

Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

А.В. Бондаренко, В.А. Галактионов, В.Г. Жаров,
Г.С. Заславский, А.В. Чернов

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И СИНТЕЗ
СИСТЕМЫ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ
НА КРУГОВОЙ ОПОРНОЙ ОРБИТЕ

Москва, 2000

А.В. Бондаренко, В.А. Галактионов, В.Г. Жаров,

Г.С. Заславский, А.В. Чернов

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И СИНТЕЗ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВ
ЗЕМЛИ НА КРУГОВОЙ ОПОРНОЙ ОРБИТЕ

Аннотация. В работе рассматриваются вопросы высокоточного анализа движения системы спутников Земли, которые устанавливаются на круговую опорную орбиту. Представлен простой "инструмент", позволяющий для таких систем без сложных расчетов а) выделить возможные системы для обеспечения связи России с заданными регионами Земли, б) анализировать системы спутников и в) для каждого спутника системы находить начальное положение, при котором в пассивном его полете (без маневров) максимально долго не нарушаются условия связи.

A.V. Bondarenko, V.A. Galaktionov, V.G. Zharov,

G.S. Zaslavsky, A.V. Chernov

BALLISTIC ANALYSIS AND SYNTHESIS OF THE EARTH'S
SATELLITE NETWORK ON CIRCULAR SUPPORTING ORBIT

Problems of high precision analysis of the Earth's satellite network motion are described. Satellite network is set up to a circular supporting orbit. Some easy to use tool is provided which allows for such kind of networks:

- a) to select networks able to support communication with given Earth's regions;
- b) to analyze satellite networks; and
- c) for each network's satellite to determine its initial position on the orbit in which in passive flight (with no maneuvers) communication conditions are not violated within maximal period of time.

Содержание

Введение	4
1. Цель и задачи баллистического анализа.....	5
2. Модель движения стационарного спутника.....	7
3. Анализ влияния сил, действующих на стационарный спутник	9
4. Вариации положения спутника на опорной стационарной орбите	12
5. Анализ и синтез группировок ССЗ для обеспечения связи с Южной Америкой, Австралией и Океанией.....	13
Заключение	18
Литература	20
Рисунки	21

Введение

Выбор группировки (системы) стационарных спутников Земли (ССЗ) является сложной комплексной проблемой. При ее решении рассматриваются вопросы организации связи (через ССЗ), навигации, управления движением ССЗ и оптимизации объема финансирования на реализацию и эксплуатацию системы спутников. Проблема, как правило, решается неоднозначно. Решение проблемы коренным образом определяется баллистическими характеристиками траекторий полета спутников.

В работе [1] обоснована и представлена постановка основной задачи выбора группировки ССЗ. Там же предложена удобная наглядная методология решения этой задачи в предположении, что ССЗ осуществляет невозмущенный полет в центральном поле тяготения Земли по круговой орбите, далее называемый опорной стационарной орбитой.

Реально на ССЗ действует не только центральная сила притяжения Земли, но и другие силы, которые на достаточно длительном интервале времени могут ощутимо "уводить" его от опорной стационарной орбиты. Поэтому, решение основной задачи, предложенное в работе [1] рассматривается как решение приближенное, только лишь, обозначающее возможные группировки ССЗ.

В настоящей работе подробно рассматривается влияние сил, действующих на стационарный спутник. Обоснована и представлена, так называемая, точная модель движения ССЗ, практически не отличающаяся от реальной модели движения. Проведен анализ отклонений положения ССЗ относительно Земли от положения, соответствующему начальной выставке спутника на опорную орбиту. Получены и представлены в виде графиков зависимости указанных отклонений от времени полета спутника для набора точек (географических долгот) начальной выставки ССЗ на опорной стационарной орбите.

Методология решения задачи выбора систем ССЗ, изложенная в работе [1], и указанные графики в совокупности представляет собой простой "инструмент", который позволяет выделить возможные

группировки ССЗ для обеспечения связи РФ с заданными регионами Земли, анализировать их и для каждого ССЗ системы находить начальное положение (долготу) на опорной стационарной орбите, при котором в пассивном (без маневров) его полете максимально долго не нарушаются условия задачи.

Указанный "инструмент" применен для решения задачи выбора, анализа и синтеза оптимальных группировок из двух ССЗ для обеспечения связи РФ с Южной Америкой, Австралией и, по возможности, Океанией. Соответствующие результаты приводятся.

1. Цель и задачи баллистического анализа

Задача выбора системы ССЗ обоснована и представлена в [1]. Здесь для удобства приводится идентичная формулировка этой задачи.

Задача 0. Найти систему из минимального числа ССЗ для обеспечения устойчивой постоянной связи Российской Федерации с заданными регионами Земли, для которой в обязательном порядке выполняются ограничения:

- навигация и управление полетом спутников системы обеспечивается (по условиям видимости) наземными измерительными пунктами (НИП), которые имеются в распоряжении РФ;
- из пунктов заданных регионов Земли по крайней мере один спутник "виден" над плоскостью горизонта под углом γ , превосходящим заданное значение $\gamma_{пр}$;
- пункты связи (приема и передачи информации) со стороны России (ПСР) должны располагаться на ее территории.

Из множества решений задачи предпочтение отдается тому решению (если оно существует), для которого ПСР можно расположить в одной местности российской территории.

Учитывая сложность указанной задачи, ее решение осуществляется в несколько этапов.

На первом этапе по методологии, изложенной в работе [1], находят возможные решения для идеальных орбит (квазиорбит) полета стационарных спутников, когда с течением времени для каждого спутника сохраняются неизменными его географическая долгота λ и географическая широта φ , равная нулю. Идеальная орбита полета имеет место в рамках первого приближения модели (квазимодель) движения спутника и характеристик Земли, когда полагается:

- на спутник действует только основная центральная сила притяжения Земли;
- фигура Земли – двухосный эллипсоид (с полуосями a и b), одна из полуосей которого (для определенности – полуось b) лежит на оси вращения Земли;
- ось вращения Земли не меняет своего направления в инерциальном пространстве;
- Земля вращается с постоянной угловой скоростью ω_3 .

В рамках квазимодели Земли движение стационарного спутника осуществляется по круговой экваториальной орбите с радиусом $R_{и}$, которая в дальнейшем называется опорной стационарной орбитой. Угловое перемещение спутника при движении по опорной стационарной орбите происходит синхронно с вращением Земли и, следовательно, положение и скорость спутника в любой прямоугольной геоцентрической геоэкваториальной системе координат (СК) однозначно определяются не изменяющейся в течение времени географической долготой $\lambda_{и}$ спутника.

При решении задачи 0 на первом этапе полагается [1]: $a = 6378.137$ км, $b = 6356.755$ км, $\omega_3 = 0.72921150854$ 1/с, $R_{и} = 42164.1728$ км.

Реально полет каждого ССЗ по траектории и относительно точек на Земле несколько отличается от полета рассматриваемого на первом этапе. С течением времени положение ССЗ относительно точек на поверхности Земли изменяется и "уходит" от первоначального положения. Это может приводить к нарушению ограничений, которым должна удовлетворять система ССЗ. В последнем случае требуется проводить операцию

изменения положения ССЗ путем маневрирования, что желательно делать как можно реже.

Поэтому, на втором этапе проводится баллистический анализ полетов ССЗ. При этом движение ССЗ по траектории и относительно точек на поверхности Земли рассматривается в рамках так называемой точной модели, которая пренебрежимо мало отличается от реальной модели. Исследуется вопрос о первоначальной выставке ССЗ на орбиту, для которой максимально по времени отодвигается операция изменения его положения относительно точек на поверхности Земли.

На третьем этапе осуществляется синтез конкретной группировки ССЗ.

Ниже излагаются результаты выполнения работы, отнесенные к ранее указанному второму этапу решения задачи 0. Приводится пример анализа группировок из двух ССЗ предназначенных для обеспечения связи с Южной Америкой, Австралией и, по возможности, с Океанией. Кроме того, приводятся результаты синтеза указанных группировок.

2. Модель движения стационарного спутника

Движение спутника вне атмосферы Земли с высокой точностью определяется естественными силовыми воздействиями на него от Земли, Солнца, Луны и планет Солнечной системы и описывается соответствующей системой дифференциальных уравнений. При этом Солнце, Луна и планеты рассматриваются как точечные тела. Гравитационное воздействие Земли на движение спутника носит сложный характер. Геопотенциал Земли, вообще говоря, разлагается в ряд по сферическим функциям [2] с коэффициентами (гармониками) c_{ij} , d_{ij} , $i=0,1,\dots$, $j=0,1,\dots$ и ограничиваются теми членами ряда для которого $i \leq n$, $j \leq n$, n – некоторое фиксированное целое число. При этом говорят, что учитывается поле притяжения Земли порядка $[n \times n]$.

Решение указанной системы дифференциальных уравнений осуществляется высокоточным численным методом Рунге-Кутты 8-го порядка. При этом затраты времени прямо зависят от набора учитываемых сил, действующих на спутник. Для анализа систем ССЗ необходимо проводить массовые расчеты параметров их движения на интервалах порядка года и, следовательно, сокращение времени этих расчетов является существенным.

Расчеты показывают, что гравитационное воздействие планет на движение ССЗ относительно поверхности Земли малы и им можно пренебречь. На рис. 2.1. представлены результаты расчетов с учетом притяжения планет зависимостей от времени t географических координат φ , λ и расстояния R (от центра Земли) ССЗ, находящегося в начальный момент времени ($t = 0$) на опорной стационарной орбите ($\lambda = 0$ град). На рис. 2.2 представлены результаты тех же расчетов, но без учета притяжения планет. Зависимости на рис. 2.1 и соответствующие зависимости на рис. 2.2 практически неразличимы.

Результаты расчетов зависимости $R(t)$, $\varphi(t)$, $\lambda(t)$ в полях притяжения Земли порядка $[7 \times 7]$ и $[8 \times 8]$ для того же ССЗ приводятся, соответственно, на рис. 2.3 и рис. 2.4. Зависимости одноименных величин на рисунках практически совпадают. Поэтому, гарантированно для целей прогнозирования движения ССЗ можно ограничиться учетом поля притяжения Земли порядка $[8 \times 8]$.

Исходя из сказанного выше расчеты параметров положения ССЗ относительно Земли проводились в рамках точной модели движения в поле притяжения Земли порядка $[8 \times 8]$ без учета гравитационного притяжения планет Солнечной системы.

Значения текущих географических координат ССЗ зависят не только от положения спутника на орбите, но и от текущего положения оси вращения и нулевого меридиана Земли.

Известно [3], что ось вращения Земли с течением времени изменяет направление в инерциальном пространстве и относительно Земли как

твердого тела. Изменение направления указанной оси из-за прецессии и нутации не превосходит нескольких угловых минут за столетие, а положение ее относительно тела Земли испытывает малые изменения как периодические (полюсы планет при этом отклоняются от среднего положения на 10-15 м), так и вековые (со скоростью 11 см/год).

Угловая скорость вращения Земли ω_3 вокруг своей оси изменяется крайне медленно – период вращения Земли вокруг оси увеличивается в среднем только лишь на несколько мс за столетие.

С учетом сказанного расчеты параметров положения ССЗ относительно Земли (без потери необходимой точности) проводятся в предположениях, что

- в инерциальном пространстве направление оси вращения Земли остается неизменным;
- географический полюс Земли лежит на оси ее вращения;
- угловая скорость вращения Земли ω_3 – константа.

Направление оси вращения Земли в инерциальном пространстве для всех расчетов фиксировано на начало 2000 года.

3. Анализ влияния сил, действующих на стационарный спутник

В настоящем разделе приводятся полученные численными методами результаты исследований изменения с течением времени t положения $\mathbf{q}=(R, \lambda, \varphi)$ ССЗ относительно Земли в зависимости от учета сил действующих на спутник.

Во всех разделах полагалось, что спутник в начальный момент времени, $t=0$, находится на опорной стационарной орбите и имеет географическую долготу, равную $\lambda=0$, $\mathbf{q}=(R_{и}, 0, 0)$. Расчеты проводились с использованием точной модели движения ССЗ, рассмотренной в разделе 2 настоящей работы.

На каждом из рис. 2.2, 2.4, 3.1, 3.2, 3.3 на интервале полета T , равным 360 сут. (~ 1 год) представлены компоненты вектора $\mathbf{q}(t)$ для определенного набора учитываемых сил на ССЗ:

рис. 2.2. – все силы (от поля притяжения Земли порядка $[8 \times 8]$, от Солнца и Луны);

рис. 3.1. – все силы за исключением силы влияния Солнца;

рис. 2.4. – все силы за исключением сил влияния Солнца и Луны, т.е. силы от поля притяжения Земли $[8 \times 8]$;

рис. 3.2. – только силы от поля притяжения Земли порядка $[2 \times 2]$;

рис. 3.3. – только сила от поля притяжения Земли с коэффициентом динамического сжатия (гармоника C_{20})

Функция компонентов вектора $\mathbf{q}(t)$ внутри одного витка ССЗ представлены на рис. 3.4.

Из графиков на представленных рисунках можно сделать ряд следующих выводов.

Вековой уход расстояния $R(t)$ от центра Земли и географической долготы $\lambda(t)$ ССЗ в основном обусловлены силами поля притяжения Земли порядка $[2 \times 2]$. Учет только лишь динамического сжатия Земли – неприемлем.

Вековой уход R лежит в пределах 100 км.

Уход долготы λ от начального значения за один год является большим, почти 90° .

Из-за действия Луны расстояние R с течением времени имеет небольшие, около 5 км, периодические колебания, близкие к периоду вращения Луны вокруг Земли.

Уход географической широты φ ССЗ в основном обусловлен влиянием сил притяжения Луны и Солнца и широта колеблется в пределах от -1° до $+1^\circ$.

Следует отметить, что вариация δR параметра R при $|\delta R| \leq 1000$ км может приводить к малому изменению широты и/или долготы точек на линии уровня видимости [1], всего лишь в пределах около 0.2° . Такими

изменениями при проектировании и, даже, реализации полетов группировки ССЗ вполне можно пренебрегать.

Кроме того, акцентируем внимание на то, что при проектировании дальнейшего полета группировки ССЗ, предназначенной для связи с регионами Земли, расположенными в диапазоне широт приблизительно от -50^0 до $+50^0$, допустимо пренебрегать вариациями широты ССЗ в пределах нескольких угл. градусов. Это обстоятельство следует из рассмотрения линий уровня видимости, приведенных в [1], и условия, что связь наземного пункта с ССЗ, обеспечивается до малых углов места γ , до $5-7^0$.

С учетом вышеизложенного следует сделать вывод: при проектировании новой системы ССЗ или планировании дальнейшего полета существующей системы ССЗ основным является учет ухода в течение времени полета географической долготы λ для каждого ССЗ.

Кроме этого, при проектировании системы ССЗ и ее эксплуатации следует иметь в виду следующий момент. Из-за того, что

- ССЗ после установки на стационарную орбиту под действием поля притяжения Земли порядка $[2 \times 2]$ уходит по географической долготе его начального положения,
- ССЗ по своему назначению должен находиться в окрестности указанного положения,
- поле притяжения Земли порядка $[2 \times 2]$ обусловлено неоднородностью концентрации масс в теле Земли,

вытекает, что величина и характер ухода каждого ССЗ по географической долготе λ зависит существенным образом от значения λ начального положения на стационарной орбите. И, следовательно, каждая проектируемая группировка ССЗ должна исследоваться на поведение географических долгот составляющих ее спутников. Частота проведения операции изменения положения ССЗ (маневра) для удовлетворения ограничений на полет группировки также существенно зависит от предполагаемой установки их (по долготе) на стационарную орбиту.

4. Вариации положения спутника на опорной стационарной орбите

Ранее показано, что характер изменения положения ССЗ относительно Земли с течением времени t на любом интервале полета $[0, T]$ существенно зависит от географической долготы λ_0 спутника в начальный момент времени $t = 0$, $\lambda_0 = \lambda(0)$.

Расчет компонентов R , λ , φ вектора положения ССЗ (относительно Земли) как функций от времени на интервале T полета для набора значений λ_0 является весьма трудоемким процессом. С целью построения этих функций для каждого фиксированного λ_0 с заданным шагом Δt вычислялись значения R , λ , φ путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения ССЗ. При этом уравнения движения соответствовали точной модели действующих на ССЗ сил (см. раздел 2).

Указанные расчеты выполнены для полета ССЗ в течение года, $T = 365$ сут., с шагом $\Delta t = 1$ сут. для значений λ_0 из множества $M \in \{-40^0, -30^0, \dots, 130^0, 140^0\}$. По результатам этих расчетов для каждого $\lambda_0 \in M$ построены графики функций $\Delta\lambda(t) = \lambda(t) - \lambda_0$. Они представлены на рис. 4.1 - 4.18 и рис. 2.2 для $\lambda_0 = 0$. На рис. 4.19, 4.20 изображены диапазоны изменений (из-за λ_0) расстояния ССЗ от центра Земли и его географической широты в зависимости от времени полета t , $0 \leq t \leq 365$ сут.:

$$R_{\min(\max)}(t) = \min(\max) R(\lambda_0, t),$$

$$\lambda_0 \in M$$

$$\varphi_{\min(\max)}(t) = \min(\max) \varphi(\lambda_0, t).$$

$$\lambda_0 \in M$$

Полученные графики функций позволяют сделать следующее заключение о характере отклонений ССЗ от начального положения на опорной стационарной орбите при его полете в течение одного года:

- отклонения по географической широте не превосходят 0.8^0 ,
- расстояние от центра Земли отличается от радиуса опорной стационарной орбиты не более, чем на 40 км,

- по географической долготе отклонения могут быть значительными и достигать величины 95° ,
- существуют два значения $(\lambda_{01}, \lambda_{02})$ величины λ_0 , для которой отклонения по географической долготе близки к нулю, $-20^{\circ} < \lambda_{01} < -10^{\circ}$, $+70^{\circ} < \lambda_{02} < +80^{\circ}$.

Установка ССЗ на опорную стационарную орбиту в точку λ_{01} или в точку λ_{02} обеспечивает практически нулевой сдвиг положения спутника в течение его полета.

Все изложенные результаты позволяют анализировать любые возможные группировки ССЗ, выбираемые путем приближенного решения задачи 0 в рамках квазимодели движения ССЗ по методологии изложенной в работе [1].

Представленный графический материал можно рассматривать как "инструмент" для анализа группировок ССЗ, каждый из которых выставляется на опорную стационарную орбиту.

В результате анализа уточняется начальное положение каждого спутника группировки, естественно, без нарушения ограничений задачи 0. Как правило, задача 0 решается неоднозначно. Из допустимых выбирается то решение, для которого как можно позже нарушаются ограничения задачи 0. Другими словами, максимизируется интервал времени между начальной выставкой ССЗ на опорную стационарную орбиту и моментом времени, когда необходимо проводить маневр изменения его положения относительно Земли в следствие нарушения ограничений задачи 0.

5. Анализ и синтез группировок ССЗ для обеспечения связи с Южной Америкой, Австралией и Океанией

Группировки из двух ССЗ для обеспечения связи России с Южной Америкой, Австралией и, по возможности, с Океанией должны удовлетворять основным ограничениям, присутствующим в

формулировке задачи 0. Дополнительно они должны удовлетворять имеющему место на практике ограничению на местоположение ССЗ (по географической долготе λ): значение λ лежит в заданных границах, $\lambda_{\min} \leq \lambda \leq \lambda_{\max}$. Это ограничение в основном обусловлено соглашениями о расположении ССЗ на стационарной орбите. В настоящей работе полагается, что $\lambda_{\min} = -40^{\circ}$, $\lambda_{\max} = +140^{\circ}$.

При выборе, анализе и синтезе группировок учитывались следующие практически обоснованные положения.

- Для любого местоположения (значения λ) ССЗ в диапазоне $[\lambda_{\min}, \lambda_{\max}]$ Россия располагает а) НИП'ами, которые по своим радиотехническим параметрам позволяют получать в достаточном объеме траекторную измерительную информацию для навигации спутника, и б) НИП'ами для управления его полетом. Минимальный угол места ССЗ в точке расположения НИП'а обеспечивающий прием/передачу информации – не менее заданной величины $\gamma_{\text{НИП}}$.
- Пункт связи с регионами со стороны России может передавать на ССЗ или принимать со спутника информацию, если угол места спутника в точке этого пункта не менее заданной величины $\gamma_{\text{ПСР}}$.
- Пункт приема/передачи информации в регионе может эффективно выполнять свое предназначение, если угол места спутника в точке этого пункта не менее заданной величины $\gamma_{\text{ПР}}$.

В соответствии с [1] полагается $\gamma_{\text{НИП}} = \gamma_{\text{ПСР}} = \gamma_{\text{ПР}} = 7^{\circ}$.

Из всех возможных положений ССЗ в группировке выбирается то, которое обеспечивает максимально позднее изменение (маневр) его положения на орбите в следствие нарушения наложенных на группировку ограничений.

Рассматриваются две группировки (А и Б), каждая из которых в обязательном порядке обеспечивает связь России с Южной Америкой, Австралией и максимально по территории – с Океанией.

Группировка А должна обеспечивать возможность расположения ПСР в одной местности (в одной точке на карте) России. К группировке Б такое требование отсутствует.

На первом этапе поиск группировок А и Б осуществляется приближенно, когда движение ССЗ рассматривается в центральном поле тяготения Земли. Методология поиска группировок представлена в [1]. Там же найдена группировка А: долгота западного ССЗ равна -12^0 , а восточного – равна $+102,7^0$. При этом ПСР, общий для обоих спутников группировки, рекомендовано расположить в районе Северного Кавказа или Нижней Волги. Упомянутая методология позволяет немедленно приближенно определить группировку Б: долгота западного ССЗ равна -12^0 (совпадает с западным ССЗ в группировке А), а восточного ССЗ равна $+140^0$.

Для анализа и синтеза полученных на первом этапе группировок используются рассчитанные и представленные в настоящем отчете графики изменения географической долготы ССЗ с течением времени t , $\Delta\lambda(t)$, и соответствующие друг другу карта Земли и шаблоны линий уровня из [1].

Анализ и синтез группировки А

В соответствие с графиками функций $\Delta\lambda(t)$, представленных на рис. 4.2 и рис. 4.3, западный ССЗ с течением времени слабо дрейфует на восток. Но, и такой дрейф приводит к нарушению условий видимости для Южной Америки. Кроме того, из этих графиков следует, что немного западнее от исходного значения $\lambda_0 = -12^0$ выставки ССЗ на опорную стационарную орбиту находится такое значение $\lambda_0 \approx -15^0$, для которого дрейф близок к нулю. Поэтому начальная установка западного ССЗ переносится в точку с начальной долготой, равной -15^0 . Для этой долготы построены графики изменения положения ССЗ, см. рис. 5.1. Из графика $\Delta\lambda(t)$ на рис. 5.1 следует, что дрейф западного ССЗ в течение года мал и не превосходит всего 2^0 по географической долготы.

Восточный спутник группировки в соответствии с графиком на рис. 4.15 интенсивно дрейфует на запад, и вскоре наступает момент, когда нарушаются условия видимости спутника с некоторых территорий Австралии. Поэтому начальная выставка восточного ССЗ смещается на восток до тех пор, пока не нарушается условие совместной видимости западного и восточного ССЗ группировки с одного пункта территории России. В результате рекомендуется в начальный момент установить восточный ССЗ в точку с долготой, равной $+115^0$. Для этой долготы также построены графики (см. рис. 5.2) изменения с течением времени положения ССЗ. Из графика дрейфа ССЗ и соответствующего дрейфа линий уровня видимости по карте Земли определяется, что максимально допустимое смещение ССЗ на запад от начального положения ($\lambda = 115^0$) равно $\Delta\lambda \approx 32^0$ и, следовательно, не позже, чем через 6.5 мес., требуется проводить маневр по переустановке восточного спутника на опорной стационарной орбите.

Таким образом, анализ группировки А в результате приводит к начальной выставке ее ССЗ в точки опорной стационарной орбиты, имеющие значения географической долготы (λ_0): для западного ССЗ $\lambda_0 = -15^0$, для восточного ССЗ $\lambda_0 = +115^0$. На рис. 5.3 представлена карта Земли с нанесением на ней предельных положений линий уровня видимости для западного и восточного ССЗ группировки А. Нанесенные на карту линии уровня позволяют сделать вывод, что объединенный пункт связи со спутниками группировки целесообразно расположить в низовьях Волги или в районах Северного Кавказа, прилегающих к Каспийскому морю.

Дополнительно следует отметить, что начальная установка восточного ССЗ группировки обеспечивает связь России со значительной, наиболее заселенной, частью Океании и, в том числе, со всей территорией Новой Зеландии. Однако, в результате дрейфа спутника с течением времени сокращается территория Океании, с которой обеспечивается указанная связь.

Если потребовать, чтобы группировка А постоянно обеспечивала связь со всей территорией Новой Зеландии, то операцию (маневр) восстановления начального положения восточного спутника необходимо осуществлять приблизительно через каждые 3 месяца, что следует непосредственно из рассмотрения рис. 5.3 и рис. 5.2.

Анализ и синтез группировки Б

Западные спутники группировок Б и А совпадают. Выбор начальной долготы $\lambda_0 = -15^0$ установки западного спутника обоснован выше. Более подробно следует остановиться на анализе восточного ССЗ с начальной географической долготой установки выбранной на первом (предварительном) этапе и равной $\lambda_0 = +140^0$.

Указанное начальное положение восточного ССЗ обеспечивает связь РФ с Австралией и практически – со всей Океанией. Но, спутник дрейфует в западном направлении (см. рис. 4.18), что с течением времени уменьшает территорию Океании, с которой обеспечивается связь. Поэтому, географическую долготу начальной установки ССЗ на опорной стационарной орбите следует сохранить равной $\lambda_0 = +140^0$.

Если потребовать, чтобы была обеспечена связь РФ по крайней мере с Новой Зеландией как частью Океании, то можно, используя методологию из работы [1], найти и нанести на карту Земли предельное западное положение линий уровня видимости для восточного ССЗ группировки Б. Такое положение линий уровня видимости приведено на рис. 5.4. Ему соответствует смещение ССЗ (по долготе от начального положения) на угол, равный $\Delta\lambda = -30^0$. Из графика на рис. 4.18 следует, что для обеспечения постоянной связи с Новой Зеландией операцию восстановления начального положения восточного ССЗ группировки Б необходимо осуществлять приблизительно через каждые 7.5 месяца.

Заключение

В настоящей работе получены результаты, которые могут использоваться для баллистического проектирования, анализа и синтеза группировок ССЗ, предназначенных для связи РФ с любыми заданными регионами Земли (общезначимые результаты). Кроме того, получены частные результаты баллистического проектирования, анализа группировок из двух ССЗ для обеспечения связи с Южной Америкой, Австралией и, по возможности, Океанией (частные результаты работы).

Общезначимые результаты

- Выбрана оптимальная по набору сил, действующих на спутник Земли, так называемая точная модель движения ССЗ, которая практически совпадает с его реальным движением.
- Численными методами в рамках точной модели движения исследованы вариации положения ССЗ относительно Земли из-за сил действующих на спутник.
- Показано, что величина и характер ухода ССЗ по географической долготе существенно зависит от начального значения этой долготы.
- Выполнены трудоемкие расчеты компонентов вектора положения ССЗ относительно Земли (расстояние спутника от центра Земли, его географические широта и долгота) как функций от времени полета на интервале 1 год для набора начальных значений географических долгот спутника на опорной стационарной орбите. Расчеты выполнены для начальных значений географической долготы из интервала $[40^{\circ} \text{ з.д.}, 140^{\circ} \text{ в.д.}]$ с шагом 10° . Построены соответствующие графики.
- Показано, что ССЗ в течение одного года полета отклоняется от начального положения на опорной стационарной орбите (географическая долгота из диапазона $[40^{\circ} \text{ в.д.}, 140 \text{ з.д.}]$) по географической широте, расстоянию от центра Земли, и географической долготе не более, чем на 0.8° , 40 км и 95° , соответственно.
- Установлено, что существуют два значения географической долготы начального положения ССЗ на опорной стационарной орбите, для

которых в течение одного года полета спутника отклонение (по долготе) практически равно нулю. Одно значение такой географической долготы находится в диапазоне от 20^0 з.д. до 10^0 з.д., другое – в диапазоне от 70^0 в.д. до 80^0 в.д..

- Разработан и представлен простой "инструмент", позволяющий практически без вычислений выполнить баллистический анализ любой группировки ССЗ с начальным положением ее спутников на опорной стационарной орбите в диапазоне географических долгот от 40^0 з.д. до 140^0 в.д.

Частные результаты

- Путем применения разработанного и упомянутого выше "инструмента" выполнен баллистический анализ для двух возможных, представляющих практический интерес, группировок (А и Б) из двух ССЗ для обеспечения связи с Южной Америкой, Австралией и, по возможности, Океанией. Группировка А обеспечивает возможность расположения пункта связи со стороны России (ПСР) в одной точке на карте. Для группировки Б ПСР могут быть в разных пунктах территории России.

- В результате баллистического анализа в качестве оптимальной из группировок А выбрана группировка, для которой в начальный момент времени западный ССЗ находится на опорной стационарной орбите в точке с географической долготой $\lambda = 15^0$ з.д., а восточный – на той же орбите в точке с $\lambda = 115^0$ в.д. В качестве группировки Б выбрана группировка с начальным расположением ССЗ на опорной стационарной орбите в точках с географическими долготами $\lambda = 15^0$ з.д. и $\lambda = 140^0$ в.д. Показано, что для западных ССЗ в обеих группировках в течение длительного времени (несколько лет) не требуется проводить маневр восстановления их начального положения, а для восточных спутников такой маневр необходим: в группировке А – по крайней мере – через 6.5 месяца, в группировке Б – через 7.5 месяца при условии обеспечения связи не только с Австралией, но и с Новой Зеландией. Объединенный

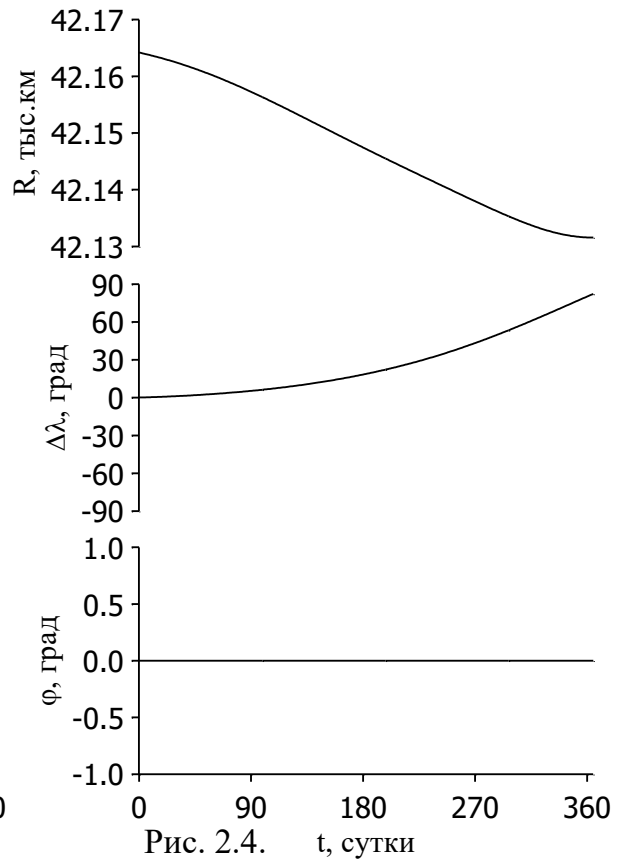
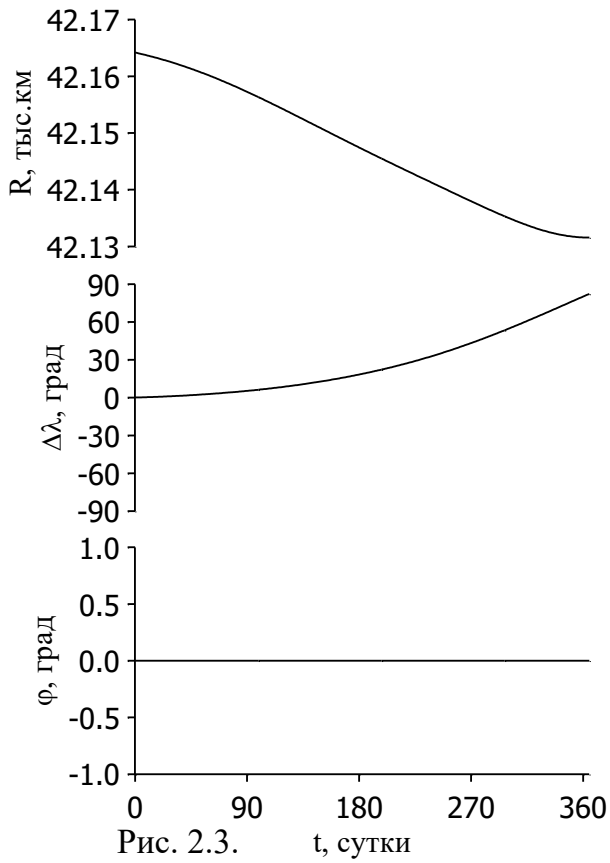
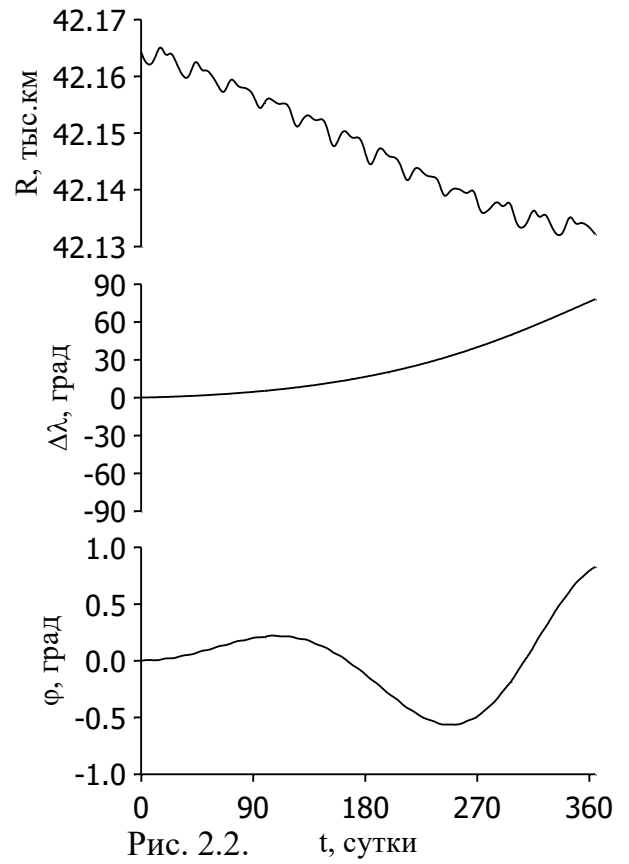
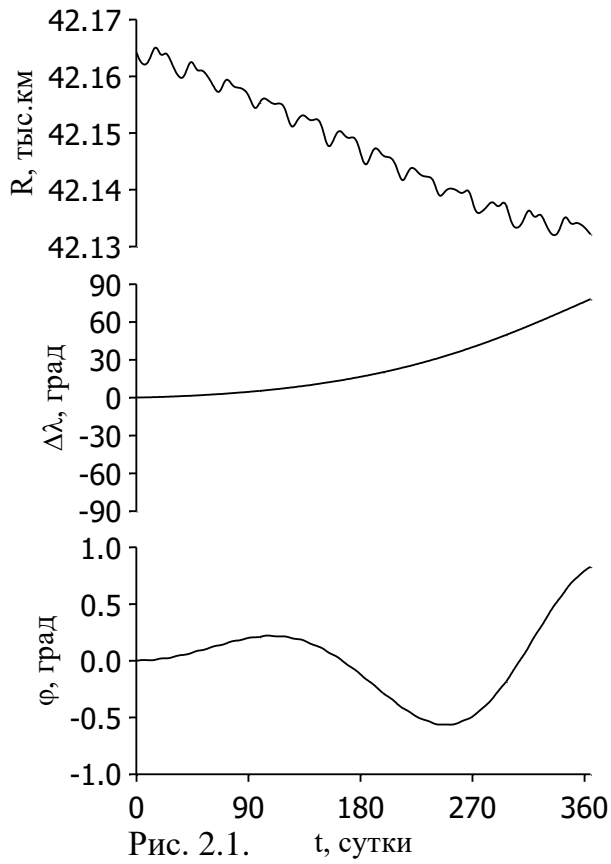
ПСР для группировки А может быть расположен в районе нижней Волги или в районах Северного Кавказа, прилегающих к Каспийскому морю. Для группировки Б существуют обширные районы России, в которых можно расположить ПСР для западного ССЗ и ПСР для восточного ССЗ (см. рис. 5.4).

Баллистический анализ полета ССЗ показал, что спутник после его установки на опорную стационарную орбиту с течением времени дрейфует относительно своего начального положения, причем, как правило, с существенным изменением географической долготы. Величина дрейфа зависит от начального местоположения ССЗ на опорной стационарной орбите. В связи с этим представляет практический интерес проблема поиска такой орбиты в окрестности стационарной орбиты, для которой указанный дрейф по величине был бы минимален на заданном интервале времени полета. Например, параметром такой оптимизации можно рассматривать расстояние ССЗ от центра Земли в момент его выставки на орбиту.

Литература

1. Бондаренко А.В., Галактионов В.А., Заславский Г.С., Чернов А.В. Методология баллистического выбора местоположения спутников на стационарных орбитах для обеспечения связи с регионами Земли. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН N 52, 2000.
2. Аким Э.Л., Бажинов И.К., Заславский Г.С. и др. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса "Салют-6"-"Союз"-"Прогресс". М.: Наука, 1985.
3. Космонавтика. Энциклопедия. (Гл. редактор В.П. Глушко). М.: Советская Энциклопедия. 1985.

Рисунки



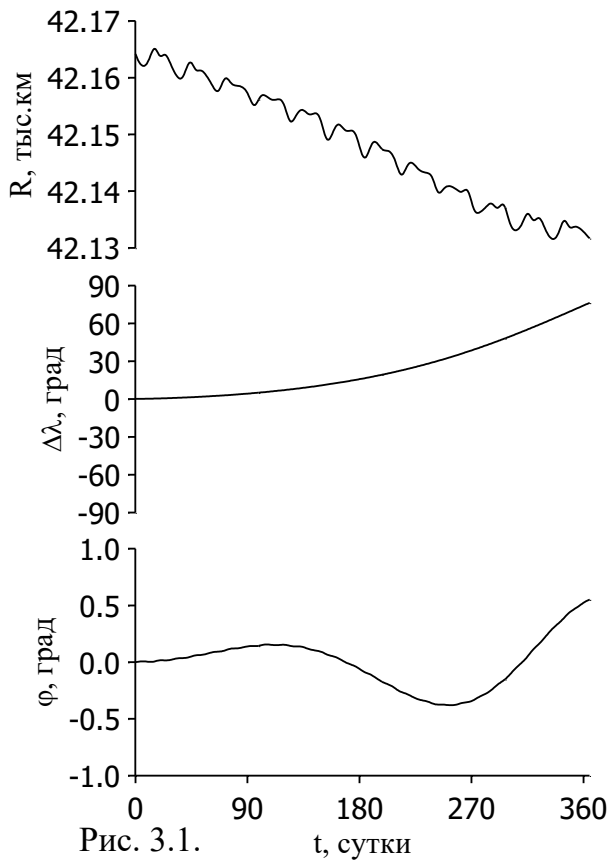


Рис. 3.1.

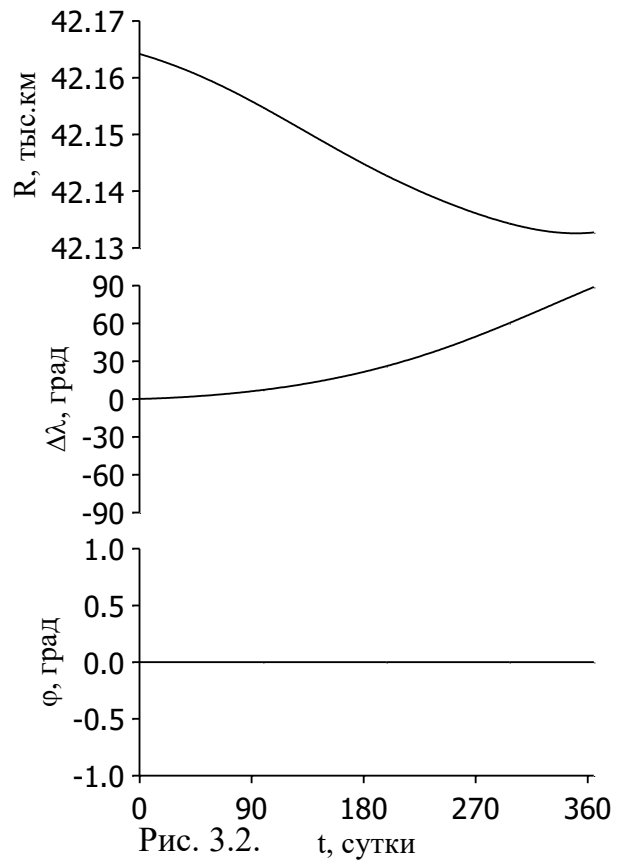


Рис. 3.2.

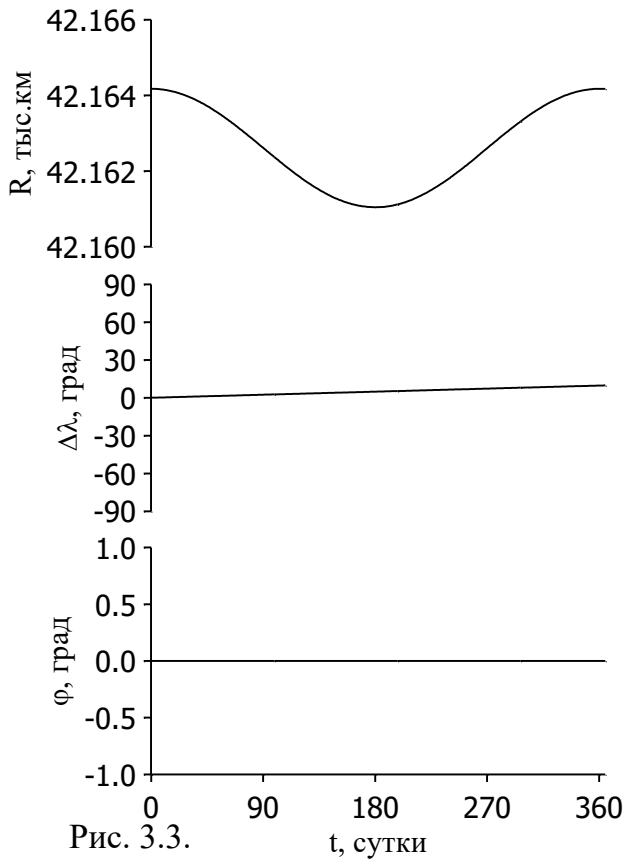


Рис. 3.3.

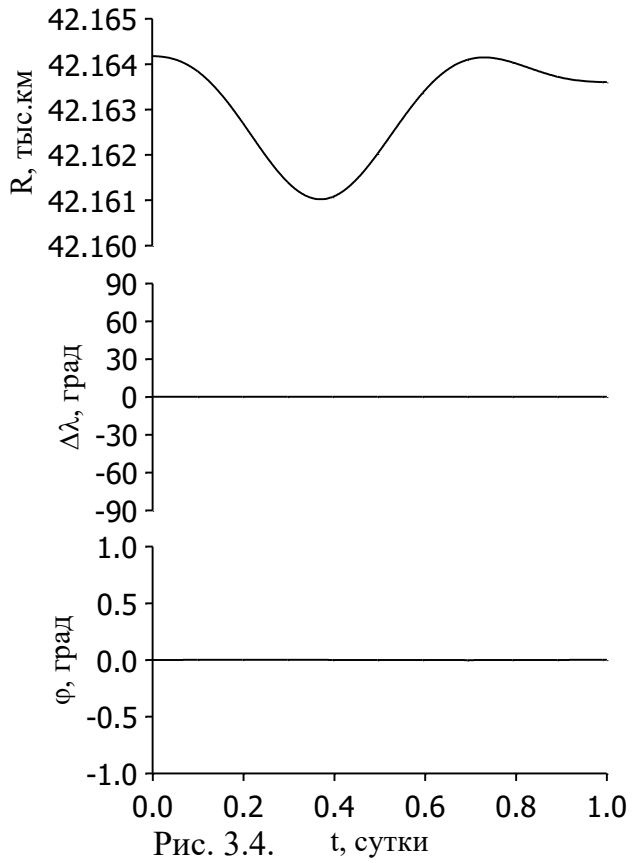
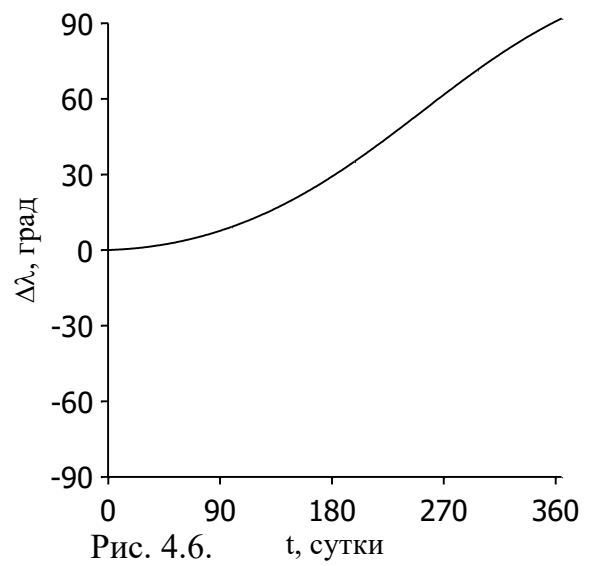
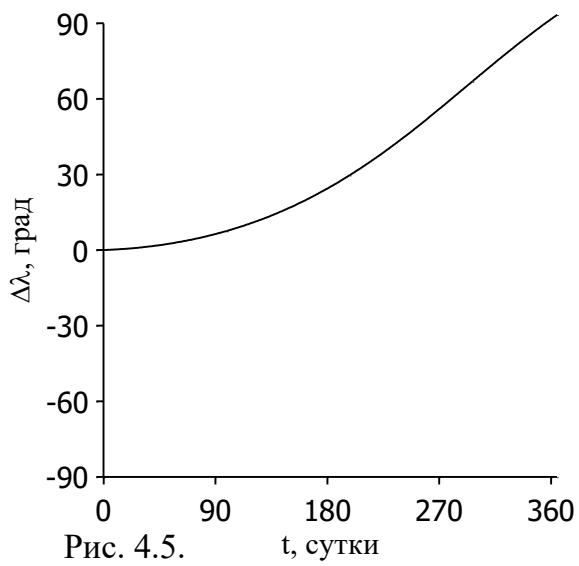
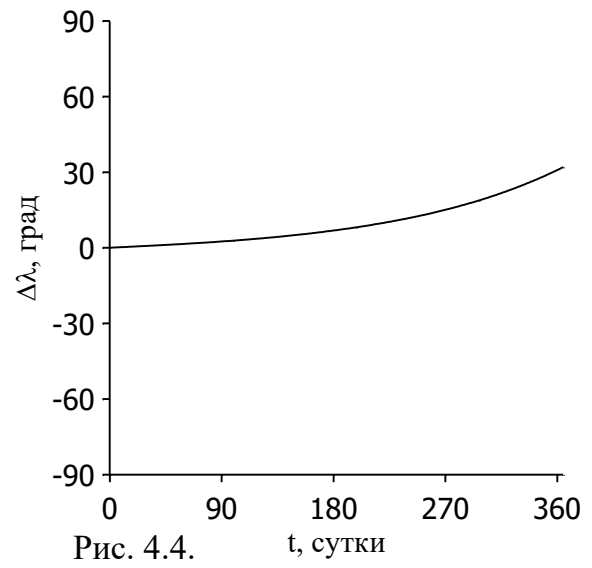
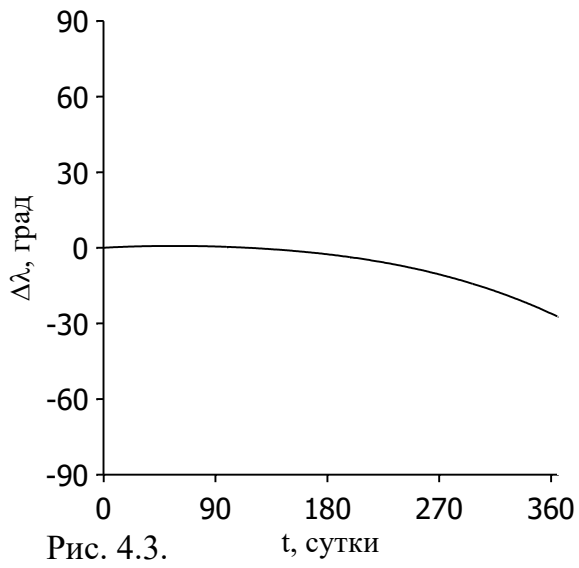
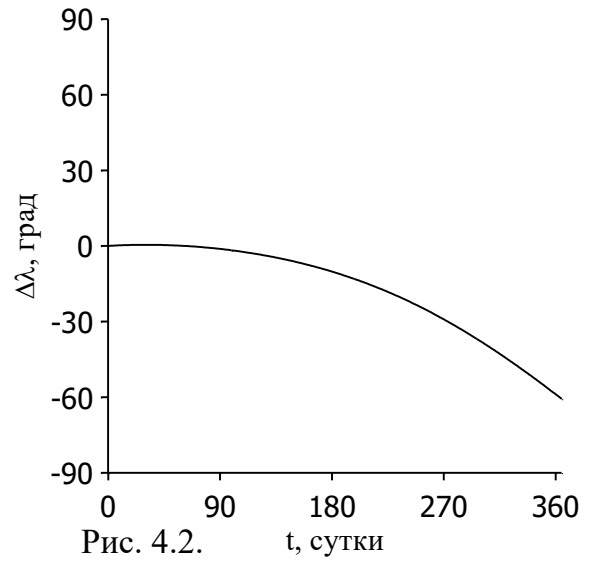
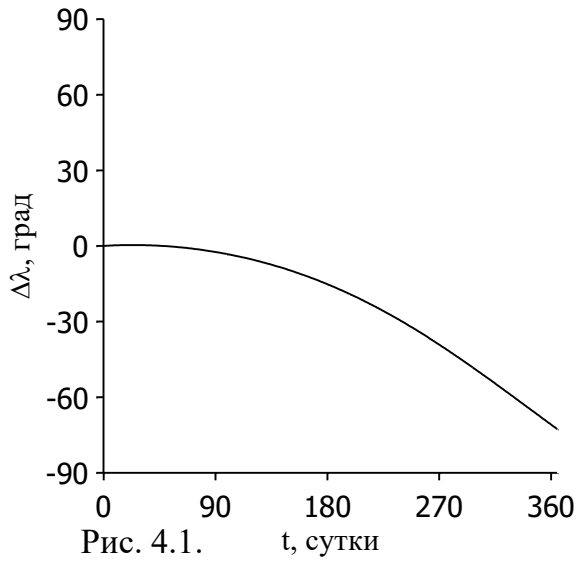
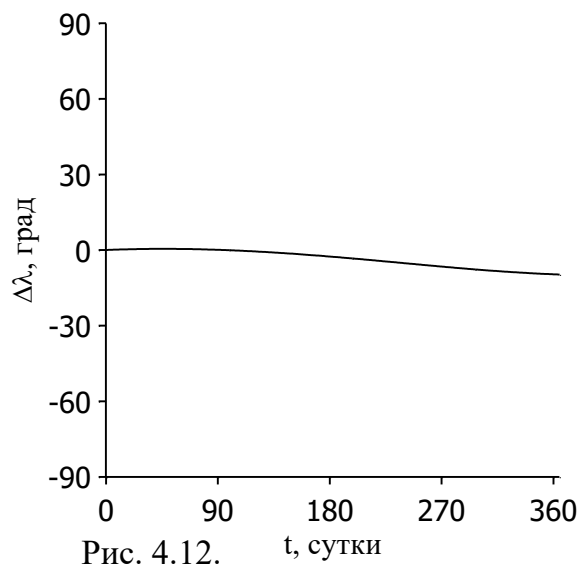
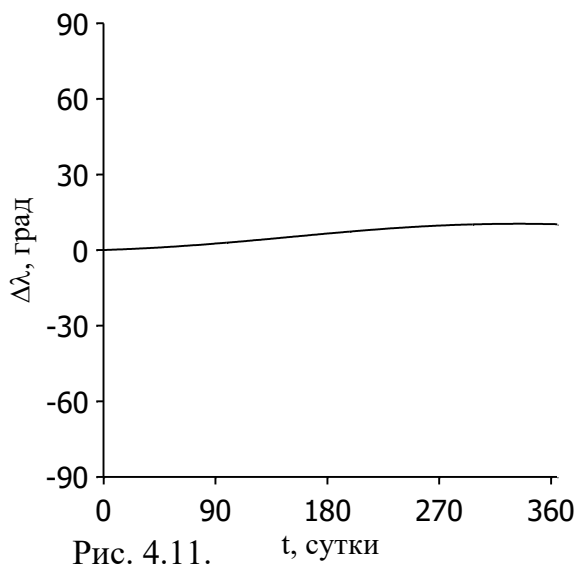
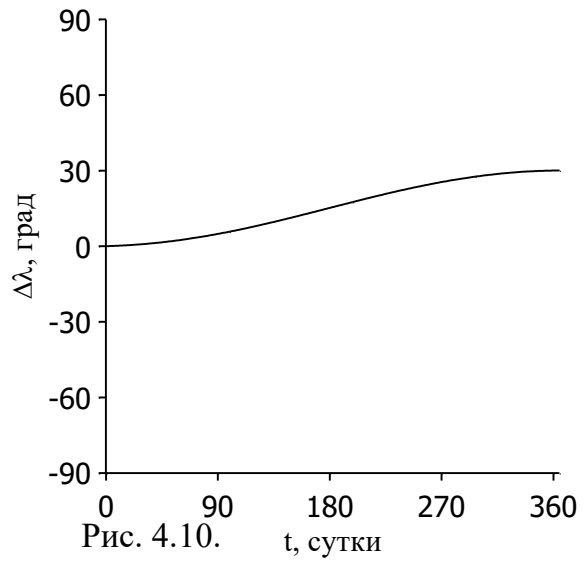
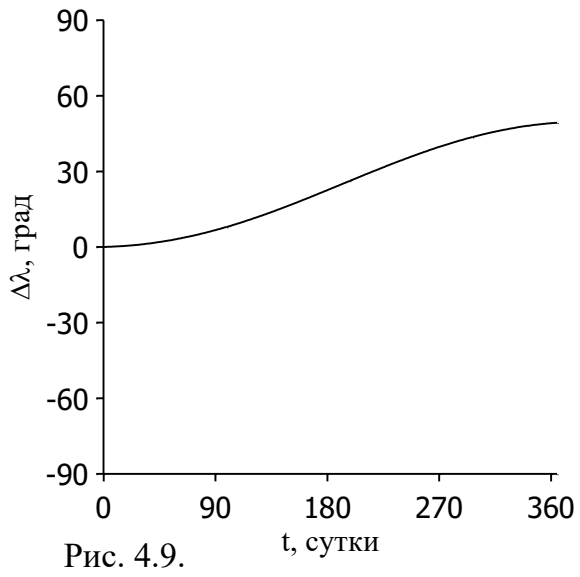
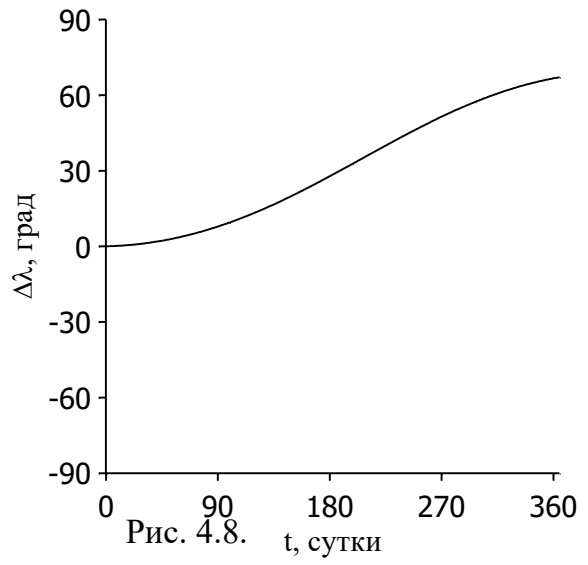
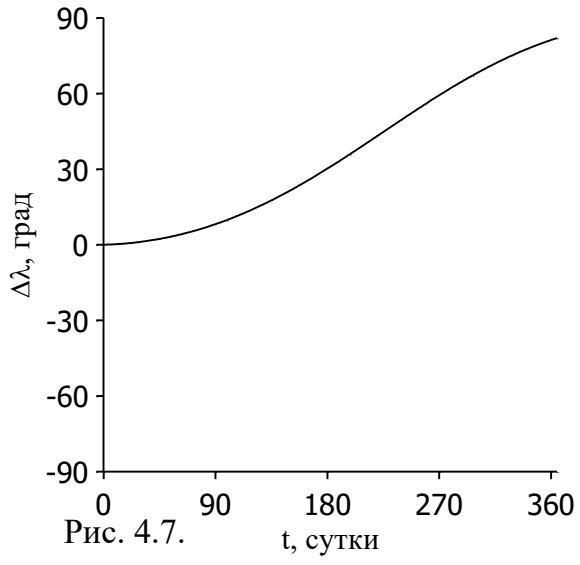
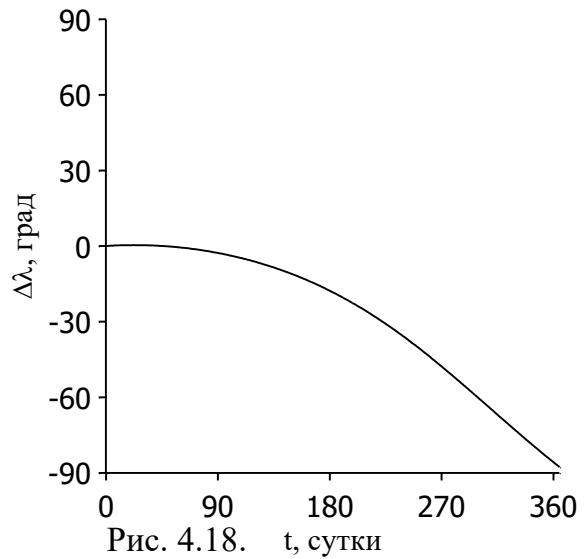
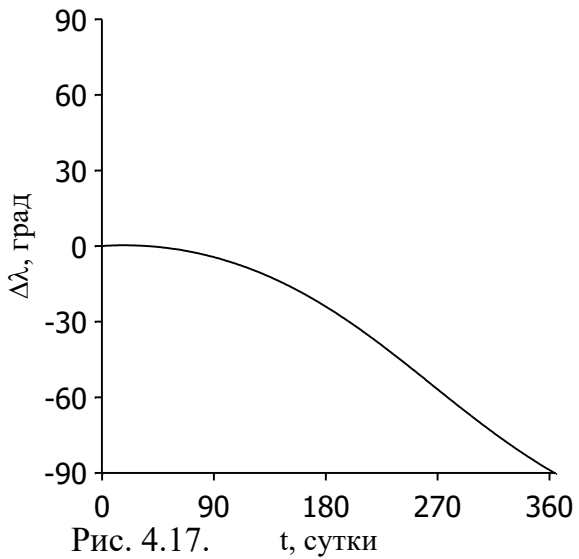
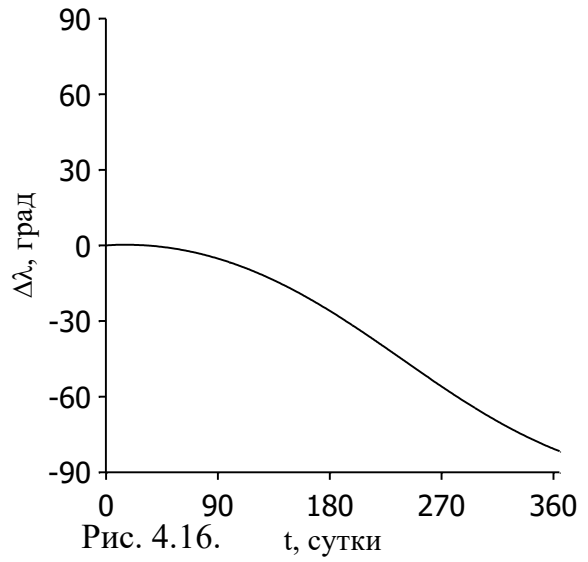
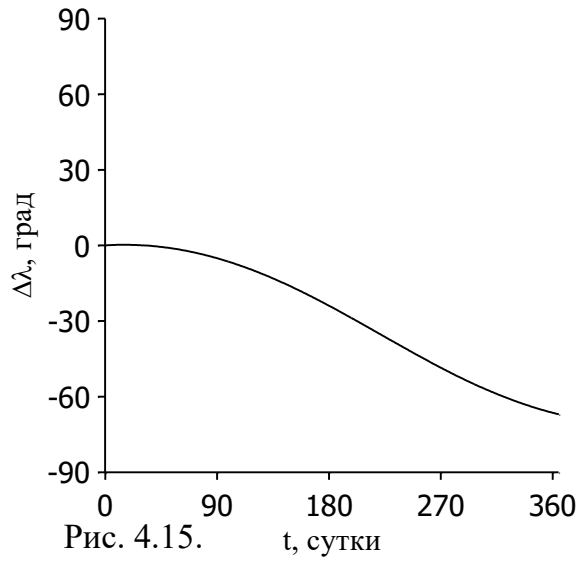
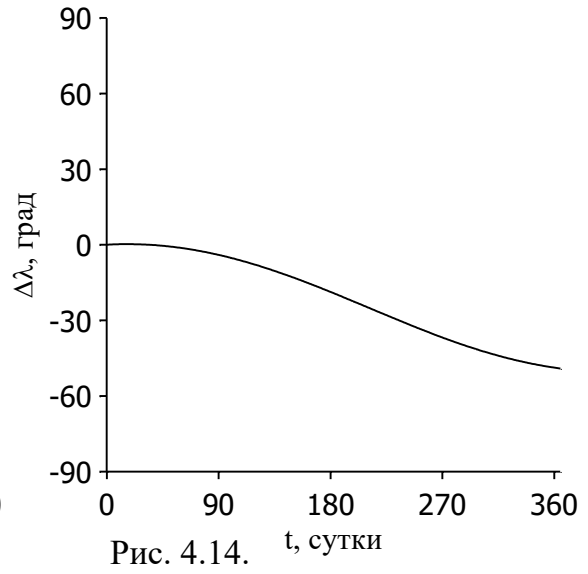
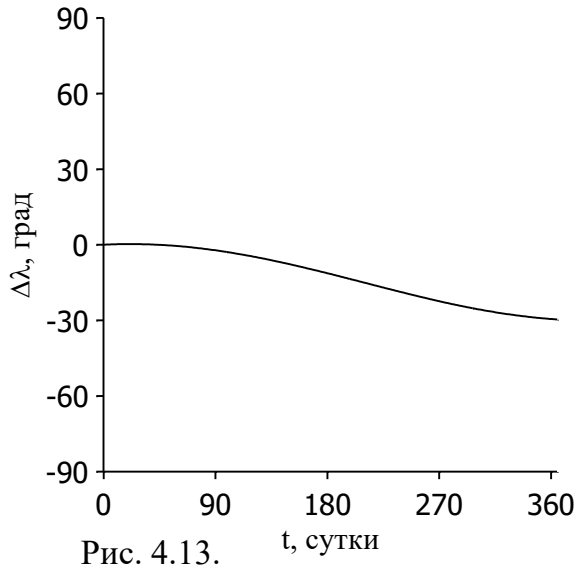


Рис. 3.4.







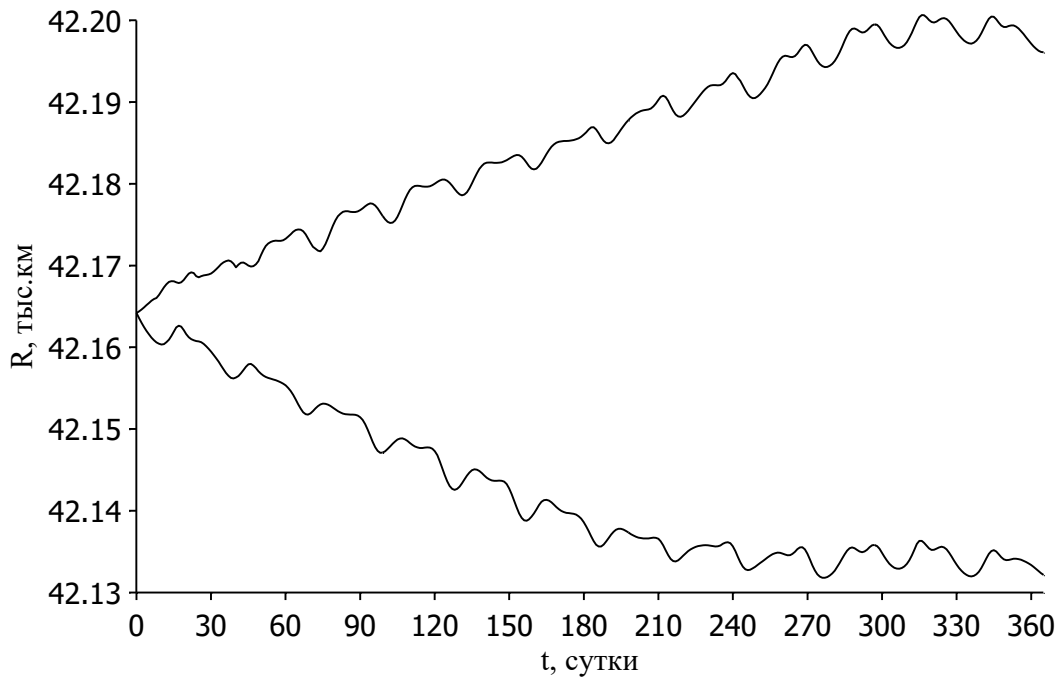


Рис. 4.19

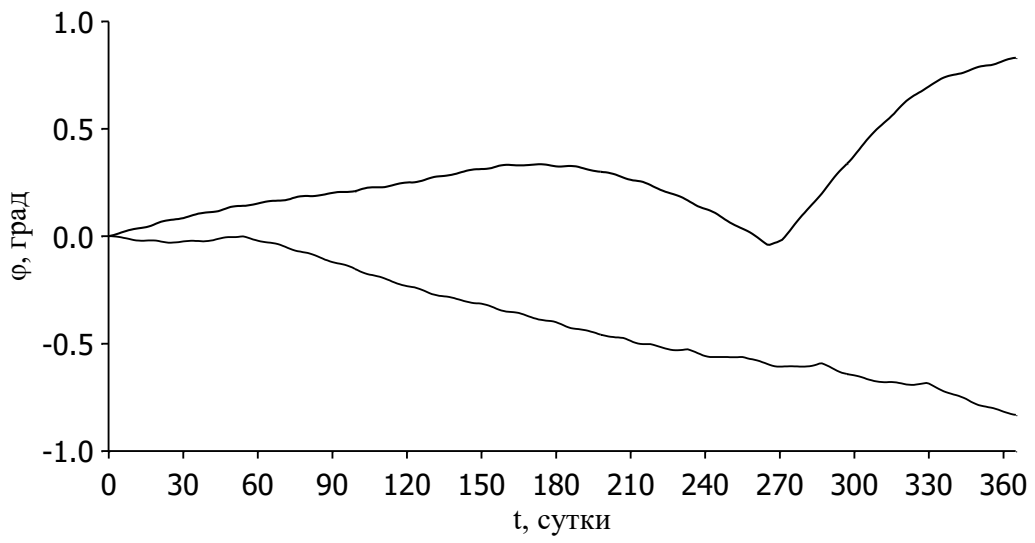
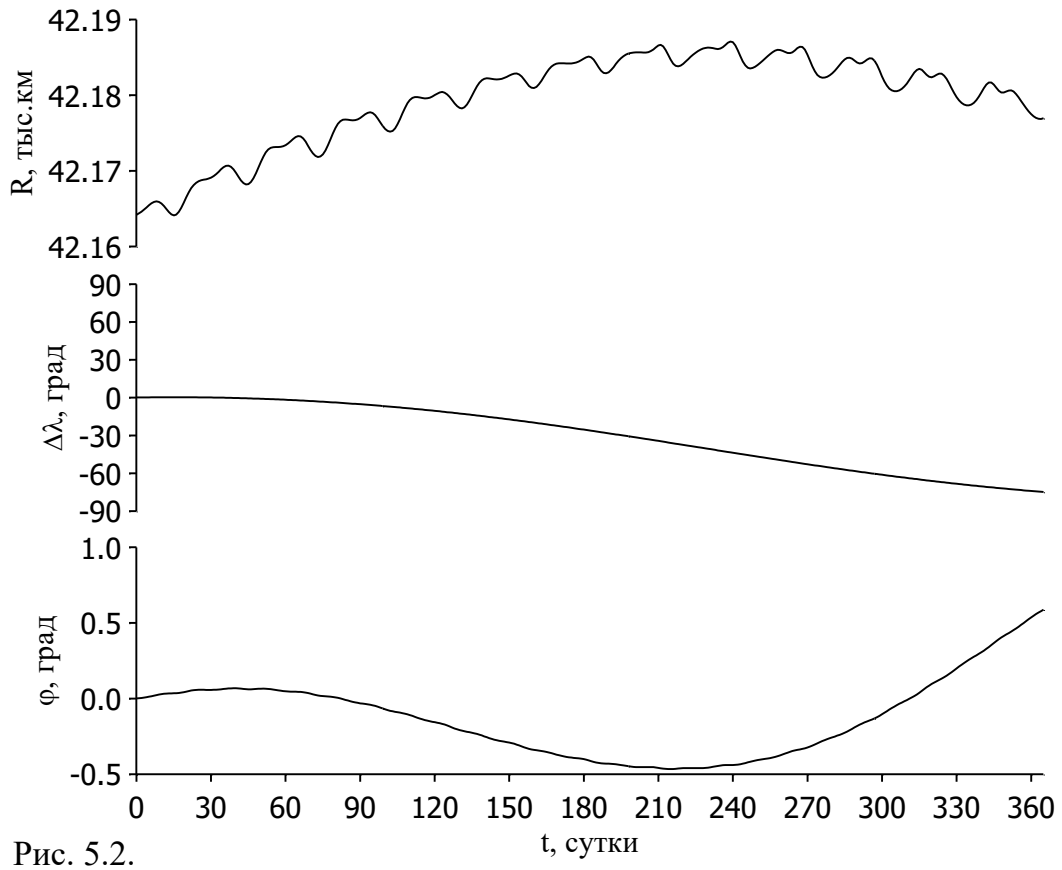
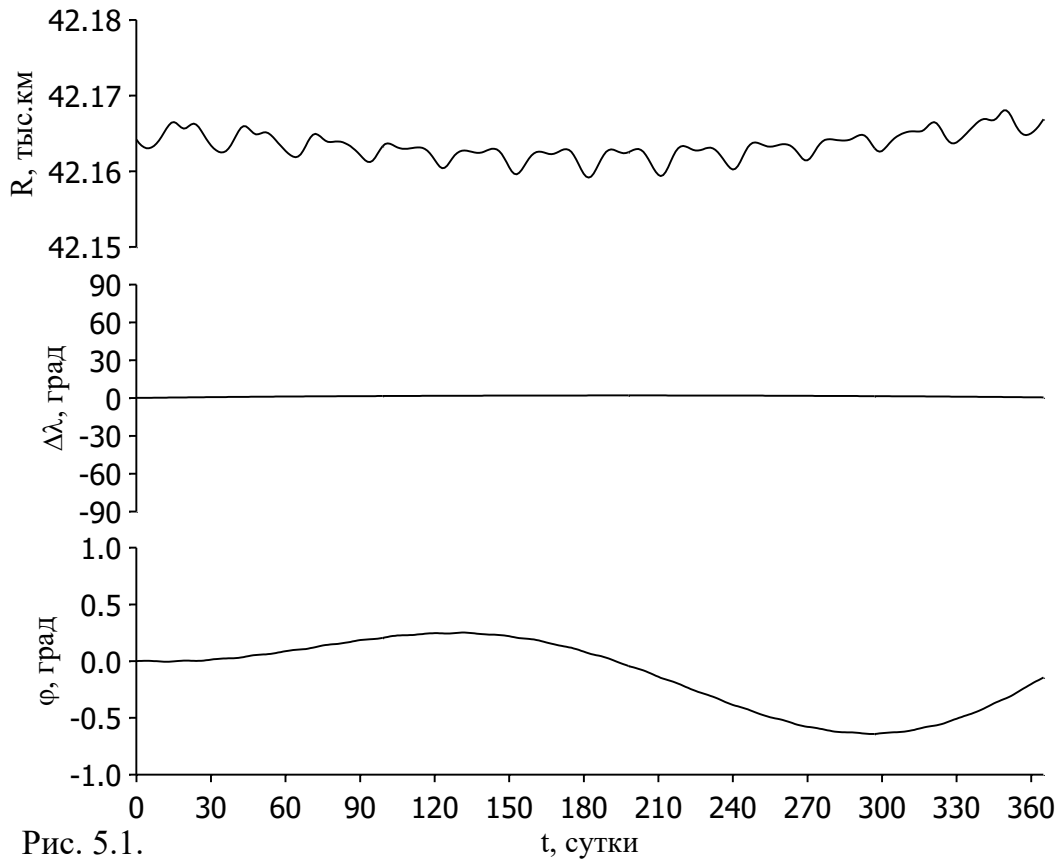


Рис. 4.20



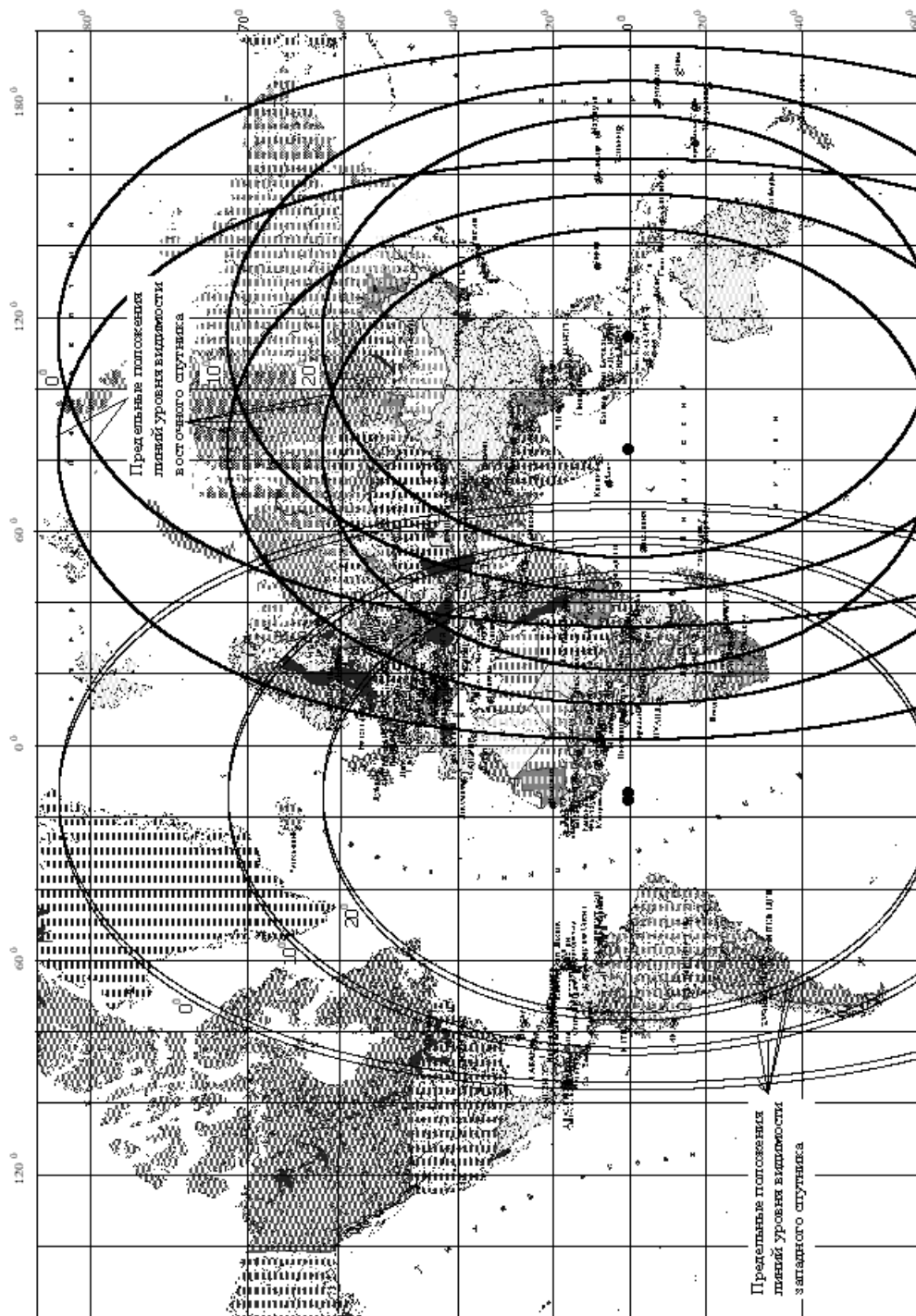


Рис. 5.3.

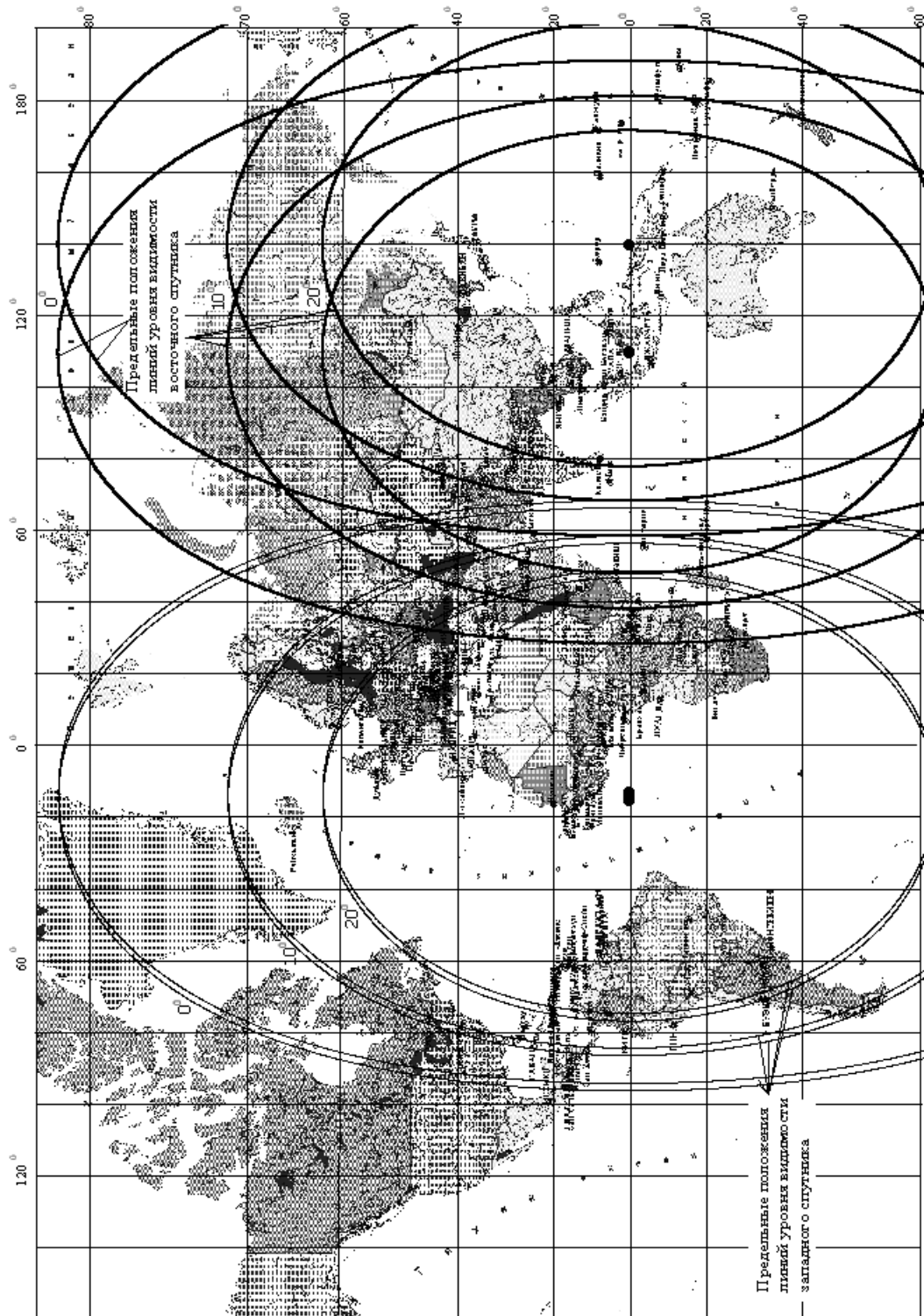


Рис. 5.4