

В.В. Белецкий

**Движение искусственного
спутника относительно
центра масс**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 52
ББК 22.6
В11

В.В. Белецкий
В11 Движение искусственного спутника относительно центра масс / В.В. Белецкий – М.: Книга по Требованию, 2021. – 414 с.

ISBN 978-5-458-29021-0

После запуска первого искусственного спутника Земли и в связи с последующими успехами в освоении космического пространства резко возрос интерес к различным вопросам, связанным с изучением космоса. В частности, большой интерес представляют вопросы теории движения искусственных космических объектов. Настоящая книга посвящена одному из разделов динамики космических полетов — движению искусственного космического объекта относительно его центра масс. Основная цель книги — описание методов исследования и выявление основных эффектов такого движения. Рассматривается круг вопросов, ограниченный рамками динамики твердого тела.

ISBN 978-5-458-29021-0

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2021

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2021

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

§ 3. Периодические возмущения. Анализ движения на круговой орбите	240
§ 4. Влияние момента сил аэродинамической диссоциации	243
Глава 8. Анализ вековых возмущений при совместном влиянии гравитационных и аэродинамических моментов и эволюции орбиты	251
§ 1. Движение вектора кинетического момента относительно орбиты при наличии ее эволюции	251
§ 2. Уравнения векового движения вектора кинетического момента относительно эволюционирующей орбиты при наличии гравитационных и аэродинамических возмущений	253
§ 3. Предварительный анализ уравнений векового движения. Интегрируемые случаи	259
§ 4. Взаимодействие аэродинамических и гравитационных возмущений. Классификация движений	264
§ 5. Влияние регрессии орбиты	280
§ 6. Средний коэффициент аэродинамического сопротивления	285
Глава 9. Влияние магнитного поля и моментов сил светового давления на вращение и ориентацию спутника	290
§ 1. Влияние взаимодействия магнитного поля спутника с магнитным полем Земли	290
§ 2. Влияние вихревых токов на вращение и ориентацию спутника	297
§ 3. Влияние моментов сил светового давления на вращение и ориентацию спутника Солнца	305
§ 4. Взаимодействие основных возмущений.	312
Глава 10. Движение около центра масс некоторых из запущенных искусственных спутников	317
§ 1. Третий советский спутник	317
§ 2. «Эксплорер-ХI» и «Эксплорер-IV»	341
Глава 11. Использование ориентированного на Землю спутника для исследований, связанных с Солнцем	353
§ 1. Расчет времени освещения при постоянной ориентации орбиты относительно Солнца	354
§ 2. Расчет изменения ориентации орбиты со временем	362
§ 3. Определение полного времени освещения	366
§ 4. Дополнения	375
Приложение 1. О движении твердого тела вокруг закрепленной точки в ньютоновском поле сил	379
§ 1. Уравнения движения. Первые интегралы	379
§ 2. Устойчивость стационарных вращений	382
§ 3. Некоторые случаи интегрирования уравнений и исследования движения	390
Приложение 2. Орбита экваториального спутника Земли	400
Литература	411

ПРЕДИСЛОВИЕ

После запуска первого искусственного спутника Земли и в связи с последующими успехами в освоении космического пространства резко возрос интерес к различным вопросам, связанным с изучением космоса. В частности, большой интерес представляют вопросы теории движения искусственных космических объектов.

Настоящая книга посвящена одному из разделов динамики космических полетов — движению искусственного космического объекта относительно его центра масс. Основная цель книги — описание методов исследования и выявление основных эффектов такого движения. Рассматривается круг вопросов, ограниченный рамками динамики твердого тела.

В основу книги положены ряд опубликованных работ [6—18, 59] автора и лекции, прочитанные им на механико-математическом факультете Московского государственного университета в 1962—1963 гг. Используются также некоторые результаты других авторов.

Задачи, рассматриваемые в книге, неоднократно обсуждались с Д. Е. Охоцимским, М. Л. Лидовым, В. А. Сарычевым, Ю. В. Зоновым. Записи упомянутых выше лекций, сделанные К. С. Жигаловским, существенно помогли работе над книгой. А. И. Лурье и Т. В. Харитонова внимательно прочитали рукопись и сделали ряд ценных замечаний. Всем этим товарищам автор выражает свою глубокую признательность.

В. Белецкий

ВВЕДЕНИЕ

Ряд геофизических и динамических задач, связанных с освоением и изучением космического пространства, требует анализа вращательного движения искусственных космических объектов относительно центра масс. Так, например, исследование излучений Солнца возможно лишь при наличии освещения Солнцем приборов, установленных на искусственном спутнике, а условия освещенности зависят от движения спутников относительно центра масс. От положения спутника относительно набегающего потока зависят показания различных приборов, предназначенных для изучения состава и строения верхней атмосферы; положение спутника относительно магнитного поля Земли влияет на показания магнитометров. Движение около центра масс влияет также на средний коэффициент аэродинамического сопротивления и, следовательно, на параметры орбиты и время существования спутника; есть также ряд других задач, требующих знания ориентации спутника в пространстве.

Другой круг вопросов, требующий анализа движения спутника относительно центра масс, связан с возможностью получения пассивной ориентации спутников, то есть ориентации, обусловливаемой влиянием моментов внешних сил. В этих задачах существенным является нахождение естественных ориентированных положений спутника, анализ устойчивости этих положений и движения в их окрестности.

Как задача механики движение спутника около центра масс представляет и самостоятельный интерес.

Это движение можно разделить на два основных типа. Если кинетическая энергия вращения спутника мала по сравнению с работой внешних сил, то возможно движение либрационного типа, то есть колебания спутника около некоторого среднего положения в системе координат, связанной с каким-либо подвижным направлением (радиус-вектор орбиты, вектор магнитной напряженности земного магнитного поля и т. п.). Такое движение обуславливается ориентирующим действием моментов внешних сил. Движение Луны под влиянием гравитационных моментов Земли относится к указанному типу движения.

Если же кинетическая энергия вращения спутника велика по сравнению с работой внешних сил, то движение на небольшом интервале времени будет близко к невозмущенному, то есть к эйлерову движению свободного тела. Моменты внешних сил будут вносить в движение малые возмущения, которые, однако, могут носить вековой характер (накапливаться с течением времени). Например, ось вращения Земли под действием притяжения Луны и Солнца медленно прецессирует в пространстве. Движение такого типа назовем ротационным.

В классической небесной механике теория движения небесных тел около центра масс развивалась применительно к конкретным телам (Луна, Земля) [94], что позволило сделать ряд упрощений, отсутствующих в общем случае; при этом рассматривалось в основном влияние гравитационных моментов. Сложность задачи о вращательном движении искусственных космических объектов обуславливается произвольностью формы и распределения масс объекта, произвольностью начальных данных, многочисленностью факторов, влияющих на движение. Кроме гравитационных моментов следует учитывать еще аэродинамические и электромагнитные моменты, диссипативные эффекты, связанные с трением оболочки спутника об атмосферу и взаимодействием металлической оболочки с магнитным полем Земли; влияние эволюции орбиты спутника, влияние моментов сил светового давления на космический объект, движущийся по межпланетной орбите, и т. д. Отметим также,

что современные методы исследования (теория устойчивости, теория колебаний, асимптотические методы) позволяют получить новые результаты и в том круге вопросов, которым занималась классическая небесная механика.

В предлагаемой работе, содержащей одиннадцать глав и два приложения, изучаются эффекты вращательного движения искусственных космических объектов и рассмотрены некоторые смежные задачи. Глава 1 посвящена в основном анализу моментов сил, действующих на спутник. Рассмотрены гравитационные моменты как в центральном ньютоновском поле сил, так и, согласно [63], при отклонении поля от центрального. Моменты аэродинамических сил давления и трения выводятся при определенных упрощающих предположениях; упрощения введены и при рассмотрении моментов от взаимодействия магнитного поля спутника с магнитным полем Земли; предлагаются аппроксимирующие выражения для диссипативных моментов сил, вызываемых вихревыми токами в металлической оболочке спутника. Следуя [41], рассматриваются и аппроксимируются моменты сил светового давления.

В этой же главе описываются системы координат и направляющих косинусов, употребляемые в дальнейшем.

В главах 2 и 3 рассмотрены либрационные движения спутников. Здесь показано, что гравитационные моменты обеспечивают устойчивое относительное равновесие спутника на круговой орбите при расположении наибольшей оси эллипсоида инерции спутника по радиусу-вектору орбиты, наименьшей оси — по нормали к плоскости орбиты и, следовательно, средней оси — по касательной к орбите. Исследованы плоские и пространственные колебания около этого положения. На эллиптической орбите такого относительного равновесия не существует. Но анализ нелинейных колебаний на эллиптической орбите показывает наличие устойчивых периодических («эксцентриситетных») колебаний около направления радиуса-вектора. Исследованы условия появления резонанса в плоских и пространственных колебаниях. Возможность практического приложения исследованных в главе 2 эффектов иллюстрируется

описанием (по работе [60]) системы гравитационной стабилизации искусственных спутников. Рассмотрено влияние аэродинамических моментов на колебания спутника около положения относительного равновесия. Следует особо отметить наличие некоторых устойчивых «косых» положений равновесия, когда ось спутника составляет постоянный, отличный от нуля угол с радиусом-вектором орбиты. Такие положения могут возникнуть при взаимодействии гравитационных и аэродинамических моментов. Анализируется влияние сжатия Земли на колебания спутника. Показана возможность стабилизации спутника относительно магнитного поля Земли и, с помощью моментов сил светового давления, относительно направления на Солнце.

Строго говоря, орбита спутника зависит от движения около центра масс. В главе 4 рассматриваются взаимосвязанные задачи о поступательном и вращательном движении спутника в ньютоновском поле сил. Здесь наиболее полно и строго доказывается описанный выше результат об устойчивости относительного равновесия спутника в гравитационном поле. Проанализированы достаточные условия устойчивости в общей форме, оценены допустимые возмущения, на частной задаче рассмотрено влияние формы спутника на его орбиту; рассмотрен ряд других вопросов.

В главах 5—9 излагается теория ротационного движения спутника. В главе 5 выводятся и исследуются уравнения в оскулирующих элементах, наиболее удобные для исследования такого движения. Эти уравнения описывают эволюцию вектора кинетического момента в пространстве и эволюцию эйлерова движения относительно вектора кинетического момента. Исследование возмущенного движения удобно проводить асимптотическими методами теории колебаний. Осреднение по быстрому вращению и по орбитальному движению центра масс спутника позволяет выявить вековые эффекты возмущенного движения. Более точное приближение к решению («второе приближение») получается осреднением только по быстрому вращению (без осреднения по орбитальному движению). Показано, что в интересном для практики случае динамически симметрич-

ного спутника при возмущениях, имеющих потенциал, возмущенное движение «во втором приближении» разлагается на квазирегулярную прецессию вокруг вектора кинетического момента и на прецессионно-нутационное движение этого вектора, сохраняющего постоянную величину; при этом уравнения движения вектора кинетического момента не зависят от других уравнений и для некоторых важных случаев могут быть проинтегрированы до конца. Аналогичные методы исследования могут быть применены при произвольных моментах (в частности, при диссипативных) и для произвольного спутника, обладающего трехосным эллипсоидом инерции.

В этой же главе рассмотрены некоторые вероятностные характеристики невозмущенного движения.

В главе 6 рассматривается влияние гравитационных возмущений. С помощью интеграла Якоби исследуются для круговой орбиты области возможных движений оси динамически симметричного спутника. Показано, в частности, что ось динамически вытянутого спутника может совершать ограниченные колебания в окрестности радиуса-вектора орбиты, а ось динамически сжатого спутника — в окрестности нормали к плоскости орбиты. Если же составляющая абсолютной угловой скорости по оси симметрии все время остается равной нулю, то ось динамически сжатого спутника может совершать ограниченные колебания в окрестности касательной к орбите. Если кинетическая энергия относительного вращения спутника достаточно велика, то областью возможных движений становится вся единичная сфера и движение можно рассматривать как ротационное. Для такого движения исследуются вековые гравитационные возмущения и общие особенности движения на круговой и эллиптических орбитах; для круговой орбиты, согласно общей теории главы 5, построено решение «во втором приближении» в эллиптических функциях; аналогичное приближенное решение получено для эллиптической орбиты. Сравнение с численным интегрированием точных уравнений показывает, что решение «второго приближения» обладает очень высокой точностью.

Основной эффект гравитационных возмущений — вековая прецессия вектора кинетического момента вокруг

нормали к плоскости орбиты. На этот эффект накладываются периодические нутационные колебания вектора кинетического момента (период сравним с периодом обращения по орбите). В целом движение вектора кинетического момента таково, что, например, для круговой орбиты этот вектор описывает замкнутую коническую поверхность в орбитальной системе координат (вращающейся вместе с радиусом-вектором орбиты). Для спутника, обладающего трехосным эллипсоидом инерции, как показано в [71], эффекты аналогичны. Аналогичный анализ проведен в главе 7 для аэродинамических возмущений. Здесь основным эффектом является вековая прецессия вектора кинетического момента вокруг направления касательной к орбите в ее перигее; в случае круговой орбиты вектор кинетического момента отслеживает в орбитальной системе координат направление, тем более близкое к текущему вектору скорости, чем больше величины аэродинамических моментов. Таким образом, аэродинамические моменты оказывают определенное стабилизирующее действие на закрученный спутник. Влияние момента сил аэродинамической диссипации приводит, приближенно говоря, к «опрокидыванию» динамически вытянутого спутника (то есть к вращению в режиме «кувыркания») и к стабилизации динамически сжатого спутника (стремление к чистому вращению вокруг оси симметрии). При этом вектор кинетического момента (в пределе — ось вращения) стремится совпасть с направлением касательной к орбите в ее перигее, так что спутник имеет тенденцию установиться в режиме наибольшего аэродинамического сопротивления (в пределах применимости приближенной теории ротационного движения; при достаточно малых кинетических энергиях возможен переход к движению либрационного типа).

В главе 8 проводится анализ совместного влияния вековых гравитационных и аэродинамических возмущений с учетом влияния эволюции орбиты под действием сжатия Земли. Проводится классификация движений.

Торможение спутника в атмосфере и соответствующая эволюция орбиты зависят от движения относительно центра масс спутника через коэффициент аэро-

динамического сопротивления, причем при быстрых вращениях спутника — от некоторого среднего значения этого коэффициента. Определение среднего значения аэродинамического коэффициента и зависимость его от ориентации спутника также рассмотрены в главе 8. В главе 9 изучаются вековые эффекты, вызываемые взаимодействием магнитного поля спутника с магнитным полем Земли. Эти эффекты в основном сводятся к прецессионно-нутационному движению вектора кинетического момента относительно направлений, зависящих от положения орбиты относительно земного магнитного диполя. Диссипативные эффекты, вызываемые вихревыми токами в оболочке спутника, приводят к опрокидыванию или стабилизации спутника (в зависимости, соответственно, от того, вытянутый он или сжатый), причем вектор кинетического момента стремится к некоторому направлению, фиксированному относительно орбиты и земного диполя.

Анализ влияния моментов сил светового давления на спутник Солнца показывает, что эти моменты оказывают определенное стабилизирующее воздействие на закрученный спутник: вектор кинетического момента отслеживает в орбитальной системе координат некоторое направление, тем более близкое к радиусу-вектору, чем больше величина момента сил светового давления. В орбитальной системе вектор кинетического момента описывает замкнутую коническую поверхность. В этой же главе дается анализ совместного влияния основных возмущающих факторов: основной части аэродинамических и магнитных возмущений, гравитационных возмущений, эволюции орбиты.

Глава 10 описывает фактическое движение относительно центра масс некоторых спутников — 3-го советского спутника и — по американским данным [84, 85] — американских спутников «Эксплорер-ХІ» и «Эксплорер-IV». Анализ этого движения показывает, что оно удовлетворительно согласуется с имеющейся теорией.

Глава 11 носит прикладной характер. Здесь исследуются условия освещенности Солнцем приборов, установленных на спутнике, ориентированном на Землю. При заданном угле зрения прибора оптимизация угла

установки прибора на спутнике, часа и дня запуска, а также оптимизация орбиты позволяет обеспечить, даже при малых углах зрения прибора, суммарное время освещения в несколько десятков часов, что вполне достаточно для многих научных исследований.

В приложении 1 рассмотрена задача о движении твердого тела около закрепленной точки в ньютоновском поле сил. Результаты этого приложения частично использованы в главах 1, 2 для объяснения гравитационных эффектов в движении спутников. Эта задача имеет и самостоятельный интерес. Здесь содержится постановка задачи, указаны ее первые интегралы и интегрируемые случаи; дан анализ устойчивости частных решений (постоянных вращений) и исследованы некоторые движения, в которых легко усматриваются эффекты, вызываемые возмущающим действием ньютоновского поля сил.

В приложении 2 рассмотрено движение экваториального спутника Земли. Результаты этого приложения использованы в главах 3, 4.