

## ОКОЛОЗЕМНЫЕ ПОЛЕТЫ

### Глава 4

## ДВИЖЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

### § 1. Параметры орбиты

*Околоземными полетами* мы будем называть полеты в околоземном космическом пространстве, или, как иногда говорят, в «ближнем космосе». Два последних выражения недостаточно четко определены в литературе. С астрофизической точки зрения околоземное космическое пространство представляет собой область, в которой наличие Земли сказывается на состоянии межпланетной среды. С точки зрения небесной механики околоземным пространством является сфера действия Земли — область, в которой движение можно с достаточной степенью приближения считать совершающимся в поле тяготения одной лишь Земли.

Итак, в этой части мы будем заниматься движениями космических объектов, не выходящих за пределы сферы действия Земли и в то же время не задевающих сферу действия Луны (последние будут изучаться в третьей части книги). Предметом нашего изучения будет, таким образом, движение *искусственных спутников Земли*, обращающихся, как известно, по эллиптическим (в частном случае — круговым) орбитам.

На рис. 22 изображена типичная орбита спутника Земли, на которой буквами *П* и *А* изображены соответственно перигей и апогей. Плоскость орбиты спутника определенным образом ориентирована в пространстве, причем, если пренебречь возмущениями (ниже мы увидим, в какой мере это можно сделать), ее ориентация относительно «неподвижных» звезд остается неизменной.

Плоскость орбиты пересекает экваториальную плоскость по *линии узлов*, а точки пересечения орбитой этой плоскости называются *узлами* (в *восходящем узле* спутник переходит из южного полушария в северное, в *нисходящем* — наоборот).

Плоскость орбиты образует с плоскостью земного экватора определенный угол *i*, называемый *углом наклона* или *наклонением*. Этот угол является весьма важной характеристикой орбиты. Когда он равен нулю, то мы имеем дело с *экваториальной орбитой* (рис. 23) — спутник все время летит над экватором. При наклоне

орбиты, равном  $90^\circ$ , орбита называется *полярной*, так как проходит над земными полюсами (рис. 23).

Если движение спутника происходит в том же направлении, что и вращение Земли, то оно называется *прямым*. В противном случае орбита называется *обратной* (рис. 23). Для спутников с обратным движением принято считать угол между плоскостями

орбиты и экватора бóльшим  $90^\circ$  (таким образом, при наклонении  $180^\circ$  мы имеем дело с экваториальным спутником, обращающимся противоположно вращению Земли).

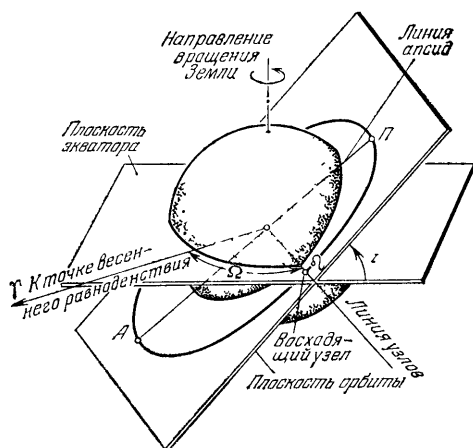


Рис. 22. Орбита спутника Земли:  $i$  — угол наклона,  $\Omega$  — долгота узла.

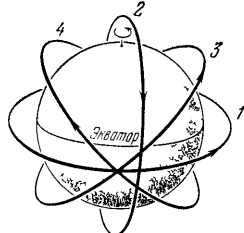


Рис. 23. Орбиты спутников: 1 — экваториальная, 2 — полярная, 3 — прямая, 4 — обратная.

Нетрудно понять, что спутник пролетает только над теми районами земного шара, географическая широта которых (северная или южная) не больше угла наклона. Из пунктов, расположенных севернее или южнее крайних параллелей, спутник, однако, может быть наблюдаем, если он пролетает на достаточно большой высоте. Экваториальный спутник не может быть виден с земных полюсов, как бы высоко ни была расположена его орбита. Полярный спутник, конечно, пролетает над всеми широтами.

Важными характеристиками орбиты спутника являются высота перигея, высота апогея и период обращения спутника, которые наряду с углом наклона плоскости орбиты к плоскости экватора, всегда указываются в официальных сообщениях о запусках спутников (три первых величины не независимы).

Полезно запомнить период обращения для спутника, движущегося по круговой орбите на нулевой высоте, — 84,4 мин. До высоты 1000 км период увеличивается примерно на 1 мин через каждые 50 км.

Зная высоты апогея и перигея, а также диаметр земного шара, легко найти среднее расстояние спутника от центра Земли и экс-

центриситет орбиты. Впрочем, среднее расстояние можно найти, зная период обращения, и по формуле (5) в § 5 гл. 2.

Для специалистов еще важно знать, как расположена орбита в своей плоскости (над какими широтами располагаются перигей и апогей или чему равен угол между линией апсид и линией узлов) и как ориентирована плоскость орбиты в пространстве. Последнее указывается так называемой *долготой узла* — углом  $\Omega$  между некоторым неизменным направлением в пространстве (из центра Земли в точку весеннего равноденствия) и линией узлов. Если, кроме того, знать, в какой момент спутник прошел какую-нибудь конкретную точку своей орбиты (например, перигей), то по формулам небесной механики может быть предсказано положение спутника в околоземном пространстве в любой момент времени.

Однако такое предсказание не может быть точным, если не учитывать возмущения, которые испытывает движение спутника от различных факторов.

## § 2. Возмущенное движение спутника

Вследствие возмущений спутник движется фактически не по эллипсу, а по замысловатой линии, не расположенной, по существу, в одной плоскости и вовсе не являющейся замкнутой, так что, совершив один оборот, спутник не может, строго говоря, оказаться в прежней точке околоземного пространства (его геоцентрические координаты изменятся). И скорость движения спутника изменяется не так плавно, как в эллиптическом движении.

Но, поскольку очень нежелательно отказываться от простого и хорошо изученного эллиптического движения, в небесной механике предпочитают считать, что спутник движется по эллипсу, но сам этот эллипс непрерывно изменяется. Плоскость, в которой он расположен, изменяется: она поворачивается, покачивается. Сам эллипс как бы «дышит», вытягивается или сокращается, поворачивается в своей плоскости, оставаясь, однако, в любой момент эллипсом. Движение спутника по орбите часто сравнивают с движением поезда по рельсам (с очень строгим расписанием!). Это верно, если не учитывать возмущений. В противном случае нужно представить себе железнодорожное полотно, медленно, но непрерывно искривляющееся, ползущее под колесами поезда.

Истинная орбита спутника в каждой своей точке соприкасается с некоторым эллипсом, который в данный момент и представляет собой непрерывно изменяющуюся кеплерову орбиту. Эта орбита называется *оскулирующей*. Скорость спутника равна скорости в той точке оскулирующей орбиты, в которой, в данный момент истинная орбита соприкасается с оскулирующей.

Иными словами, оскулирующая орбита представляет собой такую орбиту, по которой бы начал двигаться в некоторый момент спутник, если бы все возмущения в этот момент внезапно исчезли.

### § 3. Влияние несферичности Земли

Одним из наиболее существенных возмущений орбит спутников Земли являются возмущения, источниками которых служат отклонения земного поля тяготения от сферического. Как известно, Земля не имеет формы шара: в первом приближении она представляет собой эллипсоид вращения, напоминающий «сплюснутый у полюсов шар», у которого полярный радиус на 21 км короче экваториального. В небесной механике Землю иногда представляют в виде шара с надетым на него на экваторе массивным обручем. Вместо полярного сжатия рассматривают «экваториальное вздутие» Земли.

Посмотрим, как влияет экваториальное вздутие на круговую орбиту спутника.

Наиболее сильно оно сказывается на положении плоскости орбиты. Эта плоскость не остается неизменной, а непрерывно поворачивается в пространстве. Если провести перпендикуляр к этой плоскости из центра Земли, то он будет описывать конус вокруг земной оси (рис. 24), напоминающий конус описываемый

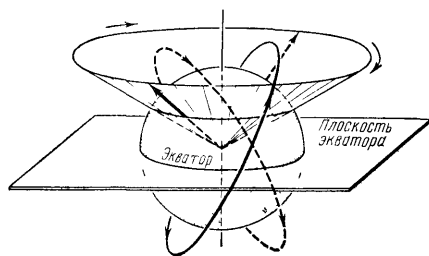


Рис 24. Прецессия плоскости орбиты

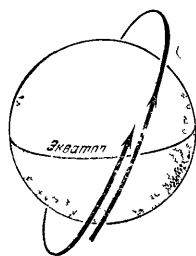


Рис 25. Смещение восходящего узла за один виток

прецессирующим волчком. Поэтому поворачивание плоскости орбиты называется ее *прецессией*. В результате прецессии линия узлов непрерывно отстает, вращаясь в сторону, противоположную движению спутника, т. е. навстречу ему; поэтому при прямом движении спутника он, совершив один оборот, пересекает экватор западнее, чем раньше, даже если предположить, что Земля не вращается (рис. 25). Происходит *регрессия* (отступление) *восходящего узла*. При обратном движении восходящий узел отстает с запада на восток.

Плоскость полярной орбиты неподвижна (это очевидно из соображений симметрии), и восходящий узел в этом случае также неподвижен. Для круговых орбит, близких к экваториальной, отступление восходящего узла происходит быстрее всего <sup>1)</sup>. Для низких орбит оно составляет  $0,6^\circ$  по экватору за один виток, т. е. примерно  $9^\circ$  в сутки. При этом за один виток спутник смещается на 33,5 км в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты. Возмущение от экваториального вздутия быстро падает по мере увеличения радиуса круговой орбиты. Для спутника в районе орбиты Луны смещение узла составляет  $0,6''$  за один виток, а боковое смещение — 0,5 км [2.1]. Смещение узла для первых советских спутников составляло около четверти градуса за сутки полета.

Прецессия плоскости орбиты спутника должна, естественно, учитываться при планировании научных экспериментов. Известно, что в начале космической эры важную роль играли визуальные наблюдения спутников. Если спутник запускался таким образом, что совершал первые витки примерно над линией разграничения дня и ночи, т. е. над полосой сумерек (*сумеречный* или *терминальный спутник* [2.2]), то условия его визуального наблюдения были особенно благоприятны <sup>2)</sup>. Однако движение Земли вокруг Солнца заставляет повернуться в пространстве плоскость окружности разграничения дня и ночи, а сплюснутость Земли — повернуться плоскость орбиты. Вообще говоря, спутник при этом перестает быть сумеречным и начинает заходить в тень. Но если все точно рассчитать и подобрать такую орбиту, чтобы прецессия орбиты компенсировала эффект движения Земли вокруг Солнца, то спутник будет непрерывно купаться в солнечных лучах, что особенно важно, когда он оснащен солнечными батареями (плоскости солнечных элементов при этом должны быть ориентированы на Солнце). Подобная орбита называется *солнечно-синхронной*. Нетрудно сообразить, что она должна быть обратной (наклонение обычно  $98 \div 100^\circ$ ) и настолько близкой к положению, при котором лучи Солнца падают на ее плоскость перпендикулярно, насколько позволяет необходимая скорость прецессии. Примером может служить астрономический спутник TD-1A, запущенный 12 марта 1972 г. Западноевропейской организацией по космическим исследованиям на орбиту высотой от 541 до 547 км, наклонением  $97,5^\circ$  и периодом обращения 97 мин; в течение первых 230 сут своего движения он не заходил в тень. Другим примером служит американский космический аппарат «Серг-2», который не должен был

---

<sup>1)</sup> Это, однако, не значит, что быстрее всего поворачивается и плоскость орбиты. Максимум угловой скорости для нее бывает при наклонениях  $45^\circ$  и  $135^\circ$  [2.1].

<sup>2)</sup> Спутник на низкой орбите можно видеть, когда сам он освещен Солнцем, а небо в пункте наблюдения достаточно темное. Это бывает в сумерках после захода или перед восходом Солнца.

заходить в земную тень в течение многомесячных испытаний ионных двигателей, черпавших энергию от солнечных батарей (§ 8 гл. 5).

На положении плоскости экваториального спутника сжатие Земли, естественно, не сказывается (перпендикуляр к орбите совпадает с осью Земли). Говорить о смещении узла не имеет смысла, так как исчезает понятие узла. Теперь эффект сжатия Земли заключается в убыстрении движения спутника — спутник ощущает «лишнюю» экваториальную массу. Поэтому, если спутник движется над экватором по фактической круговой орбите, его скорость должна быть больше круговой скорости, вычисленной по формуле  $v_{кр} = \sqrt{K/r}$ , которая верна для невозмущенного кеплерова движения. Значит, оскулирующая орбита в любой точке фактической (возмущенной) орбиты будет эллипсом, расположенным вне круговой орбиты (вспомним рис. 16 в § 5 гл. 2).

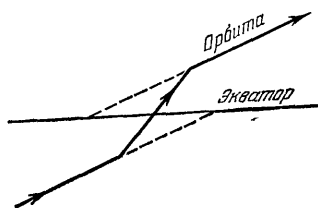


Рис. 26. Наглядное объяснение возмущений от несферичности Земли.

Помимо прецессии, экваториальное вздутие Земли вызывает незначительные колебания плоскости орбиты спутника. Дважды в течение каждого оборота плоскость орбиты как бы «вздрагивает» в тот момент, когда спутник пересекает экватор. Эти колебания, как и прецессию, можно объяснить тем, что «прямой» спутник, испытывая дополнительное притяжение со стороны экваториального вздутия, при приближении к экватору спрямляет свой путь к нему, поворачивая влево (рис. 26) [2.2], в результате чего наклонение увеличивается. После пересечения экватора спутник под действием экваториального вздутия поворачивает вправо, вследствие чего плоскость орбиты принимает прежнее положение. Поскольку экваториальное вздутие Земли не слишком велико, подобное покачивание орбиты происходит, конечно, более плавно, чем это мы для наглядности изобразили. Из рис. 26 видно, что восходящий узел перемещается навстречу спутнику.

Наконец, экваториальное вздутие заставляет большую ось орбиты непрерывно поворачиваться в плоскости орбиты, так что перигей орбиты все время перемещается. Если при запуске спутника, например, перигей был расположен в северном полушарии, то в конце концов он может оказаться в южном. При малом наклонении (меньше  $63,4^\circ$ ) перигей смещается в сторону движения спутника, при большом (больше  $63,4^\circ$ ) — в противоположном.

Наблюдающиеся отклонения движения спутника от того, каким оно должно быть в предположении, что Земля — правильный эллипсоид вращения, помогают уточнить истинную форму Земли, т. е. решить основную задачу геодезии. Математические расчеты

при этом могут отразить истинное положение дел, если неправильности в движении спутника не затушеваны посторонними влияниями, в частности вторым по важности фактором после сплюснутости Земли — сопротивлением атмосферы. Для указанной цели поэтому подходят спутники, летающие выше сколько-нибудь плотных слоев атмосферы и все же не слишком далеко от Земли (на больших расстояниях влияние экваториального вздутия делается несущественным).

Наблюдение движения крохотного американского спутника «Авангард-1» (перигейная высота 650 км, апогейная 3968 км) обнаружало такие неправильности, которые можно было объяснить лишь тем, что Северный полюс Земли находится на 15 м дальше, а Южный на 15 м ближе к центру Земли, чем полюсы симметрично сплюснутой Земли [2.3]. Впрочем, вывод о так называемой «грушевидности» Земли еще нуждается в дополнительной проверке.

На движении не слишком высоко летающих спутников Земли должны отражаться также аномалии силы тяжести, происходящие от более или менее значительных неоднородностей в распределении массы земного шара. Спутник должен по-разному «ощущать» материк и океан, над которыми он пролетает, «чувствовать» горные хребты и, возможно, даже залежи полезных ископаемых. В связи с последним обстоятельством на точные наблюдения искусственных спутников в свое время возлагались особые надежды. Сейчас более перспективными считаются наблюдения земной поверхности из космоса (см. § 3 гл. 6).

Возмущения, происходящие от несферичности Земли, имеют свойство накапливаться, если спутник движется по кратнопериодической орбите (см. § 8 настоящей главы), благодаря возникающему резонансу [2.4].

#### § 4. Эволюция орбиты в земной атмосфере

Сопротивление среды движению спутника определяется формулой [2.1]

$$F_{\text{сопр}} = c_x S \frac{\rho v_{\text{отн}}^2}{2},$$

где  $c_x$  — безразмерный коэффициент сопротивления, принимаемый для верхней атмосферы равным  $2 \div 2,5$ ;  $S$  — площадь максимального сечения спутника плоскостью, перпендикулярной к вектору скорости  $v_{\text{отн}}$  полета спутника относительно среды;  $\rho$  — плотность этой среды. Коэффициент  $c_x$  зависит от формы спутника.

Если пренебречь тем, что верхняя атмосфера частично увлекается вращением Земли (нижние слои атмосферы увлекаются полностью), то сила сопротивления направлена в точности против движения, а скорость  $v_{\text{отн}}$  равна орбитальной скорости

спутника. Поэтому можно считать, что плоскость орбиты под влиянием сопротивления не изменяется, но для не слишком высоких орбит приходится учитывать очень слабый «западный ветер», который приводит к весьма незначительному повороту этой плоскости.

Плотность воздуха убывает с высотой. Она зависит также от температуры и сильно связана с условиями освещенности атмосферы солнечными лучами (зависит от времени суток и времени года) и с активностью Солнца, имеющей 11-летний период. Выше 500 км плотность воздуха может изменяться в 10 раз под влиянием этих факторов.

Возмущающее ускорение (или, если угодно, замедление) от действия сопротивления обратно пропорционально массе спутника и прямо пропорционально площади  $S$ , т. е. определяется «парусностью спутника». На движении полого спутника сопротивление сказывается особенно сильно. Поэтому после запуска на низкую орбиту пустая последняя ступень ракеты-носителя сильнее ощущает сопротивление атмосферы, чем отделившийся от нее контейнер, заполненный научной аппаратурой.

Возмущающие ускорения от сопротивления атмосферы крайне малы и быстро убывают с высотой. Для круговой орбиты, расположенной на высоте 200 км, величина возмущающего ускорения составляет, при некоторых предположениях,  $2,2 \cdot 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>, на высоте 400 км —  $3,1 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>, на высоте 800 км —  $2,6 \cdot 10^{-8}$  м/с<sup>2</sup>. Однако на высоте 100 км это ускорение составляет весьма заметную величину 30 см/с<sup>2</sup> [2.1].

При движении по круговой орбите спутник, теряя вследствие сопротивления свою энергию, будет с каждым витком спускаться все ниже и ниже по скручивающейся спирали, причем каждый виток спирали будет мало отличаться от окружности. Вследствие уменьшения размеров орбиты период обращения будет также уменьшаться. Ниже 110—120 км быстрота увеличения плотности атмосферы резко возрастает и спутник не может завершить очередной виток. Траектория его круто изгибается вниз; спутник падает почти отвесно и, войдя в плотные слои атмосферы, сгорает и разрушается, если не приняты меры к его защите. Критической является орбита на высоте 110—120 км с периодом обращения 86,5—86,7 мин.

Спутник, движущийся по эллиптической орбите, встречает максимальное сопротивление в своем перигее, где плотность среды максимальна, и наименьшее — в апогее (если апогей достаточно высок, то здесь сопротивление может и вовсе отсутствовать). Схематично можно себе представить это таким образом, будто бы спутник на каждом обороте один раз ныряет в более плотные слои атмосферы и, естественно, выходит из них с меньшей скоростью, чем входит. Поэтому его апогей снижается. Поскольку в более высоких слоях атмосферы спутник также встречает некоторое



сопротивление, его перигей опускается, но в значительно меньшей степени, чем апогей. Таким образом, с каждым новым оборотом орбита спутника все более приближается к круговой. Достигнув круговой орбиты, спутник далее спускается по спирали. Общий характер траектории спутника в атмосфере показан на рис. 27, а.

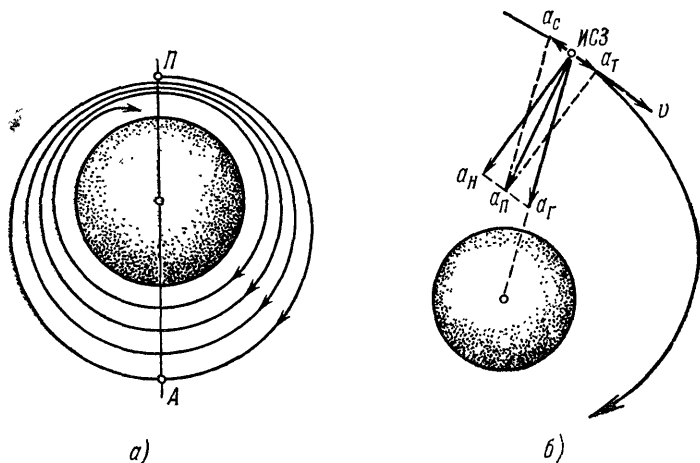


Рис. 27. Снижение спутника в атмосфере: а) вид орбиты; б) объяснение парадокса спутника.

Спускаясь по спирали с круговой орбиты, спутник с каждым витком оказывается на все более низкой почти круговой орбите. Поэтому его орбитальная скорость оказывается больше, чем на предыдущем витке. Спутник получает в направлении своего полета определенное ускорение. Это тангенциальное (касательное) ускорение оказывается в точности таким, какое бы спутник получил, если бы сила сопротивления ... толкала его вперед [2.5]! Этот неожиданный результат математического исследования на первый взгляд кажется совершенно невероятным, но, как показывает рис. 27, б, несмотря на парадоксальность, не содержит в себе ничего таинственного. Движение происходит по спирали (а не по окружности!) и полное ускорение  $a_n$ , являющееся векторной суммой гравитационного ускорения  $a_r$  и ускорения сопротивления  $a_c$ , вполне может быть разложено на тангенциальное ускорение  $a_t$  и нормальное ускорение  $a_n$  (перпендикулярное к касательной к орбите) таким образом, что  $a_c = a_t$ .

Итак, следствием сопротивления атмосферы является не уменьшение, а постепенное увеличение скорости спутника, причем в случае первоначальной эллиптической орбиты речь должна идти об увеличении средней скорости на витке.

Описанное неожиданное следствие сопротивления атмосферы называется *аэродинамическим парадоксом спутника*. Энергетическое

объяснение этого парадокса заключается в следующем: хотя кинетическая энергия спутника и возрастает при спуске, но полная механическая энергия в результате сопротивления убывает (как всегда при сопротивлении), так как потенциальная энергия уменьшается быстрее, чем увеличивается кинетическая.

Тупоносый (или полый) спутник встречает максимальное сопротивление (сильнее всего реагирует на сопротивление) на большей высоте, чем заостренный спутник. Поэтому он раньше переходит с орбиты на крутой спуск и в результате проникает в низкие, более плотные слои атмосферы с меньшей скоростью, а потому и меньше разогревается. Спускаемые отсеки космических кораблей имеют затупленную переднюю часть.

Наблюдение движения некоторых спутников обнаружило такие неправильности их поведения, которые могут быть объяснены лишь внезапным увеличением плотности атмосферы на пути спутников. Это увеличение плотности объясняется действием на атмосферу солнечного излучения. Спутники также ощущают смену дня и ночи, так как днем земная атмосфера как бы вспухает и ее плотность в верхних слоях возрастает.

Предсказание времени жизни каждого конкретного спутника является важной практической задачей. С другой стороны, если масса и размеры спутника неизвестны, о них могут быть сделаны некоторые заключения, если проследить за эволюцией орбиты спутника.

Внимательное наблюдение за торможением спутников (в основном за ходом уменьшения их периода обращения) позволяет рассчитать плотность верхних слоев атмосферы, а это приводит к ценным теоретическим и практическим выводам. В этом отношении полезны спутники шарообразной формы, так как встречаемое ими сопротивление не зависит от ориентации. Подобные шарообразные спутники часто делаются полыми или в виде надувных оболочек, чтобы усилить эффект сопротивления (американские спутники «Эксплорер-9,-17,-19»).

## § 5. Влияние притяжений Луны и Солнца

Оценим величины лунных и солнечных гравитационных возмущений и их влияние на движение спутников.

На рис. 28 показано, как можно построить геометрически путем векторного вычитания возмущающие ускорения от Луны в некоторых точках круговой орбиты радиуса 100 000 км. Чтобы найти вектор возмущающего ускорения  $a_{вА}$  в точке А, нужно из вектора гравитационного ускорения  $a_A$ , сообщаемого в точке А Луной, вычесть вектор гравитационного ускорения  $a_3$ , сообщаемого Луной Земле. Как это делается, показано на том же рисунке. Так как гравитационное ускорение  $a_3$  меньше по величине, чем  $a_A$ ,

то возмущающее ускорение направлено к Луне. Но в точке  $B$  возмущающее ускорение направлено прямо от Луны <sup>1)</sup>, в точках  $C$  и  $D$  — почти к Земле, в точке  $E$  — почти по касательной. Максимальным будет возмущающее ускорение в точке  $A$ , где оно равно  $18 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>, что составляет 0,052% от гравитационного ускорения, сообщаемого в этой точке Землей [2.1].

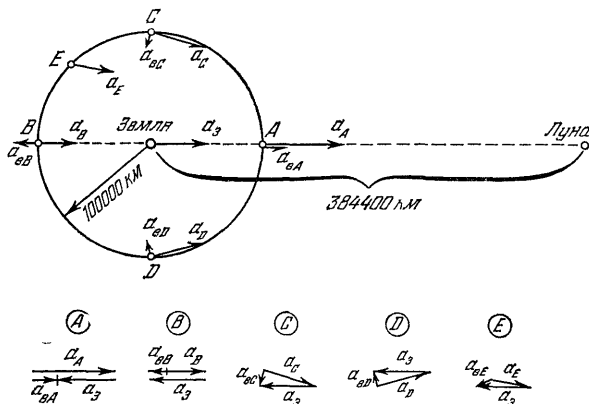


Рис. 28. Возмущающие ускорения от лунного притяжения.

С возмущающими ускорениями от Солнца дело обстоит так, как показано на рис. 29. Солнце находится столь далеко от Земли по сравнению со спутником, что можно считать векторы гравитационных ускорений во всех точках орбиты направленными параллельно. В точке  $A$  гравитационное ускорение максимально, в точке  $B$  — минимально, в точках  $C$  и  $D$  гравитационные ускорения равны примерно полусумме ускорений в точках  $A$  и  $B$  <sup>2)</sup> и равны ускорению Земли. В результате возмущающие ускорения направлены на одной половине орбиты к Солнцу, на другой — от Солнца, причем в точках  $A$  и  $B$  они будут максимальны ( $8,3 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>, или 0,024% местного земного гравитационного ускорения [2.1]), а в точках  $C$  и  $D$  равны нулю (рис. 29).

При этом, чем ближе спутник к Земле, тем меньше возмущения по величине (из-за малой разницы между гравитационными ускорениями спутника и Земли от небесного тела) и в еще более высокой степени меньше та часть, которую они составляют от ускорения земного тяготения. До высоты 20 000 км лунные и

<sup>1)</sup> Тот факт, что Луна на части орбиты как бы отталкивает спутник, не должен нас смущать. Это происходит оттого, что Луна в этих точках слабее воздействует на спутник, чем на Землю.

<sup>2)</sup> Солнце находится так далеко, что в районе Земли его притяжение можно считать равномерно убывающим с удалением от Солнца.

солнечные возмущения меньше возмущений от аномалий силы тяжести, которые обычно не учитываются даже при точных расчетах, выше 20 000 км превосходят их, оставаясь, однако, меньше возмущений от сплюснутости Земли, а выше 50 000 км превосходят и их.

Эффект влияния лунных и солнечных возмущений сильно зависит от формы орбиты и расположения ее плоскости и большой

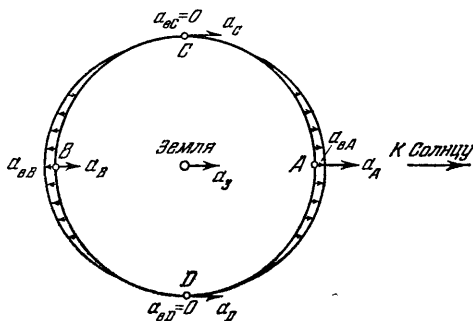


Рис. 29. Возмущающие ускорения от солнечного притяжения.

оси относительно направлений Земля — Луна и Земля — Солнце. Эти возмущения, естественно, не влияют, например, на положение плоскости орбиты, если указанные направления лежат в этой плоскости. Из того, что говорилось выше о солнечных возмущениях в точках *C* и *D* (рис. 29), ясно, что действие Солнца вовсе не должно сказываться на орбите, плоскость которой перпендикулярна к направлению на Солнце. Но уже через 3 месяца вследствие движения Земли вокруг Солнца последнее окажется в плоскости орбиты, как на рис. 29, и солнечные возмущения в точках *A* и *B* достигнут максимальных значений. Эффект их действия в этих точках, однако, будет ничтожен из-за того, что они будут направлены поперек орбитальной скорости. В других точках орбиты в этом смысле эффект должен был бы быть больше, но там сами возмущающие ускорения меньше. Максимальные эффекты лунных возмущений для круговой орбиты высотой 100 000 км за один оборот таковы: увеличение периода обращения на 290 с, уход вперед на 570 км, боковое смещение спутника на 130 км, поворот плоскости орбиты на  $4'10''$ . Солнечные возмущения примерно в 2,2 раза меньше [2.1].

В целом круговые орбиты, даже очень большие, устойчивы против возмущений, если они слабо наклонены к плоскости эклиптики (или к плоскости орбиты Луны). Это ясно видно на примере орбит Луны и планет.

Совсем иначе обстоит дело с сильно вытянутыми эллиптическими орбитами, возмущения которых могут привести к полному разрушению орбиты.

Наиболее серьезно возмущения при этом сказываются на апогее орбиты, где возмущающее ускорение, во-первых, больше, чем в перигее, вследствие удаленности от Земли, во-вторых, по той же причине составляет большую долю от земного притяжения, в-треть-

их, воздействует на сравнительно малую орбитальную скорость. При этом эффект в апогее будет значительным в том случае, если возмущающее ускорение окажется направленным не поперек апогейной скорости (как бывает при совпадении большой оси орбиты с линией Земля — Луна), а по ней или против нее.

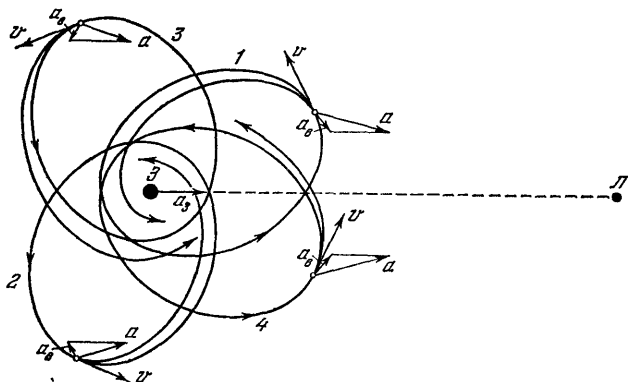


Рис. 30. Лунные возмущения эллиптических орбит.

На рис. 30 изображена примерная картина лунных возмущений для четырех по-разному расположенных одинаковых эллиптических орбит.

В апогеях эллипсов 1 и 2 возмущающие ускорения направлены против скорости, уменьшают ее и тем самым приводят к понижению перигеев. Напротив, в апогеях эллипсов 3 и 4 скорости увеличиваются, что вызывает повышение перигея. Интересно, что величина изменения высоты перигея зависит почти исключительно от высоты апогея и слабо связана с высотой перигея. При апогеях на высотах от 50 000 до 100 000 км изменение высоты перигея за виток достигает нескольких километров и даже десятков километров (65,5 км для орбиты с перигеем на высоте 50 000 км и апогеем на высоте 100 000 км [2.1]).

Если повышение перигея не чревато опасностями для спутника, то понижение его с каждым оборотом в конце концов приведет ко входу спутника в земную атмосферу и гибели его. Для очень больших эллиптических орбит геометрическая картина окажется более сложной, а так как период обращения может стать близок к периоду обращения Луны вокруг Земли, то сильное воздействие на апогейную скорость будет случаться реже, но зато сама апогейная скорость станет так мала, что эффект каждого «судачного» возмущения будет весьма велик.

Судьба спутника с апогеем, находящимся за орбитой Луны, может быть различной. Совместное действие лунных и

солнечных возмущений может привести спутник к гибели в результате опускания перигея или, наоборот, вырвать его из сферы действия Земли и перевести на орбиту искусственной планеты.

С первым случаем космонавтика столкнулась на практике, когда советская станция «Луна-3» после облета Луны оказалась на орбите спутника Земли с апогеем на расстоянии 480 000 км от центра Земли и перигеем на расстоянии 47 500 км (период обращения 15 суток). Апогей с каждым оборотом повышался, но до границы сферы действия было далеко, и понижение перигея привело к гибели станции через полгода, после 11 оборотов.

Второй случай произошел со станцией «Луна-4», которая, пройдя вблизи Луны, оказалась на орбите спутника с апогеем 700 000 км и перигеем 90 000 км (период обращения примерно месяц). За период с апреля 1963 г. до конца года апогей орбиты достиг границы сферы действия Земли.

## § 6. Спутники в точках либрации

Особый теоретический и отчасти практический интерес представляет такое действие притяжения Луны, которое вовсе не разрушает орбиту спутника Земли, но заставляет двигаться его по неизменной круговой возмущенной орбите. Мы уже сталкивались с аналогичным случаем, когда говорили о влиянии сплюснутости Земли на экваториальный спутник.

Пять таких орбит были найдены еще Лагранжем в качестве частных решений задачи трех тел.

Обратимся к рис. 31, а. Будем считать, что Луна движется вокруг Земли по окружности со скоростью  $v_L = 1,02$  км/с<sup>1</sup>), притяжением Солнца пренебрежем.

Предположим, что в точках  $L_1, L_2, L_3, L_4, L_5$ , расположенных относительно Земли и Луны так, как указано на чертеже ( $D$  — расстояние от Земли до Луны, равное 384 400 км), спутники получили определенные начальные скорости.

В точках  $L_1, L_2$  и  $L_3$  начальные скорости такие по величине, будто бы спутники в этих точках движутся как бы прочно скрепленными с прямой Земля — Луна. Величины начальных скоростей легко находятся графическим построением, показанным на рис. 31, а. Скорость в точке  $L_1$  равна  $v_L \cdot 0,85 = 0,87$  км/с, а в точке  $L_2$  составляет  $v_L \cdot 1,17 = 1,19$  км/с.

Оказывается, что и дальше спутники  $L_1, L_2, L_3$  и Луна будут двигаться вокруг Земли, оставаясь все время на одной прямой,

<sup>1</sup>) Такова истинная средняя скорость движения Луны по эллиптической орбите, определяемая как  $\sqrt{f(M+m)/D}$ , где  $D$  — большая полуось орбиты Луны,  $M$  и  $m$  — соответственно массы Земли и Луны, а  $f$  — гравитационная постоянная.

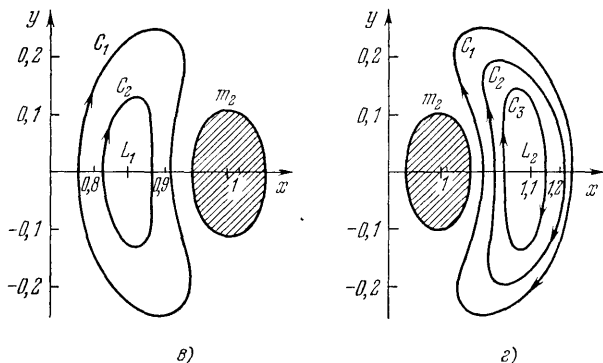
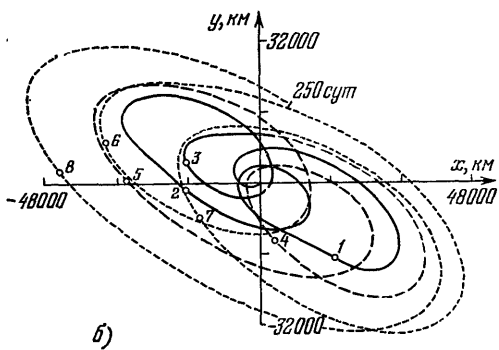
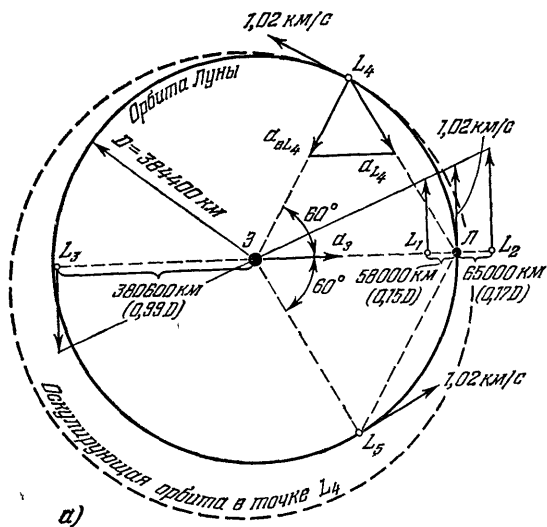


Рис. 31. Спутники в точках либрации: а) положения точек либрации; б) движение спутника, помещенного в точку  $L_4$  под действием солнечных возмущений за 250 сут [2.6]; в) орбита вокруг  $L_1$ ; г) орбита вокруг  $L_2$  [2.7].

т. е. периоды обращения всех четырех тел будут одинаковы. Но это же невероятно! Не могут четыре спутника, находящиеся на круговых орбитах разных радиусов, иметь одинаковые периоды обращения! Но дело в том, что не могут — в задаче двух тел, а мы рассматриваем задачу трех тел, и теперь все обстоит иначе. Орбитальная скорость каждого искусственного спутника не равна местной круговой (относительно Земли) скорости. Так, например, круговая скорость в точке  $L_1$  равна 1,11 км/с, а в точке  $L_2$  — 0,94 км/с, т. е. истинная скорость спутника в точке  $L_1$  меньше, а в точке  $L_2$  больше значения, полагающегося в задаче двух тел.

Что касается скорости Луны, то она и в задаче двух тел должна быть больше местной круговой скорости, так как для нее верна не формула  $v_{кр} = \sqrt{\frac{fM}{r}}$ , а формула

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{f(M+m)}{r}}.$$

Обратимся теперь к точкам  $L_4$  и  $L_5$ , образующим вместе с Землей и Луной два равносторонних треугольника. Сообщим в этих точках спутникам скорости по касательным к орбите Луны, в точности равные скорости Луны. Как мы сейчас выяснили, эти скорости будут больше местной круговой скорости, и, казалось бы, спутники  $L_4$  и  $L_5$ , обладая ничтожной массой, должны двигаться, в отличие от Луны, по эллипсам. Но ничуть не бывало! Притяжение Луны заставляет их двигаться все с той же неизменной скоростью по орбите Луны: один — на  $60^\circ$  впереди Луны, другой — на  $60^\circ$  позади.

Итак, все пять спутников под совместным действием Земли и Луны движутся так, что их первоначальное расположение все время остается неизменным. *В системе координат, вращающейся вместе с линией Земля — Луна, эти пять спутников неподвижны.* В этом смысле их иногда называют «стационарными». Точки  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $L_3$  носят название *коллинеарных* или *прямолинейных точек либрации*, а точки  $L_4$  и  $L_5$  — *треугольных точек либрации*. Попробуем дать объяснение странному поведению спутников в этих точках, воспользовавшись теорией возмущений.

По методу, использованному на рис. 28, построим возмущающие ускорения от Луны. Чтобы не загромождать чертеж, мы для точек  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $L_3$  укажем только конечный результат. Оказывается, в точках  $L_1$  и  $L_3$  возмущающие ускорения направлены от Земли. Вычитаясь арифметически из гравитационного ускорения, сообщаемого спутнику Землей, они как бы погружают спутники в воображаемое ослабленное центральное поле тяготения, для которого «необычные» скорости точек  $L_1$  и  $L_3$  как раз и будут круговыми. То же будет и для точки  $L_2$ , но здесь скорость будет круговой в воображаемом усиленном поле тяготения.



В точках  $L_4$  и  $L_5$  построение возмущающих ускорений показывает, что они направлены к Земле и равны (треугольник ускорений равносторонний) ускорению, сообщаемому Земле Луной. Складываясь с гравитационным ускорением, возмущающее ускорение погружает спутник  $L_4$  (и  $L_5$ ) в усиленное поле тяготения, для которого скорость 1,02 км/с будет местной круговой.

Если бы Луна вдруг исчезла, спутники в точках либрации стали бы двигаться по оскулирующим эллипсам, примерный вид одного из которых — для точки  $L_4$  — показан на рис. 31, а.

Остается только добавить, что *треугольные точки либрации  $L_4$  и  $L_5$  являются устойчивыми, а прямолинейные  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$  — неустойчивыми*. Это значит, что если в начальный момент спутник будет расположен не в точке  $L_4$ , а в малой ее окрестности и будет иметь достаточно малую скорость, то он и дальше останется в этой окрестности. В окрестности же любой из точек  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $L_3$  (сколь угодно близко от них) любая сколь угодно малая сообщенная скорость заставит спутник уйти из этой окрестности [2.5, 2.6].

Свойство устойчивости точек  $L_4$  и  $L_5$  заставило предположить, что, быть может, в окрестностях их могут скапливаться облака космической пыли. И, действительно, такие облака наблюдались в телескоп («облака Кордылевского»). Они показывают, что и в реальной действительности — в некруговой задаче, при участии солнечных возмущений — треугольные точки либрации обладают замечательным свойством удерживать объект около себя.

На рис. 31, б показана проекция на плоскость орбиты Луны траектории материальной точки, помещенной в начальный момент без относительной скорости в точку либрации  $L_4$ , под действием солнечных возмущений. Принято, что орбиты Земли вокруг Солнца и Луны вокруг Земли — круговые, учтен взаимный наклон плоскостей орбит и предполагается, что в начальный момент все три небесных тела были на одной прямой (момент затмения Солнца). Мы видим, что происходит в течение первых 250 суток (цифры указывают счет месяцев от начала движения, ось  $x$  параллельна линии Земля — Луна, пунктирные участки помогают лучше разглядеть кривую). Читатель поверит, что происходит дальше (считала ЭВМ!). Петля, объект к исходу 850 сут удалится на 190 000 км от точки  $L_4$ , затем начнет приближаться, достигнув расстояния 24 000 км к моменту 1460 сут, и т. д. Петли делаются более правильными (особенно крупные), хотя периодически увеличиваются и сокращаются [2.6].

Что касается коллинеарных точек либрации, то, хотя они и не могут удержать около себя объект, вокруг них существуют орбиты, по которым может двигаться космический аппарат. На рис. 31, в и г [2.7] показаны такие орбиты вокруг соответственно

точек  $L_1$  и  $L_2$ , причем учтена эллиптичность орбиты Луны<sup>1)</sup>. Космические аппараты на таких орбитах при наблюдении с Земли кажутся колеблющимися перед Луной и позади Луны. Если же сообщить им небольшой толчок в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты Луны (плоскости чертежа), то они начнут выписывать замысловатые пространственные кривые, оставаясь один впереди, другой позади Луны. Зачем это нужно, мы увидим в § 8 гл. 12.

Если в наших рассуждениях заменить Землю Солнцем, а Луну Землей, то можно предвидеть существование точек либрации в этой системе. В частности, точки  $L_1$  и  $L_2$  будут при этом лежать на линии Солнце — Земля по разные стороны от Земли:  $L_1$  на расстоянии 1,49 млн. км,  $L_2$  — 1,50 млн. км, т. е. вне сферы действия Земли, примерно на границе сферы Хилла и внутри сферы влияния (§ 7 гл. 2). Тела в этих точках могут считаться спутниками Земли (период обращения — 1 год), но могут — и спутниками Солнца (тот же период обращения). Мы обратимся к ним в гл. 15.

### § 7. Влияние давления солнечного света

Влияние давления солнечного света на движение спутников определяется «парусностью» спутника — соотношением между поверхностью спутника и его массой. Чем меньше размеры спутника, тем, вообще говоря, «парусность» спутника больше. По этой причине, например, давление солнечного света даже выметает из Солнечной системы мелкие метеорные частицы. Это объясняется тем, что с уменьшением размеров поверхность уменьшается пропорционально квадрату размера, а масса — пропорционально кубу его, т. е. быстрее.

Световое давление становится ощутимым для небольших легких спутников с высотой полета более 500 км. Ниже большее значение имеют неустойчивые колебания плотности верхней атмосферы [2.1].

Естественно, что главный эффект воздействия световых возмущений наблюдается в тех местах орбиты, где солнечные лучи подгоняют или, наоборот, тормозят спутник.

Сильному световому воздействию подвергались спутники типа «иголок», запущенных в США в 1963 г. со спутника «Мидас-6» на высоте 3600 км для создания вокруг земного шара кольца, отражающего радиоволны (длина «иголки» 17,8 мм, диаметр 0,018 мм). Через несколько лет «иголки» вошли в атмосферу, а спутник «Мидас-6» просуществует на орбите не менее 100 000 лет.

<sup>1)</sup> Орбиты на рис. 31, *в* и *г* построены в системе отсчета, вращающейся равномерно (один оборот за сидерический месяц). Луна, двигаясь по эллиптической орбите, в такой системе слегка колеблется относительно своего среднего положения, занимая положение внутри заштрихованных областей. Деления на осях указывают доли от среднего расстояния Земля — Луна (384400 км).

Значительное влияние со стороны светового давления испытывали большие американские надувные спутники типа «Эхо-1», «Эхо-2», «Пагеос-1», хорошо отражавшие солнечные лучи.

12 августа 1960 г. в США был запущен на почти круговую орбиту высотой около 1600 км спутник «Эхо-1», предназначенный для пассивной ретрансляции радиосигналов между пунктами земной поверхности на большие расстояния. Представляя собой легкий сферический баллон массой 68 кг и диаметром 30 м, этот спутник обладал большой «парусностью» по отношению к давлению солнечного света. В результате его орбита из круговой примерно через пять месяцев превратилась в эллиптическую с перигеем на высоте около 900 км и апогеем на высоте 2200 км. За следующие пять-шесть месяцев орбита опять возвратилась к почти круговой форме, после чего снова начала вытягиваться. В момент регулярных погружений перигея в несколько более плотные слои атмосферы (хотя и весьма-весьма разреженные) начинала сказываться «парусность» спутника по отношению к атмосферному сопротивлению, что привело к постепенному опусканию орбиты и входу спутника в атмосферу в мае 1968 г. Последняя ступень ракеты-носителя спутника, движущаяся по первоначальной орбите спутника, вероятно, просуществоует несколько тысяч лет.

Строго говоря, помимо прямых солнечных лучей на спутник действуют еще и лучи, отраженные от земной поверхности, а также *тепловое излучение Земли*. Это последнее стремится как бы оттолкнуть спутник от Земли, причем величина отталкивания, конечно, различна над различными участками поверхности. Она может достигать 24% от прямой солнечной радиации, и при использовании таких спутников, как геодезические, ею пренебрегать нельзя [2.7а].

Завершая обзор возмущений орбит спутников, вызываемых различными влияниями, заметим, что спутник в целом представляет собой как бы чувствительный прибор, показаниями которого служат особенности его движения, наблюдаемые с Земли. Они позволяют немало узнать о нашей планете, о ее атмосфере и даже о Солнце.

## § 8. Движение спутника относительно земной поверхности

Назовем *проекцией* спутника на земную поверхность точку, в которой радиальная прямая (линия, соединяющая спутник с центром Земли) пересекает поверхность земного шара. При движении спутника вокруг Земли, вращающейся внутри его орбиты, проекция прочерчивает на земной поверхности некоторую линию, которая называется *трассой спутника*. Трасса соединяет те пункты материков и океанов, над которыми спутник в разные моменты

времени оказывается в зените, т. е. над головой наблюдателя <sup>1)</sup>. Форма трассы определяется главным образом наклоном орбиты и периодом обращения. Благодаря тому, что трасса вычерчивается спутником на вращающейся Земле, угол пересечения трассой экватора всегда отличается от наклона орбиты. В частности, для полярных орбит он не равен  $90^\circ$  (при пересечении экватора проекция спутника отклоняется к западу).

Для спутников с низкими орбитами и прямым движением (наклон меньше  $90^\circ$ ) трасса напоминает синусоиду, многократно опоясывающую земной шар. Эта форма трассы всем хорошо известна со времени запуска первого искусственного спутника Земли, и мы

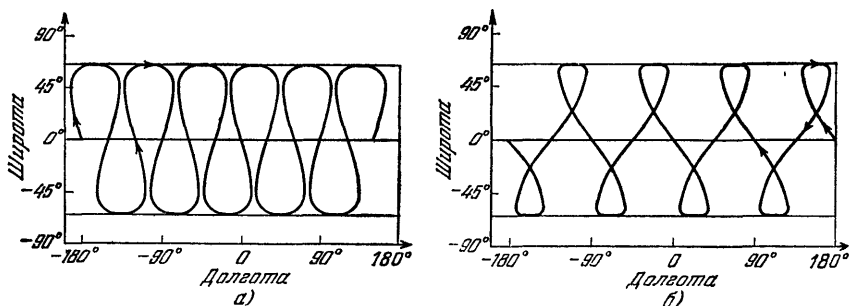


Рис. 32. Трассы спутников с круговыми орбитами при наклоне  $65^\circ$  и периодах обращения: а) 20 ч; б) 30 ч [2.1].

ее не приводим. На подобных трассах движение всюду направлено к северо-востоку или юго-востоку, а в крайних северных и южных точках — на восток.

Дело обстоит иначе при больших периодах обращения. Даже при движении спутника в сторону вращения Земли его проекция может отставать от вращения Земли (особенно вблизи экватора, где линейная скорость точек поверхности больше), и тогда движение по крайней мере на части трассы будет происходить в западном направлении (рис. 32) [2.1].

Спутник связи, а также спутник для исследования земной поверхности часто запускаются на кратно-периодические орбиты (их иногда называют также *синхронными*), т. е. орбиты с периодом обращения, почти соизмеримым со временем одного оборота Земли вокруг оси (звездные сутки 23 ч 56 мин 4 с). «Почти» объясняется прецессией орбиты: если бы поле тяготения Земли было центральным, то выбирался бы период, в точности соизмеримый звездным суткам. Трассы таких спутников представляют собой замкнутые

<sup>1)</sup> Утверждая это, мы пренебрегаем несферичностью Земли и связанным с нею отклонением вертикали, указывающей направление на зенит, от радиальной прямой. Это отклонение максимально на широте  $45^\circ$ , где оно равно  $11'34''$ .

линии, так что над любой точкой трассы спутник появляется периодически и вовсе не появляется над ограниченными областями, «лежащими в стороне». Пример — спутник связи «Молния-1» [2.4].

Частным случаем синхронного спутника является *суточный спутник* — с периодом обращения, равным звездным суткам. В случае, если его орбита круговая, ее средняя высота (Земля сплюснута у полюсов!) должна составлять 35 793 км (радиус орбиты 42 164 км). Круговая скорость на этой высоте 3075 м/с.

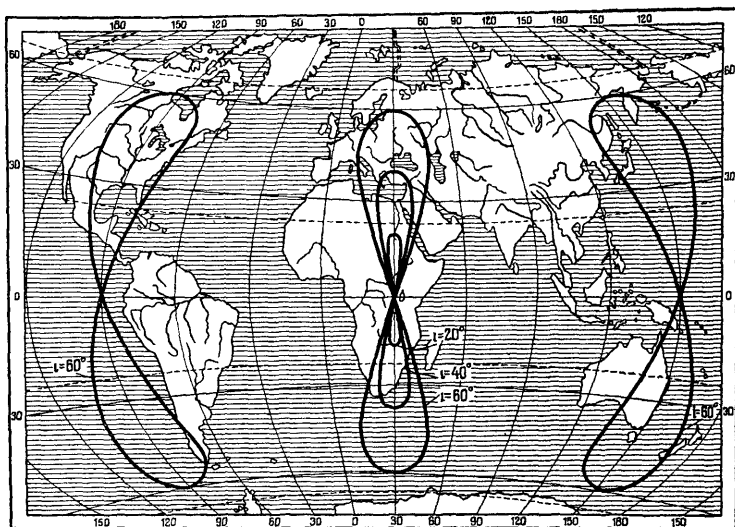


Рис. 33. Трассы суточных спутников с круговыми орбитами [2.8].

На рис. 33 показаны трассы пяти суточных спутников с круговыми орбитами, обладающими наклонами 60, 40 и 20°. Эти трассы «восьмерки» не опоясывают земной шар, а лежат на одной его стороне (при обратном движении дело бы обстояло иначе) [2.8].

Наконец, частным и чрезвычайно важным в практическом отношении случаем суточного спутника является *стационарный спутник*, круговая орбита (с прямым обращением) которого лежит в плоскости экватора. Трасса такого спутника вырождается в точку на экваторе. *Стационарный спутник неподвижен в системе отсчета, связанной с вращающейся Землей.* С учетом размера экваториального вздутия (но без учета его притяжения) высота стационарной орбиты над земной поверхностью равна 35 786 км.

Описывая трассы спутников, мы считали их движение невозмущенным. Наиболее существенно на трассах низких спутников сказываются возмущения от несферичности Земли. Стационарный спутник должен фактически иметь орбиту радиуса, превышающего

42 164 км, так как благодаря экваториальному вздутию Земли он, находясь на орбите указанного радиуса, обгонял бы поверхность Земли. Он также должен совершать долготные колебания благодаря тому, что Земля, помимо того, что сплюснута у полюсов, имеет также «поперечное» сжатие (экваториальное сечение Земли представляет собой не круг, а эллипс), и испытывать сравнительно сильное возмущающее влияние притяжений Солнца и Луны. Поэтому стационарные спутники снабжаются корректирующими двигательными установками, которые должны их удерживать над определенными пунктами экватора. С этой целью на американских стационарных спутниках используются электрические двигатели.