой (10), предусматривающей пересечение силовых линий под прямым углом. Для подтверждения этого вывода ниже рассматривается эволюция орбиты спутника Земли Lageos и Международной космической станции (МКС).

В 1976 и 1992 г NASA выведены на околоземную орбиту близкую к круговой с высотой ~ 6000 км спутники Lageos-1 и 2. Масса каждого спутника 411 кг. Чтобы избежать влияния магнитосферы, спутники выполнены из алюминия в виде сферы диаметром 0,6 м. Многолетние наблюдения показали, что спутники теряют высоту в среднем на 2 м в год.

Поскольку сопротивление за счёт светового давления не позволяет объяснить такое снижение [9], можно предположить, что его причиной служит гравитационное сопротивление. Сила гравитационного сопротивления была рассчитана по уравнению (10). Константа С принята равной $2,49 \cdot 10^8$. Получено значение силы гравитационного сопротивления равное:

$$f = (0,571 \cdot 10^6 / 2,49 \cdot 10^8)^2 (6,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,598 \cdot 10^{28} \cdot 0,411 \cdot 10^6) / (12,23 \cdot 10^8)^2 = 576 \text{ дин}$$

В то же время сила торможения, рассчитанная по закону импульса, имеет значительно меньшую величину:

$$f = 0,411 \cdot 10^6 \cdot 0,046 / 31,5 \cdot 10^6 = 0,6 \cdot 10^{-3} \text{ дин,}$$

что позволяет сделать вывод о справедливости выдвинутого предположения о влиянии вращения центрального тела – Земли на ориентацию гравитационного поля, и снижение благодаря этому гравитационного сопротивления. Орбита с $r_n = 12230$ км приближается к первой (нулевой) элитной орбите 22700 км, где максимальная концентрическая ориентация силовых линий и гравитационное сопротивление практически отсутствует.

Другим примером влияния вращения центрального тела на гравитационное сопротивление может служить эволюция орбиты Международной космической станции (МКС). Она находится на орбите близкой к круговой на высоте 335 км. Масса станции 206 т. Ежедневно она снижается на 150 м.

Если бы МКС обращалась вокруг неподвижного центрального тела с гравитационными характеристиками Земли, она испытывала силу гравитационного сопротивления равную:

$$f = (0,771 \cdot 10^6 / 2,49 \cdot 10^8)^2 (6,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,598 \cdot 10^{28} \cdot 2,06 \cdot 10^8) / (6,713 \cdot 10^8) = 1,75 \cdot 10^6 \text{ дин.}$$

Фактическая сила торможения, рассчитанная по закону импульса, равна:

$$f = 2,06 \cdot 10^8 \cdot 8,61 / 8,64 \cdot 10^4 = 2,06 \cdot 10^4 \text{ дин,}$$

т.е. даже, несмотря на некоторое аэродинамическое сопротивление на высоте 335 км фактическая сила торможения в 85 раз меньше, чем при обращении вокруг не вращающегося центрального тела.

Полученные результаты о слабом гравитационном торможении при орбитальном движении вокруг вращающихся центральных тел хорошо согласуются с известными фактами, что космические тела, не обладающие собственным вращением вокруг своей оси (Меркурий, Луна) или обладающие низкой скоростью вращения (Венера), не имеют спутников. Захваченные ими спутники быстро тормозятся и падают на центральные тела. Напротив, спутники вращающихся центральных тел тормозятся слабо, особенно при движении по орбитам с максимальной сдвиговой деформацией гравитационного поля и соответственно максимальной концентрической ориентацией силовых линий. В объёмной волне максимальная деформация происходит на экваторе и распространяется затем в экваториальной плоскости. Этим объясняется преимущественное расположение планет и спутников в плоскости экватора вращающегося центрального тела. Здесь наибольшая сдвиговая деформация и концентрическая ориентация поля и наименьшее сопротивление движению орбитальных тел. По этой же причине невозможно существование полярных спутников. Их орбита пересекает силовые линии под углом близким к 90° . Вследствие высокого гравитационного сопротивления они быстро тормозятся и падают. Удовлетворительное объяснение получает также одинаковое направление орбитального движения с вращением центральных тел и синхронное вращение планет и Солнца.

Предложенный в данной работе механизм образования элитных орбит основан на анализе эволюции орбит только четырёх космических объектов и поэтому не может рассматриваться, как окончательный. Потребуется изучение значительно большего числа объектов, чтобы подтвердить, внести исправления и дополнения или отвергнуть выдвинутую гипотезу. Тем не менее, автор выражает надежду, что рассмотренные в работе новые идеи могут оказаться полезными для читателя.

Выводы.

1. В космологии отмечается появление значительного числа исследований, объясняющих строение и функционирование планетной и спутниковых систем с квантовомеханических позиций. Основным квантовомеханическим признаком этих систем является выражение планетных и спутниковых расстояний в виде ряда квадратов целых чисел (точечная функция), $r_n = f(n^2)$.
2. Для выражения зависимости планетных и спутниковых расстояний r_n предложено выражение: $r_n = (4,3 + n^2)(GM/C)^{0,5}$, где n - целое число, G - гравитационная постоянная, M и T - масса и период вращения центрального тела, как единого целого, C - константа, равная $1,21 \cdot 10^8$ см/с, предположительно являющаяся скоростью распространения гравитационного излучения.
3. При переходе орбитального тела с круговой орбиты на другую круговую более низко потенциальную орбиту на повышение кинетической энергии расходуется только половина потенциальной энергии. Вторая половина идёт на преодоление гравитационного сопротивления и рассеивается в окружающее пространство в виде гравитационного излучения. Предложено выражение для определения силы f гравитационного сопротивления: $f = (v/C)^2 GMm/r^2$, где v - орбитальная скорость, G - гравитационная постоянная, M и m - масса центрального и орбитального тела, r - радиус орбиты, C - скорость гравитационного излучения, которая рассчитана по приведенному уравнению для двух спутников Луны: Smart-1 и Луна-10. Получены соответственно значения $1,96 \cdot 10^8$ и $4,31 \cdot 10^8$ см/с, близкие к приведенному в п.2.
4. На основе анализа эволюции орбит спутников Луны и Земли показано, что гравитационное торможение при движении вокруг вращающегося центрального тела (Земля) на 2-3 десятичных порядка меньше, чем при движении вокруг не вращающегося тела (Луна). С учётом этого явления предложен механизм образования элитных орбит. При вращении центрального тела происходит сдвиговая деформация гравитационного поля, которая тормозится вследствие высокой упругости поля. Возникает поперечный колебательный процесс. Поскольку вращение идёт непрерывно с постоянной скоростью, фазовые точки (линии) локализуются на определённом постоянном расстоянии от тела. В этих точках силовые линии поля ориентированы концентрически, и движение орбитальных тел здесь происходит без пересечения силовых линий и, следовательно, без потребления энергии. Это элитные орбиты.

Литература.

1. Molchanov A.M., The resonant structure of the Solar system, // Icarus, Int. J. of the Solar system, v.8, №2, 1968.
2. Голдрайх П., В книге: Приливы и резонансы в Солнечной системе, 1975, М., Изд. «Мир», с.217- 247.
3. Рабинович Б.И., Космические исследования, 2007, т.45, №5, с.420- 434.
4. Четаев Н.Г., Об устойчивых траекториях динамики, 1962, М., Изд. АН СССР, с.255.
5. Ньюто М.М., Закон Тициуса-Бодде, 1976, М., Изд. Мир, 190 с.

6. Chechel'nitsky A.M., Horizons and new possibilities for astronomical systems megaspectroscopy, Adv. Space Res., 2002, v.29, №12, p. 1917-1922.
7. Гареев Ф.А., Геометрическое квантование микро- и макро систем. Планетарно-волновая структура адронных резонансов, Сообщения Объединённого института ядерных исследований, Дубна, 1996, с.296-456.
8. Серков А.Т., Элитные орбиты в планетной и спутниковых системах, в печати.
9. Corliss W.R., Science frontiers, 1983, v.25, Jan.-Feb.

О механизме образования элитных орбит.

А.Т. Серков

Краткое содержание

Образование элитных орбит в планетной и спутниковых системах связывается с вращением центрального тела системы. Вращение центрального тела вызывает поперечное колебательное движение окружающего гравитационного поля, в котором чередуются концентрические зоны с преимущественной тангенциальной и радиальной ориентацией силовых линий. В зонах с тангенциальной ориентацией орбитальное тело при своём движении не пересекает силовые линии и поэтому не испытывает гравитационного сопротивления и не тормозится. Движение в таких зонах протекает устойчиво. Орбиты, расположенные в зонах с тангенциальной ориентацией силовых линий, энергетически выгодны, т.е. являются элитными. Проблема механизма образования элитных орбит рассмотрена на основе анализа эволюции орбит спутников, обращающихся вокруг неподвижного центрального тела – Луны (Smart-1, Луна-10) и подвижного тела – Земля (Lageos-1, МКС).

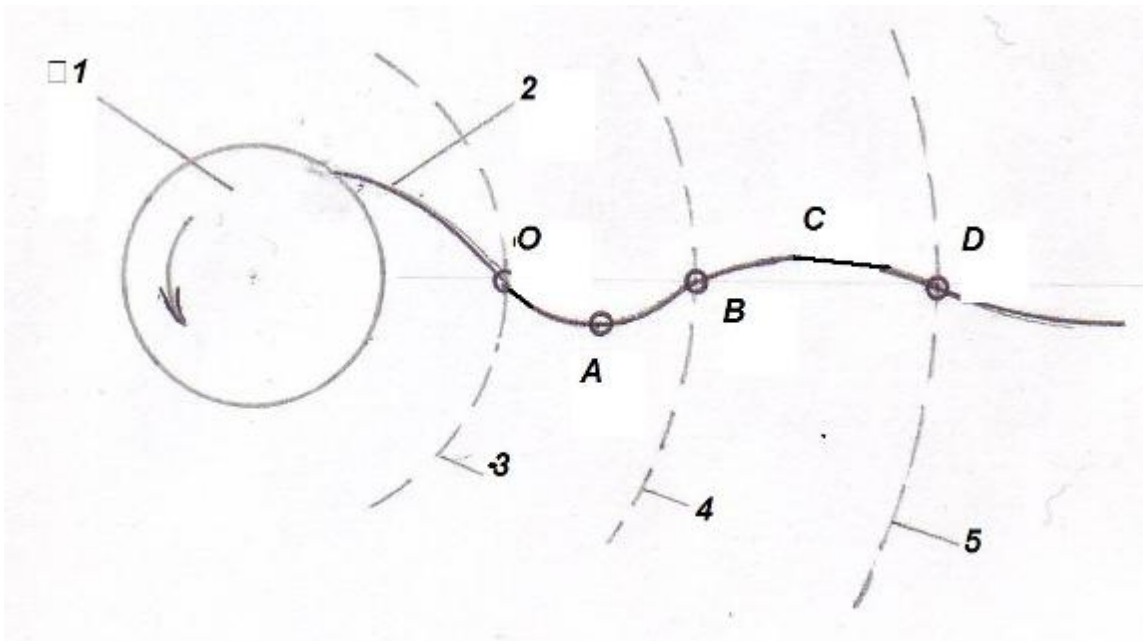


Рис.1. Схема образования элитных орбит: 1- вращающееся центральное тело, 2- сдвиговая деформация силовой линии гравитационного поля, 3, 4, 5- элитные орбиты, А, С- максимальные отклонения силовой линии, соответствующие максимальной радиальной ориентации и гравитационному сопротивлению, О, В, D- точки фазового изменения, соответствующие максимальной концентрической ориентации гравитационного поля и минимальному сопротивлению.

