

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

Государственное образовательное учреждение

высшего профессионального образования

«Оренбургский государственный университет»

О. Ф. КУЗНЕЦОВ

# СПУТНИКОВАЯ ГЕОДЕЗИЯ

Рекомендовано Ученым советом государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Оренбургский государственный университет» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по программам высшего профессионального образования по специальности «Городской кадастр»

Оренбург 2009

УДК 721.023(0758)

ББК 38.2 Я 7

К 89

Рецензент

Кандидат технических наук, доцент С.В.Миронов

Кузнецов О. Ф.

К 89 Основы спутниковой геодезии: Учебное пособие,  
О. Ф. Кузнецов-Оренбург: ГОУ ОГУ, 2009 – 147 с.

ISBN 5- 7410- 0544-6

В пособии приведен необходимый теоретический материал курса, изложена методика геодезических работ, с использованием спутниковых систем и электронных тахеометров при изысканиях и ведении земельного кадастра, рассмотрены основы гравитационного поля Земли, а также методика определения ускорения силы тяжести с помощью отечественных приборов.

Учебное пособие предназначено для студентов старших курсов специальности 120303 «Городской кадастр» всех форм обучения, изучивших ранее курс геодезии.

К 3300100000  
6 л 9-09

ББК 38. 2 Я 7

© Кузнецов О. Ф., 2009

ISBN 5- 7410- 0544-6

© ГОУ ОГУ, 2009

## Содержание

Введение.....	5
1 Искусственные небесные тела солнечной системы.....	8
1.1 Невозмущенное движение искусственных спутников Земли.....	12
1.2 Возмущения в движении искусственных спутников Земли.....	17
1.3 Принцип использования искусственных спутников Земли в геодезии.....	20
2 Способы наблюдения искусственных спутников Земли, применяющиеся при этом инструменты.....	22
3 Общие понятия о системах спутниковой навигации «GPS».....	25
4 Системы координат.....	28
5 Баллистическая структура .....	32
5.1 Сигналы спутниковой радионавигационной системы GPS.....	34
5.2 Навигационная радиолиния .....	37
5.3 Принципы построения приемной аппаратуры.....	39
6 Приёмники «GPS».....	40
6.1 Организация геодезических работ с использованием базовых станций «DGPS».....	43
6.2 Предварительная обработка наблюдений .....	45
6.3 Общие требования к эталонной сети для проверок и аттестации спутниковых систем.....	47
7 Принцип пространственной трилатерации.....	49
8 Электронные тахеометры.....	51
8.1 Общие сведения.....	51
8.2 Электронный тахеометр TOPCON серии GTS-230.....	55
8.2.1 Определение координат.....	60
8.2.2 Создание системы координат.....	64
8.3 Электронный тахеометр ЗТА5р УОМЗ.....	68
8.3.1 Измерения при не благоприятных условиях.....	70
8.3.2 Измерение углов.....	70
8.3.3 Измерение дирекционных углов.....	71
8.3.4 Режим съемки в полярных координатах .....	71
8.3.5 Режим съемки в прямоугольных координатах.....	72
8.3.6 Режим измерения углов, горизонтального проложения и превышения.....	73
8.3.7 Режим измерения расстояний без измерения углов.....	74
8.4 Поверки и юстировки электронных тахеометров .....	75
9 Принцип спутниковой триангуляции.....	75
10 Основы построения спутниковой триангуляции. Определение положения спутника.....	79
11 Методы определения координат.....	81
12 Определение взаимного (относительного) геоположения пунктов.....	86

13 Совместное использование спутниковых систем и электронных тахеометров при регистрации границ земельных участков.....	87
14 Определение положения по сигналам искусственных спутников Земли.....	90
15 Принципы определения координатной точки местности с использованием «GPS».....	94
16 Измерение расстояний до навигационных спутников Земли.....	95
17 Технологическая последовательность работ при определении положения пунктов.....	100
18 Спутниковые системы.....	102
18.1 Широкозонные системы спутниковой дифференциальной навигации.....	102
18.2 Интегральные навигационные комплексы GPS/IMU.....	107
18.3 STRATUS - универсальная спутниковая геодезическая система....	110
19 Пример определения координат пунктов методы трилатерации.....	114
20 Сведения из гравиметрии.....	118
20.1 Общие сведения.....	118
20.2 Нормальное гравитационное поле.....	120
20.3 Аномальное гравитационное поле.....	121
20.4 Определение ускорения силы тяжести.....	123
20.4.1 Общие сведения.....	123
20.5 Гравиметрические приборы.....	125
20.5.1 Гравиметр ГНШ – МТ2(ГМТ-1).....	128
20.5.2 Методика определения ускорения силы тяжести с точностью 0,5 и 1,0 м Гал.....	130
20.5.3 Методика определения ускорения силы тяжести с точностью 2 и 5 м Гал.....	141
21 Использование GPS – технологии при строительстве автомобильных дорог.....	143
22 Наземно-космическая топографическая съемка местности.....	144
23 Использование GPS – технологии при изысканиях автомобильных дорог.....	145
24 Литература, рекомендуемая для изучения тем.....	147

## Введение

В настоящее время запуск искусственных спутников качественно повлиял на ход научных исследований и решение практических вопросов в области геодезии. Использование искусственных спутников Земли дало геодезии методы, позволяющие решать ранее неразрешимые задачи, и чрезвычайно расширило её возможности, причем спутниковые методы обогатили как геометрическую геодезию, так и физическую – гравиметрическую.

Одной из наиболее важных и очевидных задач являлась возможность создания единой геодезической сети, охватывающей весь земной шар, а на первых шагах возможность геодезической связи континентов. Спутник, движущийся на большой высоте, может наблюдаться одновременно с весьма удаленных пунктов, и таким образом возможно построение триангуляции с очень большими сторонами треугольников, в тысячу и более километров. Кроме того, наблюдая возмущения (возмущённое движение) элементов орбит спутников, оказалось возможным определить координаты самого спутника, координаты станций (координаты границ земельных участков) наблюдения и основных элементов гравитационного поля. Соответственно возникли два метода спутниковой геодезии: геометрический, в котором спутник используется как пассивный элемент, когда спутник служит чем-то вроде сигнала в триангуляции, и орбитальной, или динамической, в котором по возмущениям элементов орбиты находятся силы, их возмущившие, то есть гравитационное поле и отклонения его от нормы, а по предвычисленным и наблюдаемым положениям уточняются координаты станций.

Так возникли методы трёхмерной спутниковой триангуляции, методы определения центра масс Земли и координат с началом в этом центре масс, появилась возможность связи триангуляции отдельных континентов и создания единой общеземной геодезической системы, а также построения пространственной геодезической системы без необходимого ранее введения вспомогательной отсчетной поверхности в виде референц - эллипсоида. Широкие перспективы открыли спутники и в физической геодезии, изучающие гравитационное поле и фигуру Земли. Уже первые наблюдения возмущения орбит спутников позволили уточнить сжатие Земли и определить его на два порядка выше, чем это позволяли сделать гравиметрический или геометрический методы. Этот способ даёт возможность также установить главные крупные черты отклонения формы Земли от общего гравиметрического эллипсоида; он подтвердил и открыл полярную и эквивалентную асимметрию Земли. Вместе с тем чрезмерное увлечение спутниковой геодезией на первых порах, когда некоторые специалисты считали, что она полностью заменит

наземные методы, прошло, и сейчас наука развивается гармонически, используя и сочетания как наземные, так и спутниковые методы.

Учебное пособие составлено по материалам лекций, читаемых в Оренбургском государственном университете. Учитывая узкий круг студентов, изучающих данную дисциплину, в основу учебного пособия положены три направления: «Сведения об искусственных спутниках Земли», «использование» приёмных спутниковых систем и электронных тахеометров при ведении земельного кадастра», «задачи геодезической гравиметрии». В пособии приведены примеры определения и обработки геодезических и гравиметрических данных, полученных в ходе решения полевых и камеральных производственных работ, что по мнению автора, будет полезным для студентов при выполнении ими научно – исследовательских задач. Некоторые окончательные формулы в учебном пособии приведены без вывода, так как их вывод потребовал бы более углубленного изложения материала спутниковой геодезии, что заметно увеличило бы объем учебного пособия и повторяло бы соответствующие дисциплины.

Настоящее пособие систематизировано по следующим основным разделам:

- 1 Искусственные небесные тела солнечной системы
- 2 Способы наблюдения искусственных спутников Земли
- 3 Общее понятие о системах спутниковой навигации
- 4 Системы координат
- 5 Баллистическая структура сети НИСЗ
- 6 Приёмники «GPS»
- 7 Принцип пространственной трилатерации
- 8 Электронные тахеометры
- 9 Принцип спутниковой триангуляции
- 10 Основы построения спутниковой триангуляции, определение положения спутника
- 11 Методы определения координат
- 12 Определение взаимного (относительного) положения пунктов
- 13 Совместное использование спутниковых систем и электронных тахеометров
- 14 Определение положения по сигналам искусственных спутников Земли
- 15 Принципы определения координат точек местности с использованием «GPS»
- 16 Измерение расстояний до навигационных спутников Земли
- 17 Технологическая последовательность работ при определении положения пунктов
- 18 Спутниковые системы
- 19 Пример определения координат пунктов методом трилатерации
- 20 Общие сведения из гравиметрии
- 21 Использование «GPS»-технологий при строительстве автомобильных дорог
- 22 Наземно-космическая топографическая съемка местности

23 Использование «GPS»-технологий при изысканиях автомобильных дорог  
Работая над учебным пособием, автор стремился изложить материал в доходчивой форме, проиллюстрировать наиболее сложные в теоретическом отношении вопросы рисунками, чертежами, более рационально разместить материал с методической точки зрения.

Автор будет признателен всем заинтересованным лицам, особенно пользователям-студентам, за замечания и предложения, направленные на содержание и редакцию текста данного пособия, выражая при этом особую благодарность заведующему кафедрой ТСП, доценту С.В. Миронову за техническую коррекцию текста, ведущему инженеру-геодезисту «ВолгаТелеком» С.В. Никищенко за консультации в области «GPS»-технологий и практическому использованию современных электронных тахеометров, а также студенткам старших курсов ГОУ ОГУ специальности «Городской кадастр» М.А. Агеевой, В.А. Афанасьевой, с которыми обсуждались отдельные главы и которые внесли ряд ценных предложений в изложенный материал.

# 1 Искусственные небесные тела солнечной системы

В настоящее время небесная механика интенсивно занимается изучением движений не только естественных небесных тел нашей Солнечной системы: планет, их спутников, астероидов, комет, но и искусственных небесных тел, созданных человеком. Это - искусственные спутники Земли (ИСЗ), автоматические межпланетные станции (АМС), посылаемые к другим планетам или Луне, космические корабли с экипажем, искусственные спутники Луны (ИСЛ) или других планет.

4 октября 1957 г. в России был запущен первый искусственный спутник Земли. Вслед за первым были запущены второй (3 ноября 1957 г.), а затем и третий (15 мая 1958 г.) спутники Земли.

2 января 1959 г. была запущена космическая ракета, которая, пролетев вблизи Луны, удалилась от Земли настолько, что вышла, как принято говорить, из поля притяжения Земли, и стала двигаться вокруг Солнца примерно так же, как и планеты нашей Солнечной системы. Так была создана первая искусственная малая планета Солнечной системы.

В 1958-1959 гг. были запущены первые искусственные спутники Земли в США. С тех пор общее число запускавшихся искусственных небесных тел достигло около 5000. Перед небесной механикой открылось новое и весьма богатое поле деятельности. Возник новый раздел небесной механики - теория движения искусственных небесных тел, которую называют в литературе различным образом: «астродинамика», «космодинамика», «теория космического полета», «небесная баллистика».

Запуск искусственных небесных тел производится в настоящее время при помощи многоступенчатых ракет, последние ступени которых содержат запускаемый объект. Это может быть или контейнер большего или меньшего размера с научной аппаратурой или же целый космический корабль, на борту которого находится космонавт (впервые в истории человечества космические корабли с людьми на борту были, как известно, запущены 12 апреля и 6 августа 1961 г.). После старта ракета движется некоторое время за счет тяги, создаваемой ее двигателями. Это – активный участок траектории ракеты, на котором мы имеем дело еще не с искусственным небесным телом, а просто с реактивным летательным аппаратом.

Сначала ракета движется вертикально вверх (чтобы как можно скорее пройти через самые плотные слои атмосферы). Затем она постепенно разворачивается в вертикальной плоскости и, двигаясь в направлении, близком к горизонтальному, набирает все большую скорость. При горизонтальном движении увеличение скорости на заданную величину требует наименьшей затраты энергии, а следовательно, и наименьшей затраты ракетного топлива. Это объясняется тем, что при таком движении притяжение Земли меньше всего сказывается на скорости ракеты, так как сила притяжения направлена тогда почти перпендикулярно к линии движения. Если бы ракета сохраняла,

допустим, все время вертикальное направление движения, то энергия двигателей ракеты затрачивалась бы не только на увеличение скорости ракеты, но и на преодоление земного притяжения, направленного в этом случае в сторону, противоположную движению, и тормозящего движение ракеты.

Когда двигатель последней ступени ракеты, исчерпав горючее, перестает работать, активный участок траектории оканчивается. Запускаемый объект отделяется тогда автоматически от ракеты, и начинается его движение по некоторой орбите относительно Земли под действием естественных сил. Этот момент называется моментом выхода космического аппарата на орбиту. Дальнейшее его движение в основном (а иногда и полностью) пассивное, т. е. неуправляемое, происходит за счет энергии приобретенной на активном участке.

Космический аппарат становится искусственным небесным телом, движение которого может изучаться, в принципе, так же, как и движение естественных небесных тел. Однако, если в классической небесной механике учитываются почти исключительно силы взаимного притяжения между небесными телами, то в астродинамике никак нельзя ограничиться только такими силами. Приходится обязательно учитывать земную атмосферу, оказывающую сопротивление тем большее, чем ближе к поверхности Земли движутся искусственные небесные тела. Нередко существенную роль играет давление солнечного излучения, оказывающее влияние на искусственные спутники Земли. Кроме того, многие запускаемые сейчас космические аппараты управляемы с помощью установленных на них ракетных двигателей. Космические корабли с экипажем на борту, обязательно управляемы. Их движение не является, таким образом, полностью пассивным. Реактивные двигатели позволяют существенно изменить в ходе движения орбиту космического аппарата, хотя по своей величине силы этих двигателей значительно меньше, чем совокупность естественных сил. Вследствие всех этих причин задачи астродинамики являются весьма сложными. Оказывается недостаточным ограничиться теми методами и результатами, которые были созданы в классической небесной механике. Очень широко применяются численные методы с использованием новейшей вычислительной техники.

В астродинамике возникает также целый ряд новых задач. Дело в том, что в рамках классической небесной механики изучаются те движения, которые уже происходят, а в астродинамике появляются, кроме того, проблемы, связанные с так называемым проектированием орбит. Каждый запуск искусственного небесного тела - это своего рода эксперимент, преследующий ту или иную цель. В каждом случае требуется, чтобы искусственное небесное тело двигалось определенным образом по заранее выбранной орбите. Например, при запуске искусственного спутника Земли можно потребовать, чтобы он двигался в дальнейшем в течение какого-то времени по круговой орбите вокруг Земли. При запуске межпланетной станции можно потребовать, чтобы она достигла, скажем, через 3 месяца Венеры и т. д. Во всех этих случаях надо

заранее рассчитать орбиту и ответить на вопрос как следует запустить космический аппарат и как следует, при необходимости, им управлять, чтобы его движение происходило по расчетной орбите.

В частности, в астродинамике имеются задачи перехода с одной орбиты на другую. Часто космический аппарат сразу после выхода на орбиту относительно Земли еще не движется так, как это требуется для достижения поставленной цели. Тогда возникает задача о переводе космического аппарата на другую, более подходящую орбиту. Для этого используются реактивные двигатели, установленные на космическом аппарате, которые можно включить по команде с Земли. Эти двигатели включаются на определенный срок и в определенный момент, и они сообщают аппарату необходимую дополнительную скорость. В результате космический аппарат начинает двигаться после этого по новой орбите.

Двигатели могут включаться на очень короткое время. Тогда аппарат испытывает действие почти мгновенного толчка, импульса. Но вообще, реактивные двигатели можно заставить работать в течение длительного времени. Тогда они будут создавать дополнительную тягу. Вопросы движения космических аппаратов с постоянной дополнительной тягой разрабатываются сейчас весьма интенсивно, хотя еще и не полностью воплощены в жизнь. Двигатели на борту космических аппаратов, создающие в течение более или менее длительного времени постоянную тягу, проектируются в настоящее время весьма успешно.

При изменении таким путем орбит можно стремиться к сравнительно небольшому их исправлению (коррекции) или к переводу космического аппарата на совсем другую орбиту. Математическая задача, возникающая при этом, заключается в том чтобы заранее определить какие именно и когда надо сообщить космическому аппарату дополнительные импульсы, чтобы его орбита изменилась желательным образом. Сложность, этой задачи состоит в том, что переход с одной орбиты на другую желательно осуществить наилучшим или, как говорят, оптимальным образом.

А именно, дополнительные импульсы должны быть как можно более слабыми по мощности (чтобы требовалось как можно меньше реактивного топлива), но в то же время, как правило, требуется, чтобы космический аппарат перешел на новую орбиту за возможно более короткий срок. Приходится решать задачу не просто перехода на новую орбиту, но задачу оптимального перехода.

Актуальны задачи о возвращении космического аппарата на Землю (с учетом торможения в атмосфере) или о посадке его на Луну или на планету. Требуется перейти с орбиты вокруг Земли или с орбиты перелета на Луну и планету на посадочную орбиту, по которой космический аппарат плавно опустится на поверхность Земли, Луны или планеты. Впервые задача мягкой посадки на другое небесное тело была решена 3 февраля 1966 года межпланетная станция «Луна-9» была посажена на поверхность нашего естественного спутника.

Задачи перехода с одной орбиты на другую тесно связаны с инженерно-техническими вопросам конструирования космических аппаратов, их автоматического управления. Воплощение их в жизнь требует общего участия специалистов по небесной механике и инженеров весьма разного профиля. Замечательными примерами реализации таких переходов являются переводы космических аппаратов на спутниковые орбиты вокруг Луны или планет.

Астродинамика не только выдвинула новые задачи, но также заставила пересмотреть ряд «старых» задач классической небесной механики, относящихся к естественным небесным телам. Например, точные расчеты перелетов на другие планеты невозможны без точнейших данных о движении самих планет. Точность имеющихся сейчас теорий движения планет (а именно, внутренних планет) оказывается в ряде случаев недостаточной. Кроме того, в задачах о движении искусственных небесных тел требуется знать точное расстояние между небесными телами и их размеры. Естественно, что это заставило астрономов пересмотреть численные значения так называемых фундаментальных и сопутствующих им астрономических постоянных, т.е. параметров, определяющих размеры земли и ее форму, вращение земли, движение Земли вокруг Солнца, соотношение между массами Земли, всех планет, Луны, Солнца, их гравитационные постоянные и т.д. Знание всех этих параметров требуется для того, чтобы можно было производить в соответствии с теориями движения точные численные расчеты положений небесных тел Солнечной системы в пространстве на тот или иной момент времени в метрах, километрах.

В 1964г. на Международном астрономическом съезде была принята система астрономических постоянных. В настоящее время принято решение о ее замене несколько другой системой.

В качестве единицы времени приняты так называемые атомные эфемероидные сутки, равные интервалу времени в 86 400 эфемерных секунд, причем длина эфемерной секунды определена по шкале атомного времени (1секунда атомного времени равного частоте колебаний излучения атома цезия-133). Калибровка атомных часов проведена так, чтобы атомные эфемерные сутки как можно лучше совпали с астрономическими средними солнечными сутками. При такой единице времени угловая скорость вращения Земли равна  $7,2921151467 \cdot 10^{-5}$  рад/с. Это соответствует периоду вращения Земли в  $23^{\text{h}}56^{\text{m}}4^{\text{s}}.0982$ . Принимается также, что вековое удлинение суток равно 0,00164 с в столетие (36525 суток). Период обращения Земли вокруг Солнца равен на 01.01.2000г. 365,25636042 суток и увеличивается на 0,00000011 суток в столетие.

Приведем значения некоторых астрономических постоянных:

1 астрономическая единица (а.е.)	149597870км,
экваториальный радиус Земли	6378,140 км,
сжатие Земли	$\frac{1}{298,257} = 0,00335278,$

(соответствующий полярный радиус Земли =6356,755км)	
геоцентрическая гравитационная постоянная (произведение	
постоянной тяготения $f$ на массу Земли)	$3,986005 \times 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ ,
отношение масс Луны и Земли	$0,01230002 = \frac{1}{81,30068}$
отношение масс Солнца и Земли	332945,7
масса Земли	$5,9742 \times 10^{24} \text{ кг}$ .

Новые значения астрономических постоянных получены в результате больших исследований, сочетающих обработку многочисленных данных наблюдений с аналитическими и численными теориями движений Земли, Луны, других планет, а так же искусственных небесных тел. Были привлечены также результаты геодезических исследований по изучению формы Земли и гравиметрических исследований по изучению распределения ускорения силы тяжести на поверхности Земли. Работа по уточнению астрономических постоянных еще далеко не закончена, так как полученные значения не являются абсолютно точными. Например, считают, что истинное значение отношения масс Луны к массе Земли заключено в пределах от 1/81,29 до 1/81,31, а эквивалентного радиуса Земли в пределах от 6378080 до 3378249м. Возможная ошибка приведенного значения астрономической единицы в километрах составляет несколько сотен километров.

### 1.1 Невозмущенное движение искусственных спутников Земли

После того как любой ИСЗ выведен на орбиту, он движется в основном под действием силы притяжения к Земле, не отличаясь в этом отношении от Луны. В первом приближении он движется по эллипсу, сохраняющему неизменное положение в пространстве, а фокус этого эллипса совпадает с центром Земли. Это - невозмущенное движение спутника. Отклонения спутника от невозмущенного эллиптического движения, т. е. возмущения, имеют место, прежде всего по той причине, что Земля не притягивает к своему центру точно по закону Ньютона (в результате сжатия Земли и неравномерного распределения плотности вещества внутри нее). Кроме того, на спутники, движущиеся сравнительно близко к поверхности Земли, действует все время дополнительная сила - сопротивление земной атмосферы.

Перед запуском какого-либо ИСЗ выбирают заранее в соответствии с преследуемым для данного спутника научными целями невозмущенную эллиптическую орбиту. Программа работы автоматического устройства ракеты задается так, чтобы запускаемый объект имел при выходе на орбиту именно ту скорость (по величине и направлению), которая соответствует выбранной эллиптической орбите).

Пусть в момент  $t_0$  выхода спутника на орбиту он находится в точке Р (Рисунок 1.), на высоте  $h_0$  над поверхностью Земли (на расстоянии  $r_0$  от центра земли) и имеет скорость, направленную горизонтально(перпендикулярно к радиус-вектору

ОР) и равную по величине:

$$V_k = \sqrt{\frac{fM}{r_o}} \quad (1)$$

где  $f$ -постоянная тяготения и  $M$  – масса Земли. Тогда невозмущенная орбита спутника будет кругом с радиусом, равным  $r_o$ , и с центром, совпадающим с центром Земли. Скорость  $V_k$  называется круговой скоростью на расстоянии  $r_o$  от центра Земли.

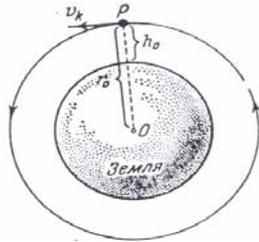


Рисунок 1-Круговая орбита искусственного спутника Земли

Произведение  $fM$  называется, геоцентрической гравитационной по этой формуле можно вычислить  $V_k$  в м/с для любого  $r_o$ .

Формулу для круговой скорости  $V_k$  удобно так же записывать в другом виде. С этой целью вычислим сначала круговую скорость  $V_{но}$  гипотетического спутника, который двигался бы по кругу с радиусом, равным эквивалентному радиусу Земли  $R=6378$  км (с точностью до 1 км). Мы получим  $V_{но}=7905$ м/с. После этого формулу для  $V_k$  перепишем следующим образом:

$$V_k = \sqrt{\frac{fM}{R}} \cdot \sqrt{\frac{R}{r_o}} = 7905 \sqrt{\frac{R}{r_o}} \text{ м/с} \quad (2)$$

Так как в этой формуле содержится лишь отношение  $\frac{R}{r_o}$ , то отпадает вопрос о том, как изменяется значение  $fM$  в зависимости от единиц длины, массы и времени.

С увеличением  $r_o$  круговая скорость спутника, которую называют в литературе так же первой космической скоростью, уменьшается. Например, на высоте 100 км над поверхностью земли (т.е. при  $r_o= 6478$ км) имеем  $V_n = 7844$ м/с, на высоте 300км (при  $r_o= 6478$ км) имеем  $V_n = 7726$ м/с.

В данном случае при некоторых простых расчетах ниже, высота  $h$  спутника над поверхностью Земли и его расстояние до центра Земли отличаются друг от друга на 6378 км. Однако это имеет место лишь в том случае, если спутник находится точно над экватором. Точка поверхности Земли с географической широтой  $\varphi$  удалена от центра Земли приблизительно на расстояние (с точностью до 1 км)

$$r = (6378 - 21 \cos^2 \varphi) \text{ км}$$

так что соответствующая высота спутника над этой точкой поверхности больше на  $2l \cos^2 \varphi$  км. В литературе приводятся обычно фактические данные о высотах спутников и их орбит над поверхностью Земли, но без указания о широте места и о расстоянии до центра Земли, что создает некоторую неопределенность.

Пусть теперь скорость  $V_o$  спутника в момент его выхода на орбиту больше круговой скорости  $V_n$ , но меньше параболической, т.е.

$$\sqrt{\frac{fM}{r_o}} < V_o < \sqrt{\frac{2fM}{r_o}}, \quad (3)$$

и направлена также горизонтально. Тогда орбита будет эллиптической, (Рисунок2).

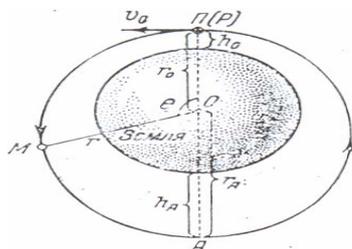


Рисунок 2.-Эллиптическая орбита ИСЗ, в случае горизонтальной скорости  $V_o$ . Большую полуось  $a$  и эксцентриситет  $e$  этой орбиты можно получить по формулам:

$$a = \frac{r_o}{3 - \left(\frac{V_o}{V_k}\right)^2}, \quad e = \left(\frac{V_o}{V_k}\right)^2 - 1. \quad (4)$$

Перигей, т.е. ближайшая к центру, а вместе с тем и к поверхности Земли точка орбиты, будет совпадать с положением  $P$  спутника в момент его выхода на орбиту.

Следовательно, если в этот момент высота спутника над поверхностью Земли была равна  $h_o$ , то это - минимальная высота спутника над поверхностью Земли при его дальнейшем движении по невозмущенной орбите.

Здесь имеется ввиду положение перигея и апогея орбиты над поверхностью Земли в начальный момент времени. В дальнейшем точки перигея и апогея невозмущенной эллиптической орбиты сохраняют неизменное положение в пространстве, но по отношению к тем или иным географическим пунктам на Земле они будут перемещаться. Дело в том, что орбита спутника сохраняет неизменное положение в пространстве, в то время как Земля вращается вокруг своей оси. Пока спутник совершит один оборот по своей орбите, Земля повернется на некоторый угол, и следующий свой оборот спутник совершит над другими географическими пунктами Земли и т.д.

Апогей – наиболее удаленная от центра и поверхности Земли точка орбиты, будет находиться над диаметрально противоположным пунктом земного шара. Апогейное расстояние  $r_a$  от центра Земли равно:

$$r_a = a(1+e) \quad (5)$$

и апогейная высота над поверхностью Земли равна

$$h_a = r_a - 6378 \text{ км} \quad (6)$$

Расстояние  $r$  от центра Земли до любой точки этой орбиты определяется по формуле:

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos \theta}, \quad (7)$$

где  $\theta$  – угол между направлениями из  $O$  на данную точку  $M$  и перигей орбиты.

Заметим, что эксцентриситет орбиты  $e$  связан с  $r_a$ ,  $h_a$ , перигейным расстоянием от центра Земли  $r_n$  и перигейной высотой  $h_n$  над поверхностью земли следующей формулой:

$$e = \frac{r_a - r_n}{2a} = \frac{h_a - h_n}{2a}. \quad (8)$$

При запуске ИСЗ приходится учитывать, кроме притяжения Земли, действие земной атмосферы. На высоте 150-160 км она оказывает еще значительное сопротивление движению любого небесного тела (хотя ее плотность там примерно в миллиард раз меньше, чем на уровне моря). Спутник, движущийся на такой высоте, не может сделать более одного - двух оборотов вокруг Земли. Вследствие сопротивления атмосферы он быстро снижается, разогревается и «сгорает». Поэтому высота спутника над поверхностью Земли в момент выхода на орбиту и его скорость должны соответствовать эллиптической орбите с перигейной высотой, превышающей 150-160 км, если подходить теоретически, то при запуске спутника на эллиптическую орбиту с перигейной и апогейной высотами  $h_n$  и  $h_a$  над поверхностью Земли совершенно безразлично, в какой точке орбиты спутник будет находиться в момент  $t_0$  выхода на нее.

Если эта точка совпадает с перигеем орбиты, то высота  $h_0$  в этот момент равна  $h_n$ , а скорость  $V_0$  должна быть направлена строго горизонтально и быть равной  $V_n = V_k \sqrt{1+e}$ , где  $e$  – эксцентриситет орбиты (вычисленный по заданным  $h_a$  и  $h_n$ ) и  $V_k$  – круговая скорость на высоте  $h_0$ . если эта точка совпадает с апогеем орбиты, то высота  $h_0$  должна быть равна  $h_a$ , то есть больше чем в предыдущем случае, но скорость  $V_0$ , направленная так же горизонтально, меньше:  $V_a = V_0 = V_n \frac{1-e}{1+e}$ . Если же эта точка находится на орбите между апогеем и перигеем, то высота  $h_0$  должна быть между  $h_n$  и  $h_a$ , а скорость  $V_0$  – между  $V_n$  и  $V_a$  и быть направленной под некоторым углом к горизонту.

На практике, однако, выгоднее, чтобы в момент выхода на орбиту спутник был в перигее, т. е. на наименьшей возможной высоте над поверхностью Земли, так как тогда ракета, с помощью которой этот спутник запускается,

затрачивает меньше всего топлива.

Во всех других случаях при запуске на орбиту с теми же характеристиками  $h_n$  и  $h_a$  расход энергии больше, поскольку возможность некоторого уменьшения скорости  $V_0$  выхода спутника на орбиту не компенсирует дополнительного расхода энергии на достижение последней ступенью ракеты большей высоты  $h_0$  на активном участке траектории.

На основании этих соображений, как отмечалось выше, рассчитывают движение ракеты таким образом, чтобы при выходе на орбиту направление скорости спутника как можно меньше отличалось от горизонтального (строгое горизонтальную скорость практически нельзя обеспечить). Тогда положение спутника в этот момент будет близким к перигею орбиты.

Невозмущенные орбиты запускаемых ИЗС весьма разнообразны, но все же можно различить следующие их основные типы:

- круговые и близкие к круговым (высоты  $h_n$  и  $h_a$  совпадают или отличаются друг от друга очень мало). Можно выделить близкие спутники, движущиеся на высотах 200-500 км над поверхностью Земли, спутники на средних высотах, т. е. от 500 км до нескольких тысяч км, и далекие спутники с расстояниями в несколько десятков тысяч км и более от поверхности Земли. Такие орбиты имеют эксцентриситет примерно 0,01 – 0,02 и менее;

- слабо эллиптические орбиты (с умеренным эксцентриситетом,  $e < 0,2$ ). Разность между  $h_a$  и  $h_n$  составляет от нескольких сотен до нескольких тысяч километров;

- сильно эллиптические орбиты (с эксцентриситетом более 0,2). Высота  $h_a$  превышает  $h_n$  в десятки и сотни раз при этом перигейная высота  $h_n$  составляет для всех эллиптических орбит, как правило, не более 500-600 км.

По расположению орбит в пространстве выделяют экваториальные спутники и близкие к ним (с малым наклоном  $i$  к экватору, до  $20-30^\circ$ ; спутники со средним наклоном ( $50-60^\circ$ ); полярные спутники и близкие к ним ( $80-90^\circ$ )).

Орбиты с  $i > 90^\circ$  наклонены к экватору под углом  $90^\circ - i$ , но спутники движутся по ним в обратном направлении, пересекая плоскость экватора с севера на юг, это спутники с обратным движением.

Интересны спутники, имеющие период обращения  $T$ , меньший (или больший) в целое число раз, чем период вращения Земли  $T_0 = 1436,07$  мин. Их видимое с Земли движение ежесуточно повторяется. Особенно интересен суточный спутник с  $T = T_0$ . Суточный экваториальный спутник, имеющий круговую орбиту, называется стационарным. Он расположен в пространстве всегда над одной и той же точкой экватора Земли.

Последние спутники имеют также ту особенность, что их орбиты обладают весьма большой перигейной высотой. Спутников с подобными сильно эллиптическими орбитами очень мало.

Запуск ИСЗ на сильно эллиптические орбиты с большими перигейными высотами или на высокие круговые орбиты осуществляется, в два этапа. Сначала спутник выводится на сильно эллиптическую орбиту со сравнительно

низким перигеем,  $h_{\text{п}} = 250-400$  км, и высоким апогеем, например 35000 км, причем на спутнике установлены реактивные двигатели. Затем, в тот момент, когда спутник достигает апогея своей первоначальной орбиты, реактивные двигатели включаются, спутник приобретает дополнительную скорость и переходит на орбиту с тем же апогеем  $h_{\text{а}} = 35\ 000$  км, но со значительно увеличенной высотой перигея  $h_{\text{п}}$ . Можно подобрать дополнительную скорость так, чтобы  $h_{\text{п}} = 35\ 000$  км. Тогда мы получим спутник на крутой орбите с  $h_{\text{п}} = h_{\text{а}} = 35\ 000$  км.

Например, пусть ИСЗ выведен сначала на орбиту с высотами (над экватором)  $h_{\text{п}} = 400$  км,  $h_{\text{а}} = 35\ 000$  км. Его скорости в апогее и в перигее равны согласно приведенным выше формулам  $v_{\text{п}} = 10\ 094$  м/с,  $v_{\text{а}} = 1612$  м/с. Мы получим также, что круговая скорость на расстоянии  $(6378+35\ 000)$  км от центра Земли равна  $v = 3104$  м/с. Следовательно, если в апогее первоначальной орбиты спутник приобретает дополнительную скорость  $v - v_{\text{а}} = 1492$  м/с, то он перейдет на круговую орбиту с  $h_{\text{п}} = h_{\text{а}} = 35\ 000$  км.

## 1.2 Возмущения в движении искусственных спутников Земли

Наибольший интерес с точки зрения небесной механики представляют возмущения искусственных спутников Земли. Именно наличие этих возмущений делает задачу о движении спутников весьма трудной и интересной.

Возмущенное движение искусственных спутников Земли удобно описывать с помощью оскулирующих изменение размеров, форм, положения эллиптической орбиты в пространстве – варьирование элементов эллиптической орбиты. На рисунке 3 представлена схематически эллиптическая орбита спутника в пространстве вокруг Земли, напоминающая

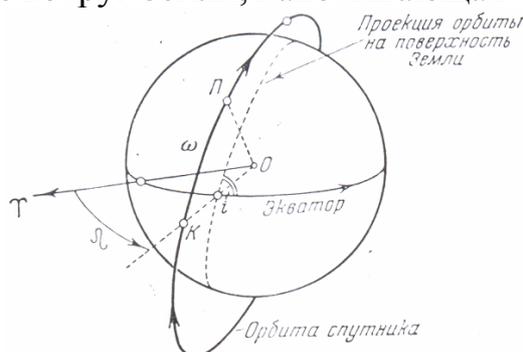


Рисунок 3-Эллиптическая орбита ИСЗ в пространстве вокруг Земли. Стрелками указаны положительное направление вдоль экватора и направление движения спутника.

в какой-то степени орбиты первых трех отечественных спутников. На этом рисунке  $OY$  – направление из центра Земли  $O$  на точку весеннего равноденствия,  $OK$  – направление на восходящий узел орбиты, т.е. точку, в которой спутник пересекает плоскость экватора, двигаясь с юга на север,  $\Pi$  – перигей орбиты. Размеры и форма орбиты определяются большой полуосью  $a$  и

эксцентриситетом  $e$ . Положение плоскости орбиты в пространстве определяется углом  $\Omega$  (долгота восходящего узла орбиты) между направлениями  $OY$  и  $OK$ , отсчитываемым от  $OY$  к востоку, и углом  $i$  (наклонение) между плоскостью орбиты и плоскостью экватора. Угол  $i$  есть так же угол между проекцией орбиты на поверхность Земли и экватора. Он измеряется между положительными направлениями вдоль экватора (с запада на восток) вдоль проекции орбиты (в сторону движения спутника) и, следовательно, может иметь значение от  $0$  до  $180^\circ$

Ориентация орбиты в ее плоскости определяется углом  $\omega$  (угловое расстояние перигея от узла орбиты) между направлениями  $OK$  и  $OP$ .

Если мы фиксируем какой-нибудь момент  $t_0$ , то, начиная с этого момента, в течение нескольких оборотов подряд движение спутника в пространстве происходит почти по одной и той же эллиптической орбите. Но, например, через 10-15 дней мы обнаружим, что спутник обращается вокруг Земли в течение одного-двух оборотов также почти точно по эллипсу, однако этот эллипс уже заметно изменил свои размеры и расположение в пространстве по сравнению с тем, который - мы определили раньше. Изменение элементов орбиты дает полное представление о характере возмущений в движении спутника.

Основными причинами возмущений орбит спутников, движущихся на близких и средних расстояниях от поверхности Земли, являются:

- сопротивление атмосферы;
- сжатие Земли и ее неоднородность (т.е. отличие притяжения Земли от ньютоновского притяжения шара);
- давление солнечного излучения.

Для далеких ИСЗ, для которых расстояния от Земли составляют несколько десятков тысяч километров и более, основные возмущения возникают из-за притяжения Луной и Солнцем, аналогичные возмущениям естественных спутников нашей Солнечной системы.

Величина  $\frac{m}{S}$  (масса, приходящаяся на единицу площади поперечного сечения спутника) называется поперечной нагрузкой. Чем больше поперечная нагрузка, тем  $W$  меньше.

Конечно, сила сопротивления атмосферы и торможение для искусственных спутников Земли очень малы по сравнению с силой притяжения Земли и ускорением, определяемым этой основной силой, которая управляет движением спутника. Например, полагая, что спутник массой 100 кг и с поперечным сечением

$1 \text{ м}^2 = 10^4 \text{ см}^2$  движется со скоростью около  $8 \text{ км/с} = 8 \cdot 10^5 \text{ см/с}$ , получим, что на высоте  $h=160 \text{ км}$  над поверхностью Земли, где  $\rho \sim 10^{-12} \text{ г/см}^3$ , а:

$$R \sim 7040 \text{ дин} (= 7,18 \text{ г}), W = 0,070 \text{ см/с}^2;$$

при  $h = 225-230$  км имеем  $\rho \sim 3 \cdot 10^{-13}$  г/см<sup>3</sup> и  
 $R = 1,9$  г,  $W = 0,021$  см/с<sup>2</sup>

В то же время ускорение  $W_0$ , вызываемое силой притяжения к Земле (если считать Землю шаром), определяется формулой:

$$W_0 = \frac{fM}{r^2} \quad (9)$$

где  $r$  – расстояние до центра Земли. При  $h = 160$  км имеем  $r = 6538$  км  $= 6,538 \cdot 10^6$  м, откуда

$$3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2, \\ W_0 = 42,8 \cdot 10^{-12} = 9,33 \text{ м/с}^2; \text{ при } h = 230 \text{ км, } r = 6,608 \cdot 10^6 \text{ м} \\ \text{Имеем } W_0 = 9,14 \text{ м/с}^2$$

так что при  $h=160$  км, и  $h = 230$  км отношение  $W_0$  возмущающего ускорения (торможения) к основному составляет примерно 1/15000 и 1/50000 соответственно. Тем не менее, действие атмосферы приводит постепенно к весьма существенным изменениям движения спутника.

Продолжительность существования ИСЗ. Постепенное убывание большой полуоси орбиты и перигейной высоты  $h_p$  орбиты спутника приводит к тому, что наступает момент, когда  $h_p$  уменьшится до 150-160 км. При этом спутник попадает в такие слои атмосферы, где сколько-нибудь, длительное движение становится невозможным, спутник «сгорает» и прекращает свое существование. Высоты 150-160 км над поверхностью Земли для круговой орбиты, т.е. значения большой полуоси орбиты, равные 6528-6538 км, соответствуют периодам обращения 87,48-87,68 мин.

Когда период обращения спутника, убывая, приближается к указанным значениям, то это говорит о том, что спутник должен уже скоро «сгореть». Критическим значением периода обращения спутника считается 87,75 мин., что соответствует большой полуоси орбиты, равной 6541 км (или средней высоте над поверхностью Земли, равной 163 км).

Таким образом, искусственные спутники Земли, которые выводятся на орбиты, лежащие хотя бы частично в тех слоях атмосферы, где ее сопротивление оказывает заметное влияние, имеют определенный срок «жизни». Чем выше над поверхностью Земли лежит орбита, на которую выводится спутник при запуске, и чем больше поперечная нагрузка спутника, тем больше срок ее «жизни», и наоборот

Первый ИСЗ, запущенный 4 октября 1957 г., просуществовал до первых чисел января 1958 г., совершив около 1350 оборотов вокруг Земли.

Исходя из скорости изменения большой полуоси, эксцентриситета орбиты, перигейной высоты, можно подсчитать, сколько времени потребуется для того, чтобы период обращения спутника достиг критического значения 87,75 мин., и таким образом заранее установить Примерный срок «жизни» спутника. В ряде и зарубежных авторов получены графики, таблицы или формулы для сроков «жизни» спутника в зависимости от его поперечной нагрузки и параметров

орбиты в начале движения.

### **1.3 Принцип использования искусственных спутников Земли в геодезии**

1. Появление искусственных спутников Земли (ИСЗ) привело к автоматизации геодезических работ. Возникла возможность решить некоторые задачи, которые не могли быть решены в рамках классической науки, равно как и уточнить некоторые старые решения. Применение искусственных спутников Земли в геодезии позволило развить два направления. Первое из них - геометрическое, состоит в том, что спутник используется как весьма удаленная визирная цель, расположенная в пространстве над Землей. В этом случае, определяя направление на него с пунктов с известными координатами – положение пункта с неизвестными координатами. Таким образом, может быть построена система пространственных треугольников с вершинами в опорных точках на Земле и в пространстве в местах нахождения спутников в моменты наблюдений. Имея известный базис или базисы – расстояния между опорными точками с известными координатами, можно решить все треугольники и определить координаты их вершин и расстояния между ними. При этом наблюдать спутник можно с нескольких точек, каждый раз одновременно. Поэтому метод зовется методом синхронных наблюдений. Большая высота спутника над Землей позволяет наблюдать его одновременно с весьма удаленных пунктов земной поверхности, не имеющих прямой видимости между собой. Так, вполне реальны наблюдения с пунктов, отстоящих друг от друга на несколько тысяч километров. Поэтому треугольники полученной таким образом пространственной триангуляции могут иметь большие стороны и могут связывать весьма удаленные пункты, например, континенты с островами, острова между собой. Метод дает возможность связи континентов, увязки разрозненных геодезических сетей между собой, создания единой мировой геодезической системы и определения наилучшего эллипсоида относимости для всей Земли. В принципе метод позволяет точно определить фигуру реальной Земли, т.е. фигуру ее физической поверхности, поскольку он дает пространственные координаты станций, расположенных на земле, а не на их проекции эллипсоид.

Практически нужно иметь достаточно большое количество станций, а именно такое которое обеспечило необходимое для решения этой задачи представление фигуры реальной Земли. При использовании этого метода играет роль удобное для построения триангуляции расположение спутника и возможность наблюдать его с разных станций в строго определенных моменты.

2. Второе направление использования искусственных спутников Земли в геодезии основано на решении динамической задачи. В принципе этот метод также может быть использован для построения пространственной космической триангуляции.

Пользуясь теорией движения искусственных спутников, можно для любого момента определить положение спутника на орбите и его положение в пространстве (почему способ часто называют орбитальным), наблюдая спутник с двух станций – с известными координатами и неизвестными, мы можем вычислить треугольник и определить его известные координаты определяемой станции. В этом случае, поскольку положение на орбите определяется в небесной механике относительно центра масс Земли, появляется возможность попутно определить и положение центра масс. Однако в силу ряда причин и в первую очередь в силу неоднородности гравитационного поля, орбита спутника не является правильной эллиптической орбитой, а непрерывно эволюционирует. Поэтому, чтобы знать точно положение спутника в пространстве, надо ввести поправки на влияние гравитационного поля, сопротивление атмосферы, световое давление, и т.п. Для этого в свою очередь надо знать точно гравитационное поле Земли, его системные и аномальные отклонения от однородности. Но метод позволяет решить и обратную задачу: по отклонениям наблюдаемых положений спутника от невозмущенных каковы бы они были при центральном гравитационном поле, установить основные характеристики гравитационного поля, его отклонения от центрального, а так же определить основные элементы фигуры Земли, ее сжатие и региональные отклонения от правильного эллипсоида вращения.

То же относится к вопросам влияния сопротивления атмосферы, светового давления других возмущающих орбитальное движение спутника факторов.

Геометрический принцип спутниковой геодезии не нов. Идеи использовать небесные объекты в качестве визирных целей неоднократно высказывались и осуществлялись на практике. Так, Луна может быть использована для решения геодезических задач, однако ее удаленность не позволяет получить высокой точности. Максимальный суточный параллакс Луны составляет  $61'32''$ , поэтому если ее использовать как визирную цель для построения треугольников, то последние получатся с очень острыми углами и их решение, будет иметь низкую точность. Так же вследствие удаленности влияние на Луну неоднородности земного гравитационного поля невелико, что так же приводит к низким точностям при определении его параметров и параметров фигуры Земли. Большую трудность также представляет точное наведение на Луну, поскольку форма ее неправильна и центр геометрической фигуры определяется довольно грубо. Координаты точки на Земле с помощью наблюдений Луны в лучшем случае могут быть определены с точностью 100 м и более. Метод покрытия звезд Луной позволяет определять координаты наземных пунктов более точно. Наблюдая одновременно момент исчезновения звезды за лунным диском с двух наземных станций и зная координаты одной из наземных станций и центра Луны, а также зная лунный диаметр, можно построить треугольник с двумя известными положениями вершин и двумя измеренными углами: решая этот треугольник, легко определить координаты третьей вершины, т.е. координаты искомой станции. Одновременность наблюдений достигается здесь самим фактом одновременности покрытия.

Однако это не вполне точно. Для различных положений наблюдателя моменты покрытия не совпадают. Для пунктов, расположенных на расстояниях в несколько сотен километров на Земле, ошибка за счет неодновременности покрытия и источника знания лунной топографии имеет порядок 20 м.

Как уже рассмотрено ранее, наблюдения Луны – ее либраций и неравенств движения, - позволяют определить и основные параметры фигуры Земли. Однако большая удаленность Луны требует очень точного времени синхронизации наблюдений и точных угловых измерений. Так, при средней удаленности Луны на 384400 км ошибка направления в  $0",01$  вызовет линейное смещение на Земле в 20 м. В то время при удалении визирной цели на 1000 км та же ошибка в направлении вызовет линейное смещение лишь на 5 см.. Иными словами, даже просто достигаемая точность угловых измерений в  $1'$  обеспечит получение координат станций с точностью 5 м. ошибка во времени наблюдения на 1 микросекунду вызовет ошибку в координатах 1 м. то же относится и к определениям элементов гравитационного поля Земли. Луна, удаленная от Земли примерно в 300-500 раз дальше искусственного спутника, испытывает воздействие притяжения Земли и его возмущений примерно в  $10^5$  раз слабее. Поэтому искусственные спутники Земли оказываются объектами, весьма полезными для геодезии. С одной стороны, они достаточно далеки от Земли, чтобы обеспечить возможность построения точной сети пространственной триангуляции со сторонами в несколько сотен и даже тысяч километров, тогда как при наземных визирных целях обычная длина сторон треугольников 25-30 км. С другой стороны, они достаточно близки, чтобы эффективно ощущать влияние аномального гравитационного поля. Наконец, при выборе высот движения геодезических спутников большую роль играет сопротивление атмосферы. И если для целей геометрической спутниковой геодезии это важно лишь в смысле длительности времени существования спутника, то для задач, связанных с наблюдением возмущений орбит, это важно и с точки зрения этого фактора.

## **2 Способы наблюдения искусственных спутников Земли, применяющиеся при этом инструменты**

Существуют различные способы наблюдения ИСЗ: оптический визуальный, фотографический, радиотехнический и лазерный. Первые два дают направления на спутник, третий – расстояния, четвертый – то и другое, поэтому выгодным является сочетание способов.

**1. Оптические способы наблюдений.** Оптический визуальный способ применялся на заре развития спутниковой геодезии и в силу своей низкой точности больше не применяется. Фотографические наблюдения в зависимости от способа и инструмента обеспечивают угловую точность в  $\pm 0",5 - 2"$ , что как мы уже видели, соответствует приблизительно 2-10 м в определении координат станции. Радиоинтерференционный способ определяет расстояния, а не

направления, так что он не является альтернативным фотографическому способу.

Наиболее распространенным способом наблюдений является фотографирование спутника на фоне звезд. При этом получается фотография следа спутника на пластинке, на которой одновременно фотографируется несколько опорных звезд, координаты которых  $\alpha$ ,  $\delta$  приведены в специальных каталогах. Если смещение спутника относительно опорной звезды  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\delta$ , то его координаты будут  $\alpha + \Delta\alpha$ ,  $\delta + \Delta\delta$ .

Точность фотографического определения координат спутника определяется точностью каталога опорных звезд и точностью компаратора, на котором производятся измерения. Средняя квадратическая ошибка фотографического определения направления на спутник  $1'' \div 2''$ .

Существуют три разновидности фотографического метода:

1) когда фотопластинка или пленка неподвижна и на ней фиксируются следы перемещающихся суточным движением звезд и спутника в виде прямых линий с разрывами, задаваемыми часами;

2) когда пластинка перемещается вместе с камерой, следя за суточным движением звезд; в этом случае на пластинке получаются точечные изображения звезд и прямолинейная траектория спутника с временными разрывами;

3) когда камера перемещается, следя за спутником. В этом случае спутник изображается на пластинке точкой, а звезды штриховыми линиями.

Первому случаю соответствуют азимутальные неподвижные установки, при которых инструмент имеет движение по азимуту и высоте. Труба инструмента наводится на спутник или заранее устанавливается на область неба, где спутник будет проходить, и закрепляется. В момент прохождения спутника открывается затвор камеры. Второму случаю соответствуют параллактические установки с часовым механизмом, обеспечивающим суточное движение камеры по прямому восхождению. С такой камерой получают непосредственно прямое восхождение и склонение спутника. Наконец в третьем случае обычно употребляют азимутные установки, имеющие движение, позволяющее следить за спутником и оставляющие его изображение на пластинке неподвижным.

Инструменты третьего типа наиболее совершенны, потому что они позволяют наблюдать слабо светящиеся спутники. Так, отслеживающая спутник камера Бейкера - Нанна фотографирует спутники до 12 звездной величины, тогда как неподвижные установки обеспечивают видимость спутника до 4-7-й звездной величины.

За недолгий период развития спутниковой геодезии было сконструировано и употреблялось около двух десятков различных инструментов для фотографических наблюдений. Нет смысла, да и затруднительно все их описывать.

**2. Радиотехнические методы измерения расстояний.** Для определения расстояния до спутников применяются радиодальномерные системы, использующие фазовый принцип измерения.

Система состоит из трех станций с твердыми координатами, спутника и четвертой, определяемой станцией. Расстояния между станциями могут быть до четырех тысяч километров. Дальность спутника измеряется подсчетом изменений фаз. Измерения с трех станций обеспечивают определение положения спутника. Измерения с четвертой станции позволяют определить ее собственное положение.

Применяется также метод доплеровского смещения частоты при удалении или приближении движущихся излучателей. Для этого на спутнике устанавливается передатчик, подающий частоту  $f_c$ , которая сравнивается со стандартной частотой наземной приемно-передающей станции. Сдвиг частоты при перемещении спутника по лучу зрения, вызванный доплеровским эффектом, есть функция самой частоты и скорости изменения расстояния:

$$\Delta f = f_n - f_c = \frac{f_c ds}{cdt}, (10)$$

где  $f_n$  – наблюдаемая частота,  
 $f_c$  - передающая частота спутника,  
 $c$  – скорость света,  
 $S$  – расстояние до спутника.

Практически невозможно определить мгновенную частоту  $f_n$ . Наблюдают некоторую интегральную частоту за время наблюдения  $t_1 - t_0$ . За это время частота изменяется от некоторого нулевого значения  $f_0$  до  $f_1$ , так что получают интегральную величину:

$$\int_{t_0}^{t_1} (f_1 - f_0) dt, (11)$$

но  $f_1$  можно определить как  $f_1 = f_c + \Delta f$ ; тогда

$$A = \int_{t_0}^{t_1} (f_1 - f_0) dt = \int_{t_0}^{t_1} (f_c + \Delta f - f_0) dt = (f_c - f_0)(f_1 - f_0) + \frac{f_c}{c}(S_1 - S_0), (12)$$

Таким образом, по наблюдаемой величине  $A$  при неизвестных  $f_c$ ,  $f_0$ ,  $c$  можно получить изменение расстояния до спутника  $S_1 - S_0$  за время  $\Delta t = t_1 - t_0$  т.е. скорость по лучу зрения.

**3. Лазерный метод.** Наиболее перспективным методом измерения положений спутников и координат станций является лазерный метод. Этот метод может давать расстояния и направления одновременно, так что он полнее любых других методов. Принцип этого способа очень прост: световой импульс лазера посылается к спутнику, отражается от него и принимается приемной станцией на Земле; одновременно фиксируется точное время. Тогда путь, пройденный лучом лазера в одном направлении  $S = \frac{1}{2}c\Delta t$ , и есть расстояние до спутника. Здесь  $c$  – скорость света,  $\Delta t$  – разность времени от момента посылки до приема лазерного луча.

Кроме того, отраженный лазерный импульс может быть сфотографирован на фоне звезд. Тогда, как и в фотографическом способе, мы получаем небесные угловые координаты спутника по известным координатам звезд. Таким образом, лазерный метод обеспечивает определение полного топоцентрического вектора положения спутника. Метод позволяет определить сразу положение спутника в пространстве или, решает обратную задачу, - координаты станции. Обычно определяются поправки в координаты. Уже на первых порах применения лазерного метода были достигнуты точности в определении координат в + 2м.

### **3 Общее понятие о системах спутниковой навигации «GPS»**

Уровень традиционных, технологий производства топогеодезических работ в настоящее время уже существенно не соответствует современным требованиям выполнения инженерных изысканий и системного автоматизированного проектирования по объемам, срокам и стоимости производства работ, требованиям к инженерно-геодезическому сопровождению строительных процессов и эксплуатации инженерных сооружений и, наконец, не соответствует современному уровню развития, средств автоматизации и вычислительной техники.

Спутниковые Навигационные Системы (СНС) - специальный комплекс космических и наземных технических средств, программного обеспечения и технологий, предназначенных для решения широкого круга актуальных задач, связанных, прежде всего с оперативным и точным определением местоположения относительно Земного сфероида человека, транспортных средств, технических систем и объектов при решении навигационных, оборонных, инженерно-геодезических, геологоразведочных, экологических и других задач

Спутниковые навигационные комплексы, созданные впервые в США, - «NAVSTAR» и в России - «ГЛОНАСС» (ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система), вошли в международную практику решения военных, навигационных, инженерных и других проблем под названием Global Positioning System» («GPS») или дословно - Глобальная Система Позирования (местопределения). Поэтому в дальнейшем Спутниковые Навигационные Системы (СНС) можно называть, используя международную аббревиатуру («GPS»).

Возможность оперативного определения координат местоположения имеет столь существенное значение в жизни современного человечества, что системы «GPS» рассматривают как «Новое достояние цивилизации». Появление спутниковых навигационных систем, уже ставших доступными рядовому пользователю безусловно, предопределяет в ближайшем будущем качественное изменение содержания и методов производства большинства видов инженерно-геодезических работ

Принципы функционирования «GPS» основаны на определении местоположения по расстояниям до группы высокоорбитальных навигационных искусственных спутников Земли, выполняющих роль точно координированных точек отсчета (подвижных пунктов геодезической сети).

Каждая из систем спутниковой навигации состоит из трех самостоятельных подсистем: А, В, и С.

**А** – подсистема орбитального комплекса, состоящая из высокоорбитальных искусственных спутников Земли (ИСЗ) и средства вывода их на орбиты. Каждый спутник имеет на борту несколько высокоточных атомных часов – эталонов частоты. Спутники постоянно транслируют координатные радиосигналы и навигационные сообщения и создают тем самым глобальное навигационное поле.

Создание в нашей стране орбитального комплекса «ГЛОНАСС» штатного состава из 24 навигационных спутников было начато в октябре 1982г. И завершено в декабре 1995г. Искусственные спутники «ГЛОНАСС» равномерно распределены в трех орбитальных плоскостях, разнесенных относительно друг друга на  $120^\circ$ . Плоскостям соответственно присвоены номера 1,2, и 3 с возрастанием в сторону вращения Земли, при этом номинальные значения абсолютных долгот идеальных плоскостей зафиксированы:

$$215^\circ 15' 00'' + 120^\circ (i - 1) \quad (13)$$

где  $i$  – номер орбитальной плоскости.

Номинальные расстояния между соседними спутниками «ГЛОНАСС» по аргументу широты составляют  $45^\circ$ . Спутникам 1-й орбитальной плоскости присвоены номера с 1 по 8, спутникам 2-й орбитальной плоскости с 9 по 16 и спутникам 3-й орбитальной плоскости – с 17 по 24. Орбитальные плоскости сдвинуты относительно друг друга по аргументу широты на  $15^\circ$ .

Навигационные спутники системы NAVSTAR размещены в шести орбитальных плоскостях по четыре спутника в каждой.

Высота орбиты навигационных спутников системы «ГЛОНАСС» - 19-100 км, системы «NAVSTAR» - 20-180км.

Период обращения спутников системы «ГЛОНАСС» - 11 часов 15 минут 44 секунды, система «NAVSTAR» - 12 часов.

Наклонение орбиты системы «ГЛОНАСС» -  $64,8^\circ$ , системы «ГЛОНАСС» -  $55,0^\circ$ .

Такая конфигурация орбитальной структуры спутниковых навигационных систем обеспечивает глобальную и непрерывную зоны действия системы, а так же оптимальную геометрию взаимного расположения спутников для повышения точности определения координат.

Навигационные спутники систем «GPS» непрерывно излучают радиосигналы различной точности. Так, для системы «ГЛОНАСС» предусмотрены сигналы двух типов:

— Высокой точности (ВТ) – предназначен исключительно для решения задач Министерства обороны РФ;

— Стандартной точности (СТ) – доступен всем потребителям;  
Для системы «NAVSTAR» предусмотрены навигационные сигналы трех типов:

- Protected (P-code) – защищенный, предназначенный прежде всего для нужд МО США;
- Selective Availability (S/A) – избирательной доступности, преднамеренно создавая значительный и непредсказуемый уход спутниковых часов создает значительные ошибки в определении местоположения для общегражданского круга пользователей;
- Clear Acquisition (C/A) – легкой распознаваемости, т.е. – это общегражданский код.

**Б** – наземная подсистема контроля и управления состоит из группы станций слежения, нескольких станций загрузки на ИЗС и главной станции. Эта подсистема осуществляет мониторинг целостности системы и является первичным источником информации, поставляемой пользователям. Ее основными задачами являются:

- контроль за работой навигационных ИЗС;
- сбор информации для определения прогноза орбит (эфемерид);
- формирование единой временной системы всего орбитального комплекса и ее синхронизация относительно Всемирного времени и экспортирование данных в память бортовых компьютеров навигационных ИЗС.

Эфемеридно-временная информация закладывается в память ИЗС дважды в сутки, что обеспечивает высокую точность навигационных определений.

**В** – подсистема пользователей состоит из комплекса аппаратно-программных средств, реализующих основное назначение «GPS» - определение координат для геодезического применения.

Главными факторами широкого использования аппаратуры пользователей «GPS» являются:

- всепогодность;
- оперативность первого определения координат (менее 3 мин от включения);
- непрерывность определения координат (каждые 0,5с);
- малые габариты и вес приемников;
- Малая энергоемкость;
- Простота эксплуатации;
- Высокая точность;
- Сравнительно небольшая стоимость.

Данные позиционирования представляются в любом удобном для пользователя цифровом виде: в различных графических системах координат или в любой прямоугольной системе координат с возможностью описания и систематизации объектов позиционирования.

В настоящее время спутниковые навигационные системы уже нашли широкое применение в следующих областях: военной; на космическом, воздушном, морском, речном, автодорожном, железнодорожном и других видах транспорта; в геодезии, картографии, океанографии; при производстве геофизических и геолого-разведочных работ; в лесном хозяйстве и землеустройстве; рыболовном хозяйстве; в экологическом мониторинге; в научно-исследовательских работах, в том числе, фундаментальных и других сферах человеческой деятельности.

В части инженерной геодезии и инженерного дела это условно революционный прорыв в будущее, который влечет за собой как радикальное изменение парка инженерно-геодезического оборудования, так и технологий и методов производства работ.

#### 4 Системы координат

В спутниковой геодезии определение координат производится в пространственной системе координат  $X, Y, Z$ , рисунок 4, начало которой совпадает с центром общего земного Эллипсоида (ОЗЭ). Ось  $Z$  направлена по малой оси ОЗЭ, ось  $X$  лежит в плоскости геодезического меридиана Гринвича и направлена в точку его пересечения с плоскостью экватора ОЗЭ ось  $Y$  дополняет систему координат до правой при этом  $Y, X; Y, Z$ .

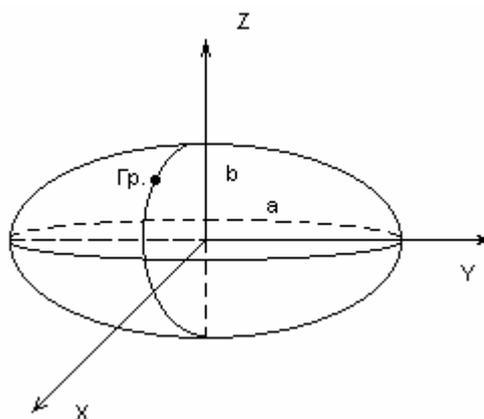


Рисунок 4- Пространственная геоцентрическая система координат

В настоящее время при эксплуатации системы «GPS» предусмотрено определение положения пунктов наблюдений в мировой геодезической системе 1984 г. (WGS-84). Начало системы задано в центре масс Земли; ось  $Z$  пространственной прямоугольной системы координат параллельна направлению на условный земной полюс (международное условное начало); ось  $X$  определяется плоскостями условного меридиана WGS-84 (параллелен мировому меридиану). Ось  $Y$  дополняет систему координат до правой. Начало и положение осей координатной системы WGS-84 совпадают с геометрическим центром и осями эллипсоида WGS-84. Установлена связь координатной системы WGS-84 с инерциальной системой координат заданной координатами звезд каталога FK – 5 на эпоху 2000 года. Параметры эллипсоида приведены в

таблице 1. Там же, для сравнения, представлены параметры эллипсоида Красовского, принятого в нашей стране в качестве системы относимости.

Установлена связь WGS-84 с 80 локальными геодезическими системами координат, например системой ПЗ-90.

Выполненные исследования по установлению связи WGS-84 с земными системами координат, определенными на основе РСДВ - данных и лазерных наблюдений ИСЗ, указывают на их соответствие в пределах 1 м по каждой из координат.

Важнейшей характеристикой системы координат является точность взаимного положения пунктов. В таблице 2 даны характеристики точности (СКП) расстояния в абсолютной М и относительной М:S мерах взаимного положения опорных пунктов систем ПЗ-90 и пунктов государственной геодезической сети (СК-42).

Система координат 1942г. Устанавливалась, в основном по неземной измерительной информации, собранной на территории СССР. Точность ее приближения к земной системе достаточно высока. Связи двух систем координат (референц – системы 1942г. и земной системы координат ПЗ-90) выражается в координатах центра референц-эллипсоида Красовского относительно земного эллипсоида ( $X=25\text{ м}$ ;  $Y=-141\text{ м}$ ;  $Z=-80\text{ м}$ ), разворота  $\omega$  осей одного эллипсоида относительно другого ( $\omega_x \approx 0$ ,  $\omega_y \approx 0,35^{\text{H}}$ ,  $\omega_z \approx 0,66^{\text{H}}$ ) и взаимном линейном масштабе  $\Delta M=0$ .

Приведенные выше характеристики земной системы координат ПЗ-90 являются основным. Остальные данные приведены в таблице 3. Там же приведены характеристики системы WGS-84.

В спутниковой геодезии используется три различные системы времени: динамическое, атомное и звездное время.

Динамическое время – это постоянная шкала, в которой задается движение тел в гравитационном поле. Это время в (неявном виде) используют при расчете эфемерид спутников системы GPS. На сегодняшний день исходной основной динамического времени является общая теория относительности и инерциальная (не испытывающая возмущений) референцная система координат. Из числа инерциальных систем отсчета наиболее близкой к инерциальной является система с началом в центре масс Солнечной системы (барицентра). Динамическое время, измеренное в этой системе, называется Барицентрическим Динамическим Временем (BDT)

Для вычисления орбиты спутника используют также Земное Динамическое Время (TDT), которое отражает постоянную шкалу времени для движения в пределах гравитационного поля Земли, и которое имеет ту же скорость, что и атомные часы на Земле.

Таблица 1- Параметры эллипсоида

Параметр	WGS-84	Красовского
Большая полуось	6378137	6378245
Знаменатель Сжатие	298,257223563	298,3

Таблица 2 – Характеристики точности положения пунктов

S, км	ПЗ-90		СК-42	
	М, см	М:С	М, см	М:С
10			6	60
100	10	10	20	20
1000	20	2	60	6
10 000	30	0,3	200	2

Фундаментальной временной шкалой для всех наземных шкал является Международное Атомное Время (IAT). Время IAT неудобно из-за рассинхронизации с солнечными сутками, поэтому переходят к Координированному Универсальному Времени (UTC), которое идет с той же скоростью, что и время IAT, но при необходимости скачкообразно изменяется на 1 секунду.

Таблица 3 – Характеристики параметров в ПЗ-90 и WGS-84

Характеристики	Средние квадратические погрешности	
	ПЗ-90	WGS-84
1	2	3
Положение пунктов геодезической сети относительно центра масс Земли, м	2	2
взаимное положение пунктов, м	0,2	0,1-0,5
Высота геоида над земным эллипсоидом	1,5	1,5
Характеристики	Параметры связи СК-42 ПЗ-90	системы координат ПЗ-90 WGS-84
$\Delta X, м$	+25	0
$\Delta Y, м$	-141	0
$\Delta Z, м$	-80	+1,5
$\omega X, сек$	0	0
$\omega Y, сек$	-0,35	0
$\omega Z, сек$	-0,66	-0,076

где:

относительные погрешности  $M:S$  даны в единицах 7-го знака

$wX, wY, wZ$  – углы Эйлера,  $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$  – разность координат центров систем.

Временные сигналы, передаваемые спутниками GPS, синхронизируется с атомными часами Главной Контрольной Станции (Колорадо Спрингс). Эти часы в свою очередь периодически синхронизируются с временем UTC. Время UTC синхронизировалось с BDT в 0 час. 6 января 1980г. и с тех пор не подвергалось скачкообразным секундным изменениям (на 1994г.)

Связь между шкалой времени и геодезическими координатами можно установить через Гринвичское истинное звездное время не равномерно.

Необходимость использования при составлении эфемерид в качестве аргумента равномерно текущего времени привела к введению так называемого эфемеридного времени:

$$UT1=UTC+T \quad (14)$$

Поправка  $T$  вычисляется, табулируется и рассматривается национальными и международными службами времени.

Система отсчета времени в сутках, предложенная в 1583г. французским ученым Ж. Скалигером для хронологических расчетов, широко применяется как удобная шкала времени. Счет дней в ней ведется с полудня 1 января 4713 г. до н.э.

Для счета интервалов времени, не выходящих за пределы XX века, удобно пользоваться модифицированным юлианским периодом, введенным в практику в 50-х годах нашего столетия. Для этих же целей в спутниковой системе GPS был введен свой календарь.

В юлианский период (JD) счет дней ведется от полудня 4713г. до н.э. (эпоха 4713 н.э., январь 1.5). Для удобства начальный момент модифицированного юлианского периода (MJD) переименован на 2 400 000,5 дней вперед и начинается в полночь 17 ноября 1858г.

Значение величин  $H$  (высот), вычисляются по пространственным прямоугольным координатам:

$$\begin{aligned} x &= (N + H) \cdot \cos \beta \cdot \cos L \\ y &= (N + H) \cdot \cos \beta \cdot \sin L \end{aligned} \quad (15)$$

$$\text{где } N = \frac{a^2}{(a^2 \cos^2 \beta + b^2 \sin^2 \beta)^{1/2}}$$

$a, b$  – большая и малая полуоси эллипсоида и представляют собой геодезическую высоту точки земной поверхности над рассматриваемом эллипсоидом, отсчитанной по нормам к его поверхности. Между тем высоты, полученные по материалам нивелирования земной поверхности и приводимые в

геодезических каталогов и на топографических картах, относятся к системе нормальных высот, которая применяется в нашей стране. Нормальные высоты в РФ отсчитываются от поверхности квазигеоида Земли, рисунок 5, в Балтийской системе высот 1977 года.

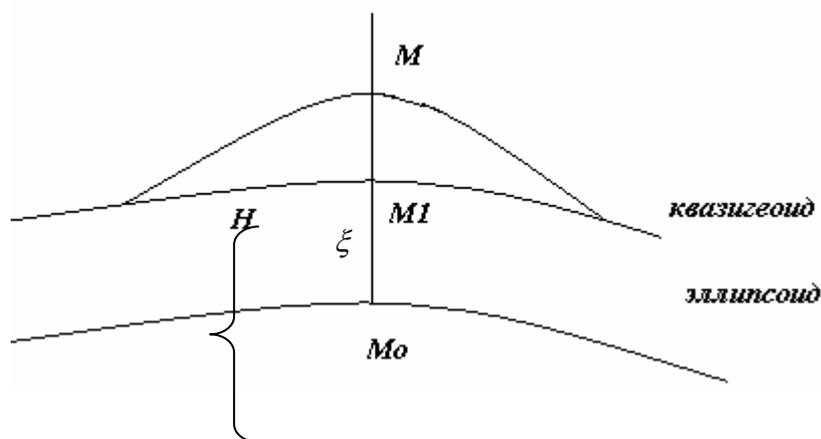


Рисунок 5 – Система высот

При этом геодезическая высота  $H$  определяется:

$$H = H^H + \xi(16)$$

где  $H^H$  - нормальная высота точки;

$\xi$  - аномалия высоты (превышение квазигеоида над эллипсоидом)

Величина  $\xi$  связана с аномалией гравитационного поля и меняется в зависимости от координат и составляющих уклонений отвесной линии. В целом значения  $\xi$  для разных территорий РФ определены. Вместе с тем для ОЗЭ и референц-эллипсоида Красовского они могут не совпадать.

## 5 Баллистическая структура сети НИЗС

Выбор баллистической структуры сети искусственных спутников Земли должен учитывать, в основном, необходимую кратность покрытия и точность определения положения объектов. При этом совокупность важнейших требований к СРНС в принципе можно свести к одному: сфера обслуживания должна иметь возможность в реальном времени определить, с погрешностями, не превосходящими заданные, своё местоположение. Ранее указывалось, что баллистическая структура сети НИЗС должна обеспечить возможность нахождения в каждой точке зоны обслуживания СРНС в любой момент не менее четырёх НИЗС. Естественно, общее число спутников в системе должно быть минимальным. (структура комплекса показана на рисунке 6.)

Изложенные и ряд других принципов, например оптимальный критерий

точности определения положения объектов, а так же критерий минимума общего числа НИСЗ при соблюдении требований минимального их числа на одной орбите, лежат в основе баллистических структур сетевых спутниковых радионавигационных систем.

В состав спутниковой радионавигационной системы GPS входят 24 НИСЗ (1994 г.) с включением в сеть 3-х резервных. Спутники размещены равномерно в трёх орбитальных плоскостях, рисунок 7, разнесённых по долготе на  $120^{\circ}$ . Высота орбит около 20 183 км ( $a=26\ 560$  км), эксцентриситет орбитального эллипса равен 0.1. Угол наклона орбиты к плоскости экватора  $60^{\circ}$ . Относительная фазировка НИСЗ в каждой плоскости такова, что в момент прохождения НИСЗ в каждой из плоскостей через экватор в соседней к востоку плоскости ближайший НИСЗ опережает последний к северу на  $40^{\circ}$  (рисунок 7) В каждой плоскости всего по восемь спутников, причём в первой, третьей и пятой плоскостях установлено по одному резервному спутнику, подготовленному к переходу, при необходимости, в рабочий режим.

Высота орбиты над поверхностью Земли соответствует периоду обращения спутника, равному половине звёздных суток ( $11^{\text{ч}}\ 57^{\text{м}}\ 58.3$ ) Это приводит к тому, что один раз в звёздные сутки каждый НИСЗ проходит через одну и ту же точку земной поверхности, так что каждые солнечные сутки проход НИСЗ через эту точку проходит на четыре минуты раньше, чем в предыдущие солнечные сутки.

Спутники в каждой орбитальной плоскости идут с интервалом 1,5 часа, следы их орбит пересекают экватор со сдвигом по долготе на  $22,5^{\circ}$ .

Структура прохождения НИСЗ позволяет наблюдать каждый НИСЗ с единственной станции контрольного сегмента системы (см. ниже) 1 раз в сутки. Количество НИСЗ обеспечивает 100 % охват видимостью 4-х спутников с любой точки поверхности Земли.

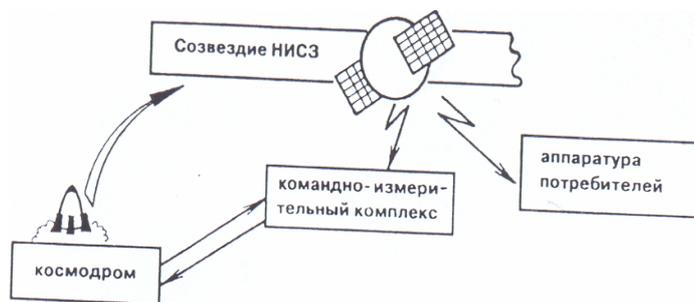


Рисунок 6 - Структура комплекса

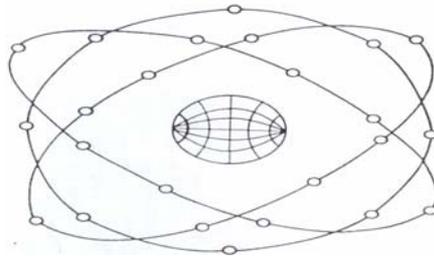


Рисунок 7- Созвездие НИСЗ

Зона видимости спутника с некоторой точки земной поверхности определяется, в основном, углом возвышения спутника над горизонтом и плоской покрытием сигналов НИСЗ земной поверхности.

Что касается самих спутников, то они имеют шарообразную форму диаметром 580 см. Масса каждого спутника - 844 кг. Угол "засветки" поверхности Земли, определяемый диаграммой направленности гофрированной гибридной рупорной системы, составляет  $28.6^{\circ}$ .

Управление полётом и работой бортовых систем всех НИСЗ осуществляет наземный командно-измерительный комплекс (КИК), служащий контрольным сегментом всей СРНС. В число задач КИК входит: проведение траекторных измерений для определения орбит всех НИСЗ и временных измерений для определения расхождений бортовых шкал времени НИСЗ с системным временем; предсказание для каждого НИСЗ его будущего положения (эфемерид) и ухода бортового времени; формирование массива служебной информации с включением в него прогнозируемых эфемерид, альманаха (таблицы эфемерид) и поправки бортовой шкалы времени, а так же прочих поправок для каждого НИСЗ; закладка массива служебной информации в память каждого НИСЗ, а так же контроль работы в целом.

### **5.1 Сигналы спутниковой радионавигационной системы GPS**

Радионавигационный сигнал НИСЗ в значительной степени определяет построение навигационной радиолинии, характеристики передающего устройства НИСЗ и измерительной части приёмной аппаратуры.

Сигнал НИСЗ включает в себя пространство служебной информации, пространство дальномерных кодов и пространство излучаемых радионавигационных сигналов.

Радионавигационные сигналы излучаются на двух когерентных несущих частотах, каждая из которых образуется умножением синхрочастоты 10,23 МГц. Первая частота, называемая L1, составляет 1575,42 МГц (длина волны 19,0 см), вторая  $L2 = 1227,6$  МГц (24,4 см).

Каждый из сигналов, излучаемых на частотах L1 и L2 представляет собой фазомодулированную несущую, манипуляция, которой выполняется навигационным кодом, трудно обнаруживаемым (высококачественный защищённый дальномерный код P(protected) и излучаемый вместо него код Y(когда требуется препятствовать применению работы по коду P) и легко

обнаруживаемый дальномерным кодом понижений точности (C/A (clear acquisition) - код), период которого равен 1 мс.

Частота синхронизации P кода равна 10,23МГц, а C/A кода - на порядок грубее(1,023 МГц).

Сигнал  $S_{L1}$ , излучаемый искусственным навигационным спутником Земли на частоте  $L1$ , можно представить в виде:

$$S_{L1}=A_1P(t) D(t) \cos(w_1t) + A_1C/A(t) \sin(w_1t), \quad (17)$$

где  $A_1$  - амплитуда колебания;  $w_1=2\pi L1$ ;

- $P(t)$  - псевдослучайная последовательность  $\pm 1$  с периодом повторения примерно одна неделя;

- $D(t)$  - код данных, имеющий амплитуду  $\pm 1$ , при скорости передачи 50 Гц;

-  $C/A(t)$  - код Гола с периодом 1 мс.

Сигнал  $S_{L2}$  на частоте  $L2$  описывается выражением:

$$S_{L2}=A_2P(t) D(t) \cos(w_2t), \quad (18) \quad \text{где } w_2=2\pi L2.$$

Кроме P(Y) и C/A кодов в системе GPS предусмотрено использование ещё ряда нестандартных кодов, которые формируются при появлении неисправностей в бортовой аппаратуре какого-либо НИСЗ.

Отметим, что несущая частота, дальномерный код и элементы служебной информации формируются от общего бортового эталона частоты.

Модель одного канала "НИСЗ - Приёмное устройство" изображена на рисунке 8.

Пространство служебных сообщений сигнала НИСЗ состоит из отдельных кодов.

Оперативная информация содержит: эфемериды спутника - три координаты, три составляющих скорости и три составляющих ускорения, обусловленные притяжением Солнца и Луны:

- оцифровку меток времени спутников;
- сдвиг шкалы времени спутника относительно шкалы времени системы;
- относительное отличие несущей частоты излучаемого радиосигнала от опорной частоты центрального хранителя времени.

Неоперативную систему образует альманах системы, содержащий:

- параметры орбит всех спутников системы;
- округлённые значения сдвигов шкалы времени каждого спутника относительно шкалы времени системы;
- поправки к шкале времени системы относительно шкалы UTC признак работоспособности всех спутников системы.

Структура кадра навигационного сигнала представлена на рисунке 9 из которого следует, что минимальный объём данных, необходимых для определения положения точек на земной поверхности, заключён в 1 - 3 строках, содержащих эфемеридную информацию и временные поправки.

В первой строке имеется сообщение о номере недели GPS, о коде для канала  $L2$ , точности определения дальности для стандартного двухчастотного способа определения. Параметры координированного универсального времени,

относящегося к связи времени UTS с временем GPS (Навстар), имеющиеся в четвёртой строке кадра, обновляются не реже 6 суток. В течение первых суток после закладки данных на НИСЗ период передачи одного и того же набора данных для строк 1 - 3 равен 1 часу. Использование переданного набора остаётся правомерным ещё в течение трёх часов после начала передачи следующего набора данных.

Набор данных 4 и 5 строк обновляются не реже чем через 6 суток. Период действия этих параметров составляет 7 суток.

Содержание навигационного сообщения одинаково для обоих диапазонов частот кодов P и C/A и не зависит от модификации НИСЗ( в настоящее время - вторая модификация).

Отдельные кадры составляют суперкадр (25 кадров) длительностью 12,5 минут.

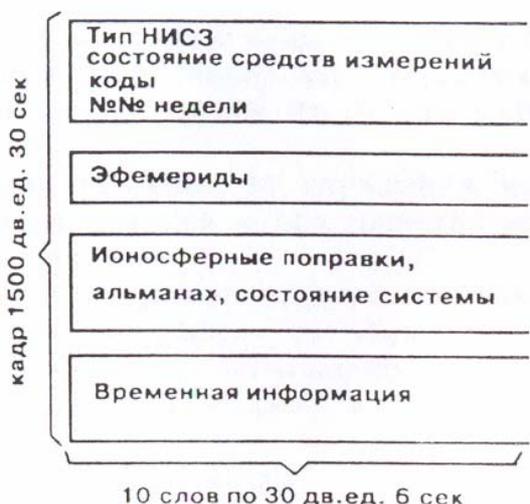


Рисунок 8 - Модель канала «НИСЗ» - «Приемник»



Рисунок 9 - Структура кадра информационного канала

Особо следует подчеркнуть, что военное ведомство США считает недопустимым использование потенциальным противником информации, передаваемой даже по коду C/A. Поэтому в системе GPS (Навстар) предусмотрены специальные меры загробления информации, содержащейся в

открытом сигнале. Меры ограничений доступности (SA - selective availability) включает введение ошибок в излучаемые спутниками сигналы. Эти ошибки могут быть выявлены и исключены при использовании специальных фильтров, устанавливаемых на входе приёмной аппаратуры.

## 5.2 Навигационная радиолиния

Навигационная радиолиния предназначена для передачи навигационных сигналов от НИСЗ до пункта приёма, находящегося на земной поверхности. Сигнал НИСЗ имеет сплошную структуру, и состояние радиолинии во многом влияет на энергетические и (геометрические) искажения сигнала. От этого, в свою очередь, зависит точность определения местоположения объектов.

Физическим фактором, вызывающим временную задержку радиосигнала в ионосферных слоях атмосферы, (ионизированная часть атмосферы, простирающаяся с высоты более 50 км.), является наличие свободных электронов, от содержания которых зависит величина задержки. К тому же, обнаружено, что слои ионосферы, особенно в полярных регионах Земли, часто подвержены внезапным кратковременным возмущениям, связанным с солнечной и геомагнитной активностью.

Одним из методов учёта ионосферных влияний на GPS-измерение является использование параметров, содержащихся в навигационном сообщении.

Более радикальный метод основан на применении двухчастотных измерений. При этом линейные комбинации двухчастотных измерений на несущих L1, L2 являются "свободными" от ионосферных влияний. Это относится к таким величинам как псевдодалности и результаты фазовых измерений. Однако в линейных комбинациях двухчастотных измерений ионосферное влияние сильно коррелировано с целочисленной неоднозначностью счёта циклов, так что эти линейные комбинации не представляют "чистого" влияния ионосферы, а являются совокупностью этого влияния и указанной неоднозначностью.

Тропосферные задержки в GPS-измерениях влияют, прежде всего, на общий масштаб геодезических построений и на точность определения высот пунктов; влияние ионосферы на плановые координаты сказывается в гораздо меньшей степени.

Тропосферную задержку (задержка сигнала в тропосфере - нейтральной атмосфере на высоте менее 50 км.) учитывают методами, предусматривающими использование полученных на основе опыта, приобретенного в ходе эксплуатации спутниковых систем, моделей тропосферы. Все модели исходят из разделения поправки за тропосферу на две составляющие временные задержки в "сухой" и "влажной" тропосфере и изменения индекса рефракции радиосигналов в зависимости от изменения метеопараметров на пути распространения сигнала в нижней части атмосферы, а так же изменение поправки за тропосферу от угла возвышения (зенитного расстояния)

наблюдаемого положения НИСЗ.

Систематическая погрешность многопутности измерительного сигнала, поступающего от НИСЗ на приёмное устройство, проявляется в виде избыточного пути его распространения и связана с интерференциальным взаимодействием основного и отражённых сигналов и дифракцией основного сигнала в местах, непосредственно примыкающих к антеннам излучения и приёма. Явление интерференции заключается в том, что заключаемый или принимаемый основной сигнал вызывает отражение от различных поверхностей (тела НИСЗ, подстилающей поверхности, окружающих антенну сооружений и т.п.) в непосредственной близости от антенн излучения и приёма. Этот отражённый сигнал отражается в различных направлениях, и те составляющие отражённого сигнала, которые совпадают или близки с направлением основного сигнала, взаимодействуют с ним, вызывая эффекты изменения параметров основного сигнала по сравнению с номинальными параметрами. Явление дифракции заключается в искривлении распространения сигнала при огибании им границ препятствий, расположенных на пути распространения.

Основным методом уменьшения влияния многопутности на результаты GPS-измерений является правильный (удачный) выбор места наблюдения НИСЗ, на котором созданы условия, минимизирующие воздействие многопутности.

Влияние многопутности на результаты измерений оценивается величиной систематического характера, равной 1 см. Максимальное влияние многопутности на измеренную псевдодальность не превышает 7 - 10 см.

Непрерывное сопровождение сигнала НИСЗ после его "захвата" приёмной аппаратурой является важнейшим условием использования системы в геодезических целях. Это вызвано, прежде всего, необходимостью в случае потери и последующего восстановления сопровождения сигнала заново определять целочисленную неоднозначность, что может привести к значительному уменьшению точности определения положения объектов. Потерю циклов редко удаётся избежать, особенно если измерения ведутся в неблагоприятных условиях окружающей среды, например, когда пункт наблюдения окружён естественными препятствиями на пути сигнала (в лесной и горной местности, в городских условиях и т.д.).

Математическое сопровождение измерений GPS, как правило, включает в себя решение задачи восстановления потерь циклов, то есть идентификация интервалов времени потери "связи" с НИСЗ и восстановления счёта циклов фазовых измерений на этих интервалах. При этом достоверность такого решения должна быть очень высокой (лежать в пределах малых долей цикла). Использование при обработке современных алгоритмов может обеспечить точность реконструкции в пределах 0.1 цикла. Сами же алгоритмы строятся на основании методов экстраполяции и интерполяции, анализа остаточных отклонений разностей фазовых измерений, использование кодовых измерений и ряда других. В принципе, места разрывов сигнала могут быть исключены из дальнейшей обработки. Однако при таком решении надо иметь в виду то, что

оставшейся части измерительной информации может "не хватать" для определения положения объекта с требуемой точностью.

### 5.3 Принципы построения приёмной аппаратуры

Основными задачами, решаемыми приёмной аппаратурой, являются: выбор рабочего созвездия НИСЗ, поиск и опознавание навигационных сигналов, введение в синхронизм систем слежения (по времени запаздывания и фазе несущей частоты) дальномерных сигналов, измерение времени запаздывания, выделение и расшифровка содержания навигационного (информационного) сообщения, расчет координат НИСЗ на момент измерений, решение навигационной задачи (определение координат места установки приёмной аппаратуры), отображение данных на цифровом табло и ряд других.

Работа приемной аппаратуры в реальном масштабе времени характеризуется чрезвычайной насыщенностью обмена потоков информации между основными блоками структурной схемы приёмной аппаратуры, рисунок 10.

Упрощённая структурная схема приёмной аппаратуры представлена на рисунке 11. Она включает антенное, приемное и вычислительные устройства, а так же пульт управления и индикации.

Антенное устройство состоит из антенны, высокочастотного блока (ВЧ) и блока управления диаграммой направленности (ДН) антенны.

Приёмное устройство выполняет функции супергетеродинного приёмника, а так же осуществляет первичную обработку сигналов. Гетеродинные частоты формируются из колебаний опорного генератора с помощью синтезатора частот. С усилителя промежуточной частоты (УПЧ) сигналы поступают в блоки поиска (по времени запаздывания и частоте) и измерения. После завершения поиска в блоке измерения происходит захват сигналов. По завершении переходных процессов в следующей системе вырабатываемые в блоке измеренные значения квазидальности, а так же код информационного сообщения поступают на вычислительное устройство.

Вычислительное устройство содержит блок связи и собственно вычислитель (блок процессоров). Основой вычислителя являются микропроцессоры, дополненные модулями памяти.

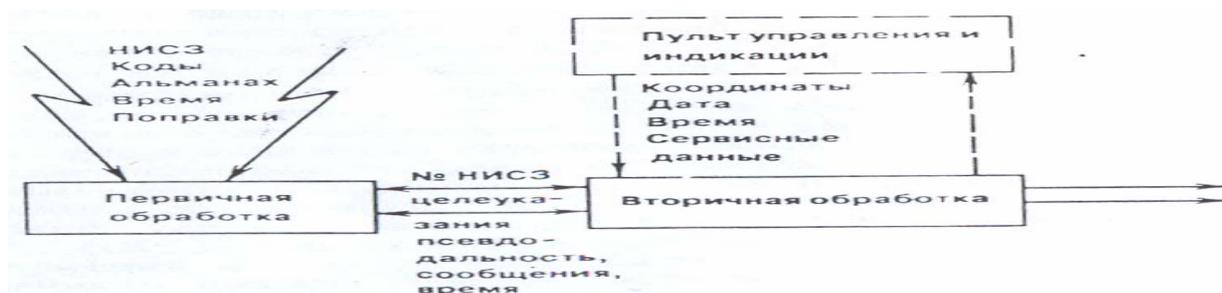


Рисунок 10 - Принцип работы приемника.

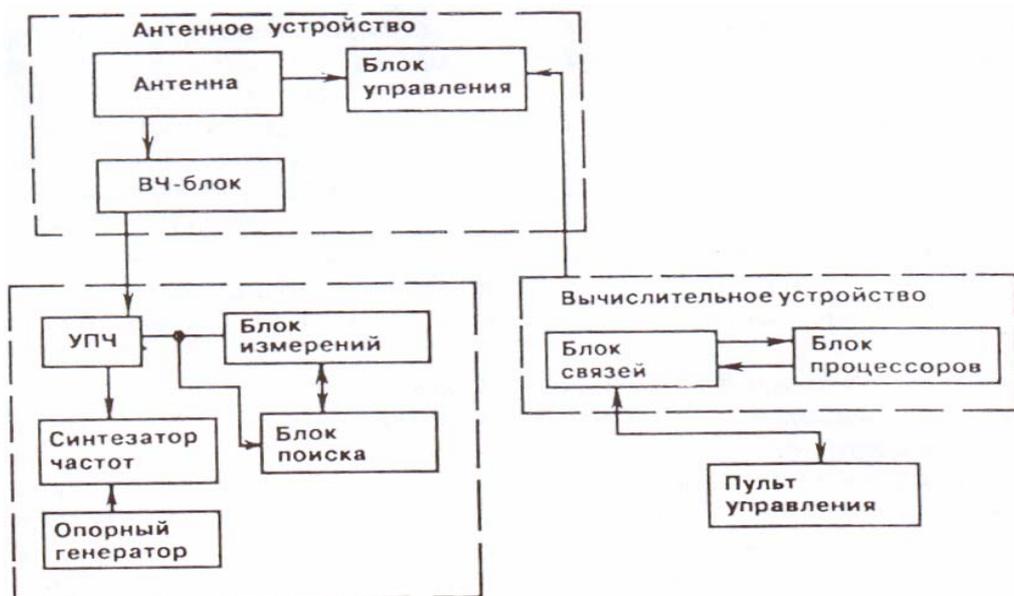


Рисунок 11- Блок-схема приемника.

Пульт управления и индикации содержит клавиатуру управления и индикационное табло, на котором, по указаниям оператора, могут отображаться различные параметры и сообщения.

Можно выделить четыре основные модификации приёмной аппаратуры. Аппаратура первого класса предназначена для быстрых навигационных определений координат объекта, второго класса - для определения координат низкодинамичных объектов. Аппаратура третьего класса удовлетворяет требованию минимальной стоимости и не обладает способностью точного определения местоположения. К четвёртому классу можно отнести приёмную аппаратуру геодезического назначения. Приведённая классификация носит условный характер и не является исчерпывающей.

В приёмной аппаратуре геодезического назначения имеется, как правило, многоканальный блок, осуществляющий слежение одновременно за сигналами нескольких НИСЗ (до 12 и более).

Приёмная аппаратура спутниковых радионавигационных систем разрабатывается (изготавливается) различными фирмами.

## 6 Приемники «GPS»

Все приемники, получившие распространение в практике производства инженерных работ, можно условно разделить на две обширные группы.

К первой группе относятся приемники, работающие по принципу последовательного (поочередного) отслеживания и измерений расстояний до навигационных спутников рабочего созвездия.

Ко второй группе – приемники, отслеживающие и обеспечивающие измерение расстояний одновременно до четырех и более навигационных спутников, т.е. ведущие измерения параллельно.

Внутри каждой из этих двух групп существует большое разнообразие GPS – приемников различного назначения и конструктивных особенностей.

Одноканальные приемники, наиболее экономичные и дешевые, используют в тех случаях, когда не требуется вести измерения «в режиме реального времени», т.е. непрерывно и не требуется измерения скорости объекта, на котором установлен приемник. Прежде чем вычислить координаты местоположения, одноканальный приемник должен выполнить последовательно четыре отдельных измерения до четырех различных спутников. Вся операция по определению координат одной точки может занимать от 2 до 30 с, что во многих случаях может оказаться вполне приемлемым.

Тем не менее, одноканальным приемникам свойственны некоторые недостатки:

- с помощью такого приемника нельзя производить измерения с подвижного объекта (например, с автомобиля при кинематической съемке плана и продольного профиля автомобильной дороги);

- в ходе каждого цикла из четырех измерений приемник должен оставаться неподвижным;

- работа одноканальных приемников по определению координат прерывается в моменты, когда навигационные спутники передают свои информационные сообщения, прием и расшифровка каждого из которых занимает около 30 с.

Двухканальные приемники работают по следующему принципу. Когда один канал приемника производит обработку результатов временных измерений до одного спутника, другой канал устанавливает радиокontakt с очередным спутником для проведения измерений. Закончив цикл частичной обработки данных, первый канал мгновенно переключается на измерения до очередного спутника без потери времени на его «захват» и «прослушивание». Тем временем второй канал, называемый административным, обращается к следующему спутнику и т. д. Административный канал используется для приема информационных сообщений спутников без прерывания процесса определения координат местоположения и быть использован для обработки временных измерений. Кроме того, современные двухканальные приемники программируются для слежения за более чем четырьмя спутниками и в тех случаях, когда за одним из рабочих спутников оказывается, потерян контроль, мгновенно используется другой, без перерыва процесса определения координат. Все это существенно ускоряет работу приемников.

Многоканальные приемники (непрерывного слежения). Такие приемники одновременно отслеживают 4 и более спутников. Многоканальные приемники, используемые при производстве инженерно – геодезических работ, могут иметь 4, 6, 8, 10, 12 и даже 24 канала слежения. Кроме очевидного преимущества – непрерывного определения координат в режиме реального времени, скорости и

траектории движения, многоканальные приемники могут обрабатывать сигналы всех спутников рабочего созвездия, видимых в настоящий момент на небосклоне, а некоторые приемники одновременно и спутников разных орбитальных систем: NAVSTAR (США) и ГЛОНАСС (Россия).

Одночастотные и двухчастотные приемники. Кроме приемников (одно/двухканальных и многоканальных), работающих на одной частоте радиоволн в практике - инженерно-геодезических работ используют и многоканальные двухчастотные приемники, работающие с использованием кодов на двух частотах: 1575,72 МГц и 1227,6 МГц. Приемники такого уровня обеспечивают более точное определение координат точек местности, в связи с возможностью дифференцированного учета для каждого рабочего спутника ионосферных и тропосферных задержек, а также обеспечивают быструю инициализацию (присваивание начальных значений) приемника, что особенно актуально в местах, где могут часто блокироваться сигналы спутников.

По точности определения координат и назначению различают приемники следующих классов:

- навигационного класса с точностью определения координат 150 – 200 м;
- класса картографии и ГИС с точностью определения координат 1 – 5 м;
- геодезического класса с точностью определения координат до 1 см.

Приемники навигационного класса дешевы и компактны, рисунок 12



Рисунок 12- Одночастотный 12-ти канальный GPS-навигационного класса точности «Eagle Explorer»

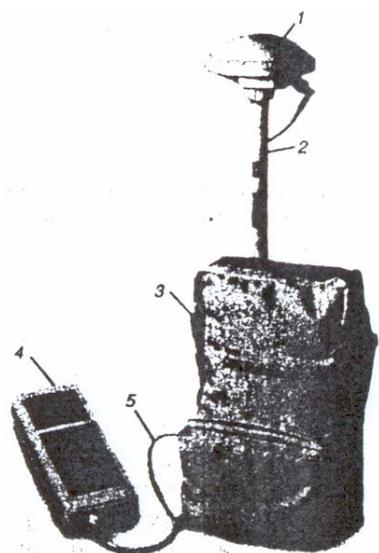
Приемники навигационного класса точности призваны решать главным образом навигационные задачи на транспорте, в народном хозяйстве (например, при поиске полезных ископаемых и т.д.) и отдыхе.

Приемники класса точности картографии и ГИС также относительно дешевы и доступны проектно-изыскательским и строительным организациям (рисунок 13)

Точность приемников класса картографии и ГИС может быть существенно повышена при базовом варианте их использования в случае применения базовых станций (см. ниже п. 21 .5) и они могут быть использованы при решении большинства инженерно - геодезических задач, включая задачи, решаемые в режиме реального времени (например, съемка плана продольного профиля существующей автомобильной дороги с движущего автомобиля).

Приемники геодезического класса точности весьма недешевы, однако даже в автономном режиме работы обеспечивают определение координат точек

местности с точностью до 1—3 см в кинематическом режиме до 1 см при статических измерениях, и поэтому применимы для решения практически любых инженерно-геодезических задач.



- 1 – компактная антенна с обтекателем;
- 2 – полуметровая сборная стойка;
- 3 – сумка для переноса системы;
- 4 – накопитель TDCI;
- 5 – кабель загрузки данных

Рисунок 13 - Одночастотный 12-ти канальный GPS приемник класса точности картографии и ГИС «Pathfinder ProXL»:

При огромном многообразии приемников «GPS», обеспечивающих выполнение инженерно-геодезических задач на изысканиях и в строительстве, нужно стремиться приобретать приемники и геодезические системы, работающие не только с орбитальным комплексом США «NAVSTAR», но, прежде всего, работающие с отечественной навигационной системой «ГЛОНАСС».

### **6.1 Организация геодезических работ с использованием базовых станций «DGPS»**

Использование сравнительно недорогих GPS-приемников класса точности определения координат картографии и ГИС, дающих ошибки до нескольких метров, оказывается возможным и для измерений геодезического класса точности (до 1 см), если использовать методику дифференциального (относительного) позиционирования в режиме работы с базовыми станциями, получившими название «Differential GPS» - «DGPS».

Технология дифференциального позиционирования основана на том, что ошибки определения абсолютных координат разными приемниками одних и тех же марок в пределах одного локального участка местности практически одинаковы. Тогда, если установить - DGPS - приемник (базовую станцию) в точке с точно известными координатами, можно определять разницу между эталонными и GPS - координатами и ретранслировать поправки по радиоканалам на другие (ведомые) GPS-приемники.

Базовую – DGPS - станцию устанавливают на точке с точно известными высотой и плановыми координатами (например, на пункте государственной геодезической сети) либо на пункте, специально созданном в любом удобном месте и привязанном традиционными методами наземной геодезии к пунктам государственной геодезической сети.

Сверхточные измерения с использованием приемников относительно невысокой точности сводятся к непрерывному сбору данных в течение некоторого отрезка времени при неподвижном приемнике и точном знании координат некоторой «опорной» точки, в которой установлена DGPS-станция. Современные GPS –приемники геодезического класса и даже класса картографии и ГИС уже позволяют выполнять съемочные работы в режиме «кинематической съемки», т. е. в режиме перемещения речников от точки к точке, в каждой из которых координаты мгновенно регистрируются геодезистом на магнитные носители простым нажатием кнопки. То же самое можно делать и при выполнении съемки в реальном масштабе времени плана и профиля существующих автомобильных дорог при их реконструкции с движущегося автомобиля при скорости до 30 км/ч.

Высокую точность определения координат точек местности при использовании базовых DGPS-станций можно обеспечить приемниками умеренной точности, находящимися на расстоянии в пределах до 10 км от базовой DGPS-станции. Корректирующий сигнал автоматически устраняет все возможные ошибки системы, независимо от того, связаны ли они с неточностью хода часов, ошибками эфемерид или ионосферными и тропосферными задержками радиосигналов. Именно по этой причине в качестве ведомых могут использоваться не только дорогие двухчастотные, но и относительно дешевые одночастотные приемники рисунок 14.

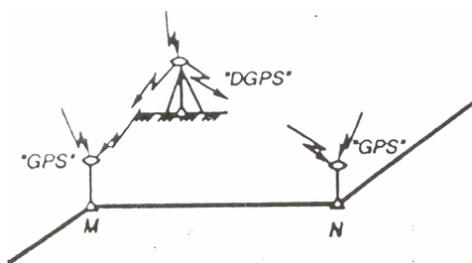


Рисунок 14 - Схема геодезических измерений с использованием базовой станции «DGPS».

Работу с базовыми опорными DGPS-станции организуют двумя способами.

В первом способе с опорной станции по телеметрическим каналам ведомым приемникам передаются сообщения об ошибках, а затем их компьютеры обрабатывают эти сообщения совместно с собственными данными о местоположении, определенном по спутниковым сигналам.

Во втором способе базовая DGPS-станция работает в режиме «псевдоспутника». Станция передает сигналы той же структуры, что и спутники, т. е. содержащие псевдослучайные коды и информационные сообщения. Ведомые приемники обрабатывают сигналы базовой станции в одном из своих неиспользованных каналов, т.е. получают данные коррекции тем же путем, что и данные об эфемеридах от навигационных спутников орбитального комплекса.

## **6.2 Предварительная обработка наблюдений**

По окончании полевых наблюдений проводится предварительная обработка полученных измерений.

Цель предварительной обработки – вычислить приращения прямоугольных координат  $DZ$ ,  $DY$ ,  $DX$ , наклонную дальность  $S$  (модуль вектора) и геодезические координаты  $B$ ,  $L$ ,  $H$  определяемого пункта относительно исходного.

Обработка фазовых измерений на частоте  $L1$  выполняется в следующем порядке:

1. По третьим разностям выявляются потери фазовых циклов и в первом приближении определяются ординаты неизвестного пункта наблюдений.

2. По вторым разностям определяются фазовые неоднозначности и более точные значения координат (решение с плавающей неоднозначностью).

3. Фазовые неоднозначности округляются до ближайших целых, после чего решение повторяется. Неизвестными являются координаты пунктов, неоднозначности, которые не разрешились до целого в предыдущем решении.

4. Окончательное решение по вторым разностям с фиксированными значениями неоднозначностей. Неизвестными являются только координаты определяемого пункта.

В качестве исходных данных при обработке выступают:

- координаты исходного пункта ( $B$ ,  $L$ ,  $H$ );
- высоты антенн над марками пунктов;
- текущие координаты спутников, поправки часов спутников параметры атмосферной задержки (передаются в навигационном сообщении);
- измеренные фазы биения несущей для всех наблюдаемых спутников и псевдодальности на моменты наблюдений (они выбираются из файла, который формируется при перезаписи информации из приемника в компьютер).

Координаты исходного пункта могут быть получены двумя способами:

- из навигационного решения приемника по измеренным псевдодальностям;

- из перевычисления координат исходного пункта, заданного системе СК-42 и проекции Гаусса—Крюгера (X, Y, H), в геодезические координаты (B, L, H) над эллипсоидом WGH-84.

Другой задачей предварительной обработки является оценка качества наблюдений, которая выполняется по величине средней квадратической погрешности (СКП) разностного решения (RMS – root mean square), параметру качества фиксированного решения (Ratio) и замыкания фигур. Окончательные выводы о качестве измерений можно сделать только после уравнивания сети.

СКП (RMS) характеризует качество обработки фазовых измерений по вторым разностям. По рекомендации фирмы ее величина не должна превышать 5 мм (RMS 15 mm).

Отношение (Ratio) является характеристикой только фиксированного решения и выражается в процентах. Оно равно отношению суммы квадратов остатков второго лучшего решения к сумме квадратов первого лучшего решения. Чем больше его величина, тем лучше и точнее мы восстанавливаем орбиты спутников по вычисленным результатам. По умолчанию нижняя граница для Ratio=95 %.

В процессе уравнивания на экране ПК представляются краткие отчеты (0-файлы) по всем наблюдаемым векторам.

Точность решения по умолчанию принята следующая: СКП определения широты, долготы и высоты, таблица 4:

Таблица 4 – СКП определение координат

Параметр	Фиксированное значение	Плавающие решения
Широта B	3 мм	6
Долгота L	5 мм	10
Точность в горизонтальных координатах	$1\text{p} \cdot 10^{-6}$ (1ppm)	$2\text{p} \cdot 10^{-6}$ (2ppm)
Высота H	5мм	10мм
Точность по высоте	$1\text{p} \cdot 10^{-6}$ (1ppm)	$2\text{p} \cdot 10^{-6}$ (2ppm)

После обработки пользователю представляются:

- 1) схема сети;
- 2) список исходных векторов;
- 3) список замкнутых фигур, образованных исходными векторами;
- 4) результаты общего уравнивания.

Распечатка уравнивания сети включает следующую информацию:

- 1) название файла, геодезические координаты центра сети;
- 2) параметры эллипсоида, на котором выполнено уравнивание ( $a_1, 1/f$ );

3) предварительные геодезические координаты пунктов (B, L, H) в системе WGS-84;

4) исходные вектора с указанием названия пунктов, приращений  $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$  и априорных СКП ( $v_B, v_L, v_H$ );

5) поправка в координаты из уравнивания  $\Delta B, \Delta L, \Delta H$ , в метрах (SHIFTS) уравн.-предв.;

6) уравненные вектора с поправками  $v_{xyz}, v_{NEW}$  в системах  $x, y, z$  и  $N, E, W$ , а также нормативованные поправки  $v^1$ ;

7) SE - стандартную ошибку единицы веса;

8) уравненные координаты пунктов B, L, H с СКП их вычисления;

9) результаты оценки точности уравненных векторов, включающие характеристики положения векторов в трехмерном пространстве и относительные ошибки уравненных векторов.

### **6.3 Общие требования к эталонной сети для проверок и аттестации спутниковых систем**

В 1993 году введен в действие Закон Российской Федерации «Об обеспечении единства измерений». Закон устанавливает правовые основы обеспечения единства измерений в России, регулирует отношения государственных органов управления с юридическими и физическими лицами в области изготовления, поставки, эксплуатации, проката и продажи средств измерений. Действие закона направлено, прежде всего, на защиту законных интересов потребителей измерительной информации от тех отрицательных последствий, которые могут иметь место вследствие реализации недостоверных результатов измерений во всех отраслях науки и техники, в том числе при информационном обеспечении метрической и семантической информацией кадастровых систем.

В статье 15 «Поверка средств измерений» сказано, что средства измерений, подлежащие метрологическому контролю и надзору, подвергаются поверке органами государственной метрологической службы. Поверка осуществляется при выпуске средств измерений из производства или ремонта, поставке по импорту, а также при эксплуатации.

По решению Госстандарта право поверки средств измерений может быть предоставлено аккредитованным метрологическим службам юридических лиц.

В последние годы, как за рубежом, так и в нашей стране, быстро прогрессируют спутниковые GPS-технологии. Соответствующие измерительные системы дают возможность определять местоположение (координаты) объектов, как в относительном, так и в абсолютном режимах их работы. Точностные возможности этой аппаратуры во многих случаях превышают аналогичные показатели традиционных средств измерений.

Приемники спутниковых геодезических систем, как ранее указывалось, в обязательном порядке должны подвергаться соответствующим сертификационным испытаниям метрологической аттестации. Заметим, что ни

одна из существующих в нашей стране поверочных схем для средств измерений рассматриваемого здесь типа, не позволяет произвести поверку спутниковых систем.

В Государственном университете по землеустройству на базе учебно-научного полигона (ст. Чкаловская, Моск., обл.) создана геодезическая сеть для исследований и проверок приемников спутниковых геодезических систем. При выборе схемы размещения пунктов поверочной сети были учтены особенности измерений, направленных на топографо-геодезическое информационное обеспечение земельного кадастра.

Поверочная сеть включает в себя:

- ряд пунктов с небольшими сторонами (для потребителей), которые развивают небольшие, локальные геодезические сети, например - районные комитеты по земельной реформе;

- образцовый базис порядка 1,5—2 км;

- образцовое геодезическое построение со сторонами большой протяженности (более 10 км).

В процессе разработки поверочной сети было учтено, что данная сеть может быть использована не только для поверочных работ, но и для отработки оптимальных технологий, которые целесообразно использовать в нашей стране при развитии и совершенствовании GPS-технологий.

Созданная образцовая геодезическая сеть представляет собой линейно-угловую сеть, созданную на основе образцового базиса.

Линейно-угловая сеть, рисунок 15, состоит из 28 пунктов, закрепленных железобетонными центрами на глубину 2,2 м. В качестве наружных знаков установлены два сигнала высотой 12 м, 26 металлических пирамид высотой около 7 м. Средняя квадратическая погрешность измерения угла в триангуляции, вычисленная по невязкам 42 треугольников, составила 2,6. Стороны сети (длина от 50 до 800 м) измерены светодальномером СП2 в одну видимость двумя приемами с перенаведением прибора на отражатель. Каждый прием состоял из трех отсчетов в режиме «точно» с последующей калибровкой отсчетов через линию короткого замыкания. Программа наблюдений считалась выполненной, если расхождения между отдельными отсчетами в двух приемах не превышали 1 мм.

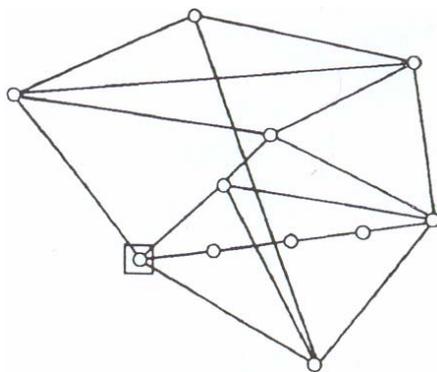


Рисунок 15 - Схема экспериментальной сети.

Образцовый базис длиной 1850 м, состоящий из 10 секций с расстояниями от начала в 20, 120, 240, 312, 360, 480, 624, 768, 1080 и 1850 м, закреплен центрами типа Б.

В начале, конце, а также на расстояниях 480 м и 768 м от начал базиса установлены металлические пирамиды. Базис измерен четырьмя инварными проволоками, входящими в комплект прибора БП -1.

В 1994 г. Федеральной службой геодезии и картографии России (головная организация ЦНИИГАиК) проведена метрологическая аттестация созданной сети, согласно которой она допущена к применению в качестве образцового средства измерений.

После создания образцовой сети на ней выполнены экспериментальные исследования точности измерений посредством спутниковых систем (точности GPS-определений).

Цель исследований - выбор оптимальной методики определения положений границ земельных участков с помощью GPS - аппаратуры.

Задача исследований заключалась, во-первых, в обработке методики собственно измерений и освоении соответствующего математического обеспечения, а во-вторых - установлении фактической точности определения положения точек в реальных условиях эксплуатации измерительной аппаратуры.

В процессе экспериментов выполнены наблюдения в различных условиях эксплуатации приемников сигналов искусственных спутников Земли.

## 7 Принцип пространственной трилатерации

Основной задачей пространственной трилатерации является определение координат точек земной поверхности по навигационным спутникам, путем построения пространственной системы координат  $X, Y, Z$ , рисунок 16,. Координаты спутника, обеспечивающие построение известны.

**Необходимо определить** координаты точки А.

Известно, что трилатерация решает задачу по измерению расстояния «НС - точка А», причем точек не должно быть менее четырех .

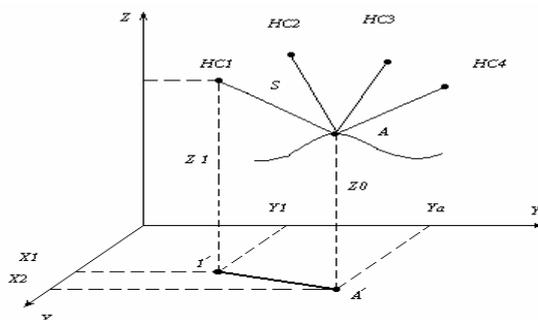


Рисунок 16 - Пространственная трилатерация.

Для уравнивания геодезических пространственных координат трилатерации параметрическим способом составляются уравнения связи измеренных расстояний  $S$  и определяемых координат  $X_a, Y_a, Z_a$ . Для линии  $S_{iA}$ , из рисунка 16, можно записать:

$$S_{iA}^2 = (X_i - X_a)^2 + (Y_i - Y_a)^2 + (Z_i - Z_a)^2 \quad (19)$$

где  $S_{iA}$  – измеренное расстояние от  $i$ - того спутника до точки  $A_i$ ;  $X_i, Y_i, Z_i$  – пространственные координаты точки  $A$ . Аналогичные уравнения составляются и на другие спутники построения. В связи с этим число таких уравнений будет равно числу фиксируемых с точки  $A$  спутников. От каждого НС приемник получает и фиксирует радионавигационное сообщение. Расстояние  $S_{iA}$  определяется по формуле:

$$S_{iA} = c(\tau_{iA} - \Delta T_p) = D_{iA} - c \cdot \Delta T_A \quad (20)$$

где  $c$  – известная скорость распространения радионавигационного сигнала;

$\tau_{iA}$  – измеренное приемником время прохождения сигнала;

$\Delta T_A$  – поправка часов приемника в точке  $A$ ;

$D_{iA}$  – псевдодальность;

$\Delta T_A$  характеризует расположение шкал времени НС и приемника. При этом все НС синхронизированы между собой с достаточной точностью. Синхронизация всех приемников с НС привела бы к их существенному удорожанию. Поэтому  $\Delta T_A$  остается в формуле 20 неизвестным, а вместо расстояния  $S_{iA}$  приемником фактически измеряется псевдодальность  $D_{iA}$ . Измеренная псевдодальность содержит значительные систематические погрешности, для основных из них определяют с требуемой точностью значения по специальной методике и учитывают в виде поправок  $\delta D_{iA}$  в псевдодальность. Для измеренных псевдодальностей формула 19 принимает вид:

$$D_{iA} = \sqrt{(X_i - X_A)^2 + (Y_i - Y_A)^2 + (Z_i - Z_A)^2} + c \cdot \Delta T_A + \delta D_{iA} \quad (21)$$

где содержится четыре неизвестных величины  $X_a, Y_a, Z_a, \Delta T_A$ . Таким образом, формул вида (21) должно быть не менее четырех. Обычно в ходе геодезических определений используют всегда больше четырех НС, что позволяет уравнивать построение пространственной трилатерации по методу наименьших квадратов.

Построение пространственной трилатерации представляет собой обратную пространственную линейную засечку, в которой вместо пунктов ГГС используются НС, координаты которых известны по радионавигационным сообщениям (эффемиридам).

Аппаратура потребителя принимает сигналы от необходимого числа спутников, обрабатывает их, измеряет псевдодальность  $D_{iA}$ , получает поправки  $\delta D$ , вычисляет координаты точки стояния приемника  $X_a, Y_a, Z_a$ . По пространственным координатам вычисляются геодезические координаты  $B_A, L_A$

и высота точки  $A$  над общим земным эллипсоидом  $N_A$  в системе координат WGS -84 или ПЗ-90. Эти координаты перевычисляются на референц-эллипсоид Красовского и в плоскость проекции Гаусса-Крюгера, а также в местную систему координат.

В некоторых геодезических работах используются спутниковые измерения только для определения плановых координат  $X$  и  $Y$ . В этом случае количество неизвестных сокращается, можно уменьшить и число необходимых НС. Однако при этом необходимо знать геодезическую высоту  $H$  над используемым эллипсоидом, или как от  $H$  зависят пространственные координаты  $X$  и  $Y$  в соответствии с выражением 15. Таким образом, погрешности геодезической высоты приведут к увеличению погрешностей плановых координат  $X$  и  $Y$  определяемой точки.

## 8 Электронные тахеометры

### 8.1 Общие сведения

Электронный тахеометр – это оптико-электронный прибор, совмещающий в себе электронный теодолит, светодальномер, вычислительное устройство и регистратор информации. Среди многообразия электронных тахеометров выделяется сегмент высокотехнологичных приборов, до сих пор являющихся своеобразной «терра инкогнито» для отечественных геодезистов. Имеются ввиду тахеометры, оснащённые сервомоторами, следящей системой и дистанционным управлением.

Более 10 лет назад лидеры геодезического приборостроения Geotronics (Швеция) и Leica Geosystems (Швейцария) отказались от выпуска популярных тогда электронных дальномеров в пользу тахеометров. Постепенно многие компании, выпускающие геодезическое оборудование, перестали выпускать дальномеры.

В настоящее время наблюдается аналогичная картина. Высокотехнологичные электронные тахеометры выпускают серийно такие известные фирмы, как Leica Geosystems, рисунок 17, Trimble Navigation (США) – рисунок 18, а также Topcon (Япония) – рисунок 19, и Sokkia (Япония) – рисунок 20.



Рисунок 17 - Электронный тахеометр  
Leica TSRP 1200



Рисунок 18 - Электронный  
Trimble 56

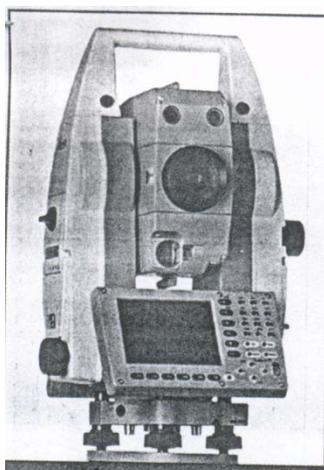


Рисунок 19 -Электронный тахеометр  
Topcon GTS-800



Рисунок20-Электронныйтахеометр  
Sokkia Set 4110M

Получить информацию об использовании этих приборов сложно и по той причине, что дилеры тщательно оберегают своих клиентов от посторонних. Автор сознательно не сравнивает технические характеристики тахеометров, так как это не даст объективной картины. Каждый из рассматриваемых приборов великолепен по-своему. Поэтому целесообразно только помочь читателю-студенту разобраться в этой теме.

Внутри класса высокотехнологичных электронных тахеометров выделим «полуроботы» - тахеометры со следящей системой и «роботы» - тахеометры, оснащённые дистанционным управлением. Огромное количество времени в поле тратится на грубое наведение, и точное нивелирование. Очевидно, что через несколько часов работы внимание оператора снижается, устают глаза, руки, ноги спина и другие части тела. Поэтому следующим шагом к автоматизации было создание приборов со следящей системой. Такой прибор отслеживает перемещение отражателя, точно наводится даже в условиях

плохой видимости и не требует участия оператора. Кроме того, раньше у прибора находился квалифицированный исполнитель (с техническим или высшем геодезическим образованием), а с рейкой (с отражателем) ходит помощник, как правило, не имеющий специального геодезического образования. Исполнитель указывает ему, куда поставить вежу. Это также не повышало качество, так как он не всегда мог оценить ситуацию, находясь у прибора, а тщательная оценка ситуации требовала дополнительного времени. Возникла идея поставить к прибору помощника-оператора, а с вежей будет ходить исполнитель, который знает, где ставить отражатель («полуробот»). Или вообще, убрать оператора и управлять прибором с вежи («робот»). К «простым» тахеометрам с сервомоторами относятся следующие модели: Leica TCM1200, Geodimeter 600S, Trimble 560S. Литера «M» у тахеометров Leica означает моторизованный, литера «S» у тахеометров Geodimeter и Trimble – сервомоторы. Для работы с этими приборами необходима бригада из двух человек. Закрепительные винты у приборов отсутствуют, а вместо наводящих винтов используются маховики управления сервомоторами. Система имеет как бы «автоматическую коробку передач», а именно, чем быстрее оператор вращает маховик, тем быстрее прибор поворачивается, и наоборот. Для большей плавности современные системы оснащены четырёхскоростной «коробкой». Это важно, так как, например, в старых моделях Geodimeter, оснащённых двухскоростной «коробкой» (выпуск до 1997 года), приходилось принаравливаться, чтобы не проскакать при наведении на цель. Реальная выгода от использования таких приборов получается при выполнении работ, связанных с мониторингом, когда необходимо периодически выполнять наблюдения на одни и те же цели. В этом случае прибор по определённой программе наводится на эти цели автоматически, оператору остаётся осуществлять точное наведение. Также удобно использовать эти приборы на строительной площадке для выноса проекта на местность. Зная координаты проектных точек, прибор автоматически разворачивается в ..... положение. При этом прибор учитывает поправки и удерживает направление в простом положении. Известно, сколько времени приходится тратить на строительной площадке, для того, чтобы «выставить ноль» вручную. Исходя из этого, можно представить, что необходимо вынести 80 и более точек, что достаточно типично для современного монолитного строительства, характеризующегося сложными формами и обилием осей. Вместе с тем необходимо отметить, что этот тип тахеометров в настоящее время, представлен весьма слабо, поэтому предпочтение отдаётся приборам со следящей системой.

«Полуроботы» - тахеометры со следящей системой. Такое название довольно условное, так как у разных производителей принцип слежения за отражателем реализован по-разному. К «полуроботам» можно отнести следующие модели: Leica TC700 auto, TCR 700 auto, TCA1200, TCRA1200, TCA 1100, TCRA 1100, Geodimeter 600 Autolock, Trimble 5600 Autolock, рисунок 22.



Рисунок 22 - Электронный тахеометр Trimble 5600 Autolock

Литера «А» у тахеометров Leica означает ATR (Automatic Target Recognition – система автоматического распознавания цели), «Autolock» у тахеометров Geodimeter и Trimble наличие следящей системы. Для работы с приборами требуется бригада из двух человек.

В комплект электронного тахеометра входит следующее оборудование:

- кабель для передачи исходной информации с компьютера в память прибора, файлов измерений – с тахеометра на компьютер или принтер;
- отражательная призма с визирной маркой, набор призм;
- трегер (подставка), оптический центрир или адаптер трегора с оптическим центриром;- комплект плёночных отражателей;
- штатив;
- веха с уровнем для установки призмы, подпорки для вехи (бинод);
- кабель для подключения к внешним источникам питания.

Измерения расстояний тахеометра выполняются на отражатель, а на малых расстояниях в большинстве приборов используются измерения без отражателя. Применяется одноизмеренный отражатель, который совмещён с визирной маркой для измерения углов. Измерение больших расстояний проводят на комплект призм, которые устанавливаются на специальном креплении. Однопризменные отражатели можно установить на штатив или веху с круглым уровнем. При использовании штатива, подставка или адаптер трегора центрируется по оптическому центриру. В пределах дальности измерений без отражателя призма не требуется, а наведение осуществляется непосредственно на снимаемую точку объекта. Результаты можно улучшить измерением на плёночном отражателе, которые накладываются на точки объекта.

Для угловых измерений используется автоматическая система отсчёта вертикального и горизонтального кругов. В современных моделях применяются абсолютный датчик угла поворота, работающий по RAB – коду (Random Bi – directional). В результате угловые отсчёты мгновенно выводятся на экранах.

Геодезическая информация на определяемую точку может быть выдана на экран или записана в память прибора в трёх видах:

$S, z, \beta$ ;  $D, h, \beta$ ;  $X, Y, H$

В качестве источника питания применяются аккумуляторы, для большинства моделей литиевое - ионное малогабаритные. Аккумулятор вставляется в отсек тахеометра, на экране отображается уровень его зарядки. Предусмотрено подключение прибора и к внешним источникам питания. Электронный тахеометр имеет внутреннюю и внешнюю память, куда можно записать файлы исходных данных и результаты измерений. Объём внутренней памяти указывается в технических характеристиках приборов. Он может быть увеличен за счёт компактных карт памяти.

В разных моделях электронных тахеометров могут быть разные обозначения одних и тех же величин, выводимых на дисплей.

После установки тахеометра над точкой, его центрирования и горизонтирования прибор включают нажатием соответствующей клавиши. На дисплее появится начальное сообщение в виде экрана статуса (исходного экрана), содержащего модель тахеометра, его номер, версию ПО, название рабочего файла. Экран статуса позволяет нажатием функциональных клавиш перейти в другие режимы, в том числе и режим измерений.

## 8.2 Электронный тахеометр TOPCON серии GTS – 230

Электронный тахеометр TOPCON представлен на рисунках 23 и 24. Конструктивные элементы тахеометра изображены в двух положениях, в зависимости от положения закрепительного винта вертикального круга и микрометричного винта вертикального круга.

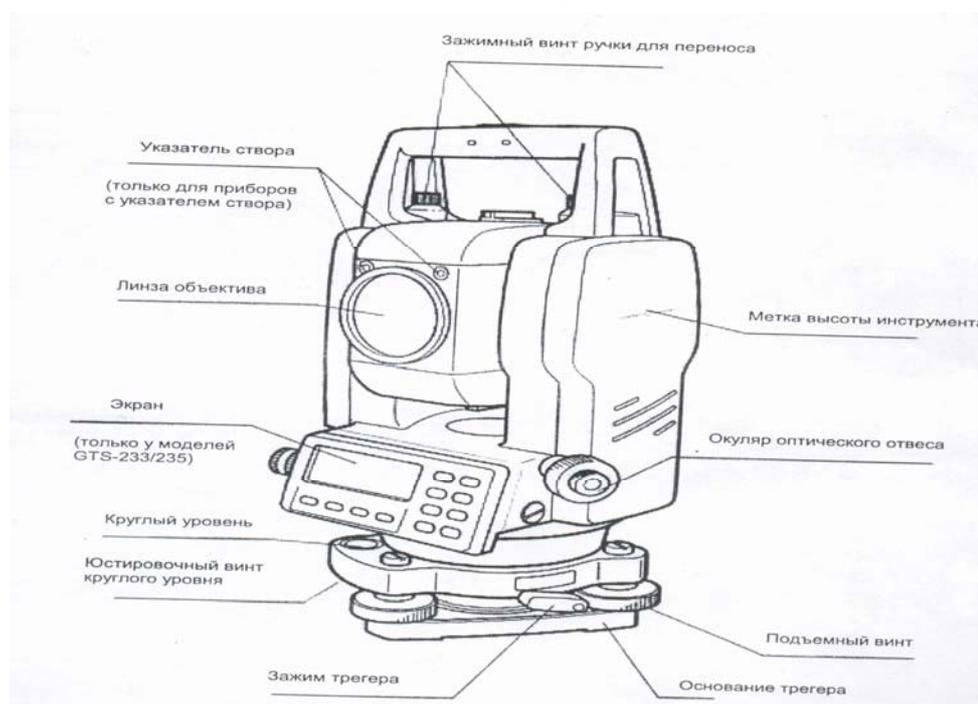


Рисунок 23 – Конструктивные элементы тахеометра в первом положении

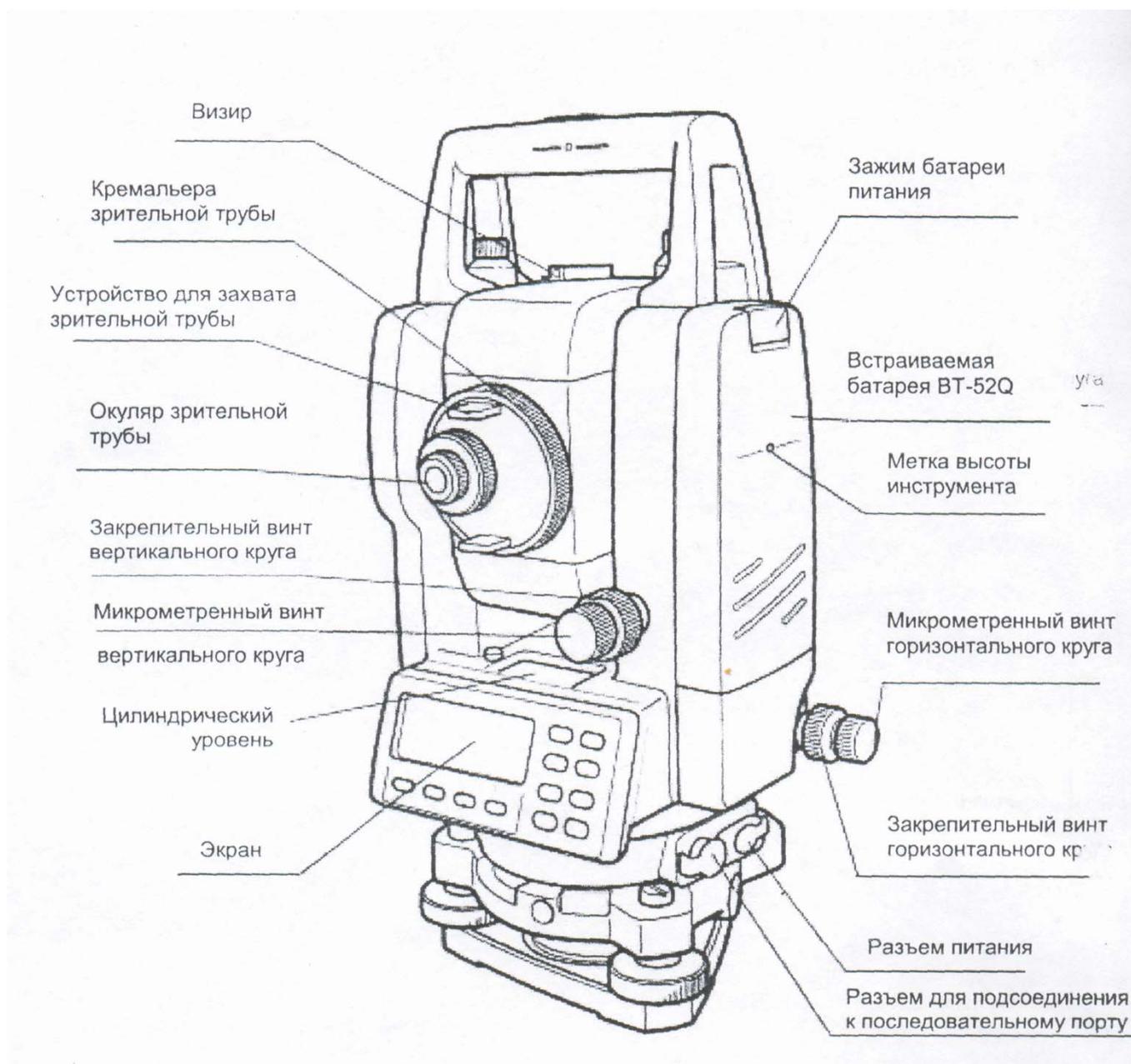


Рисунок 24 – Конструктивные элементы тахеометра во втором положении.

В инструменте использован пиксельный ЖК-дисплей (4 строки по 20 символов). Как правило, в трёх верхних строках отображаются данные измерений, а в нижней строке показаны функции экранных клавиш, которые изменяются вместе с режимом измерения.

Контрастность и подсветка экранов регулируются в «специальном режиме» (режим Меню).

Пример первой строки в режиме измерений представлен в таблице 5, а обозначения на экране в таблице 6.

Таблица 5 – режим измерений в первой строке экрана

ВК: 90°10'20''  
 ГКп: 120°30'40'  
 0° ГК Фикс Ввод С1↓

ГКК: 120°30'40''  
 S\* 65.432 m  
 h: 12.345 m  
 Измер режим Сигн С1↓

Режим измерения углов  
 Вертик. Угол: 90°10'20''  
 Гориз. Угол: 120°30'40'  
 120°30'40''

Режим измерения расстояний  
 Гориз. Угол:  
 Гориз. Положение: 65.432 m  
 Превышение: 12.345 m

Единица измерения футы  
 дюймы

Единица измерения футы и

ГКп: 120°30'40''  
 S\* 123.456 ft  
 h: 12.345 ft  
 Измер режим Сигн С1↓

ГКп: 120°30'40''  
 S\* 123.04.6fi  
 h: 12.03.4fi  
 Измер режим Сигн С1↓

Гориз. Угол 120°30'40'  
 Гориз. Положение: 123.456 фт  
 Положение: 123фт46/8дюйм  
 Превышение: 12.345фт

Гориз. Угол 120°30'40'  
 Гориз.  
 Превышение: 12фт34/8дюйм

Таблица 6 - Обозначения на экране

Экран	Содержание	Экран	Содержание
ВК	Вертикальный угол	*	Индикатор работы светодальномера
ГКп	Горизонтальный угол «правосторонняя оцифровка»	m	Единица измерения расстояний - метры
ГКл	Горизонтальный угол «левосторонняя оцифровка»	ft	Единицы измерения – футы
S	Горизонтальное положение	fi	Единицы измерения расстояний – футы и дюймы
H	Превышение		
D	Наклонное расстояние		
X	(X) координата		
Y	(Y) координата		
H	(H) координата		

Клавиатура дисплея тахеометра представлена программными F1, F2, F3, F4 и служебными клавишами, рисунок 25

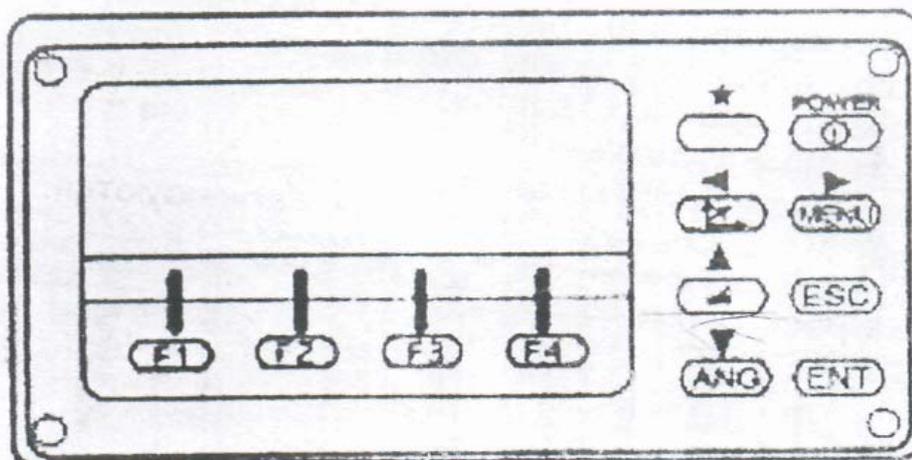


Рисунок 25 – клавиатура Topcon: Название клавиш и их функций представлены в таблице 7

Таблица 7 – функции клавиш Topcon

Клавиши	Название клавиш	Функции
*	Клавиша «звёздочка»	Режим настройки (клавиша *) используется для предварительной установки параметров или отображение функций в следующей последовательности: 1-регулировка контрастности зон; 2-подсветка сетки нитей; 3-подсветка экрана; 4-поправка за наклон инструмента; 5-переключение функции указателя створа (только для приборов с указателем створа); 6-определение уровня отражённого сигнала
→	Клавиша измерения координат	Режим измерения координат
	Клавиша измерения расстояний	Режим измерения расстояний
ANG	Клавиша измерения углов	Режим измерения углов
MENU	Клавиша меню	Вызов главного меню из стандартного режима. Доступ к прикладным программам и режиму настройки.
ESC	Клавиша выхода	- Возврат в режим измерений или на предыдущий уровень из режима настроек - Выход в режим съёмки и режим измерений. - Можно использовать, как клавишу «Запись» для записи результатов измерений в режиме обычных измерений. Для определения функции клавиши ESC смотри «Режим настройки инструмента»
POWER	Кнопка питания	Включение/выключение инструмента
F1 ~ F4	Экранные (функциональные клавиши)	Выполняют функции, которые отображены на экране

Примеры решения основных задач на местности представлены в разделах 8.2.1-8.2.2

Электронный тахеометр Topcon имеет дополнительные возможности и ряд прикладных программ, которые в рамках данного учебного пособия не рассматриваются.

### 8.2.1 Определение координат

#### Ввод координат станции

Если вывести координаты станции (пункта наблюдения) в соответствующей системе координат, то инструмент автоматически преобразует и выведет на экран координаты определяемого пункта (пункта, где расположена призма) в данной системе координат. Возможно сохранение координат пункта наблюдения в памяти и после отключения питания.

Пример решения задачи представлен на рисунке 26 и таблице 8.

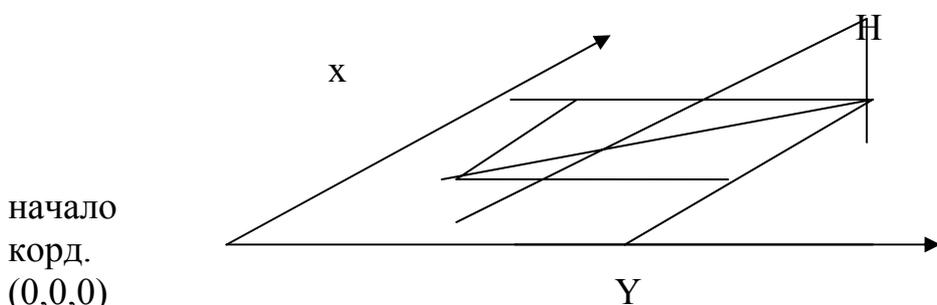


Рисунок 26 – Схема определения координат

Таблица 8 – Результаты полученных данных

Рабочая процедура	Действие	Экран
1. В режиме измерения координат нажать клавишу [F4] (↓), чтобы перейти на стр.2 экрана.	[F4]	X: 123,456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m
2. Нажать клавишу [F3](стнц).	[F3]	N→ 0.000 m E: 0.000 m Z: 0.000 m Ввод. --- --- ОК
3. Ввести значение координаты X.	[F1] ввод данных [F4]	N: -72.000 m E→ 0.000 m Z: 0.000 m Ввод. --- --- ОК
4. Действуя таким же образом, ввести значение		N: 51.456 m E: 34.567 m Z: 78.912 m Измер Режим Сигн C1↓

координат Y и H. После ввода значений экран вернётся в режим измерения координат		
--	--	--

### Ввод высоты инструмента

В этом режиме высоты инструмента не будет сохраняться в памяти после отключения питания. Пример решения задачи представлен в таблице 9

Таблица 9 – Пример ввода высоты инструмента

Рабочая процедура	Действие	Экран			
<p>1. В режиме измерения координат нажать клавишу [F4] (↓), чтобы перейти на стр.2 экрана.</p> <p>2. Нажать клавишу [F1](Hi). На экране отображается текущее значение.</p> <p>3. Ввести высоту инструмента.</p>	<p>[F4]</p> <p>[F2]</p> <p>[F1] ввод высоты инструмента [F4]</p>	<table border="1"> <tr> <td>X: 123,456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер Режим Сигн С1↓</td> </tr> <tr> <td>Высота инструмента Ввод Hi: 0.000 m Ввод. --- --- ОК</td> </tr> <tr> <td>X: 123.456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер режим Сигн С2↓</td> </tr> </table>	X: 123,456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер Режим Сигн С1↓	Высота инструмента Ввод Hi: 0.000 m Ввод. --- --- ОК	X: 123.456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер режим Сигн С2↓
X: 123,456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер Режим Сигн С1↓					
Высота инструмента Ввод Hi: 0.000 m Ввод. --- --- ОК					
X: 123.456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер режим Сигн С2↓					

### Ввод высоты отражателя (призмы)

Данный параметр может быть использован для значений координат H (высотной компоненты). В этом режиме значение высоты отражателя (призмы)

не будет сохраняться в памяти после отключения питания. Пример решения задачи показан в таблице 10.

Таблица -10 Пример ввода высоты отражателя.

Рабочая процедура	Действие	Экран
<p>1. В режиме измерения координат нажать клавишу [F4](↓), чтобы перейти на стр.2 экрана.</p> <p>2. Нажать клавишу [F1](Hv). На экране отображается текущее значение.</p> <p>3. Ввести высоту призмы.</p>	<p>[F4]</p> <p>[F1]</p> <p>[F1] ввод высоты призмы [F4]</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>X: 123,456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер. Режим Сигн С1↓</p> <hr/> <p>Высота инструмента Ввод H<sub>i</sub>: 0.000 m Ввод. --- --- ОК</p> <hr/> <p>X: 123.456 m Y: 34.567 m H: 78.912 m Измер. режим Сигн С2↓</p> </div>

### Процесс определения координат

Если вывести координаты пункта наблюдения (станции), высоту инструмента и высоту призмы, то можно сразу получать координаты определяемой точки.

Для ввода значений координат станции смотри режим «Ввод координат станции»

Для ввода высоты инструмента и высоты призмы смотри режим «Ввод высоты инструмента» и раздел «Ввод высоты отражателя (призмы)».

Координаты определяемой точки вычисляются, как показано на рисунке 27 и отображаются на экране (таблица 11):

Координаты станции: (X<sub>0</sub>, Y<sub>0</sub>, H<sub>0</sub>)

Высота инструмента: H<sub>i</sub>

Высота призмы:  $H_v$   
 Вертикальное расстояние (превышение):  $h$   
 Координаты призмы  
 Относительно высоты инструмента:  $(x, y, h)$   
 Координаты неизвестного пункта:  $(X_1, Y_1, H_1)$   
 $X_1 = X_0 + x$   
 $Y_1 = Y_0 + y$   
 $H_1 = H_0 + H_i + h - H_v$

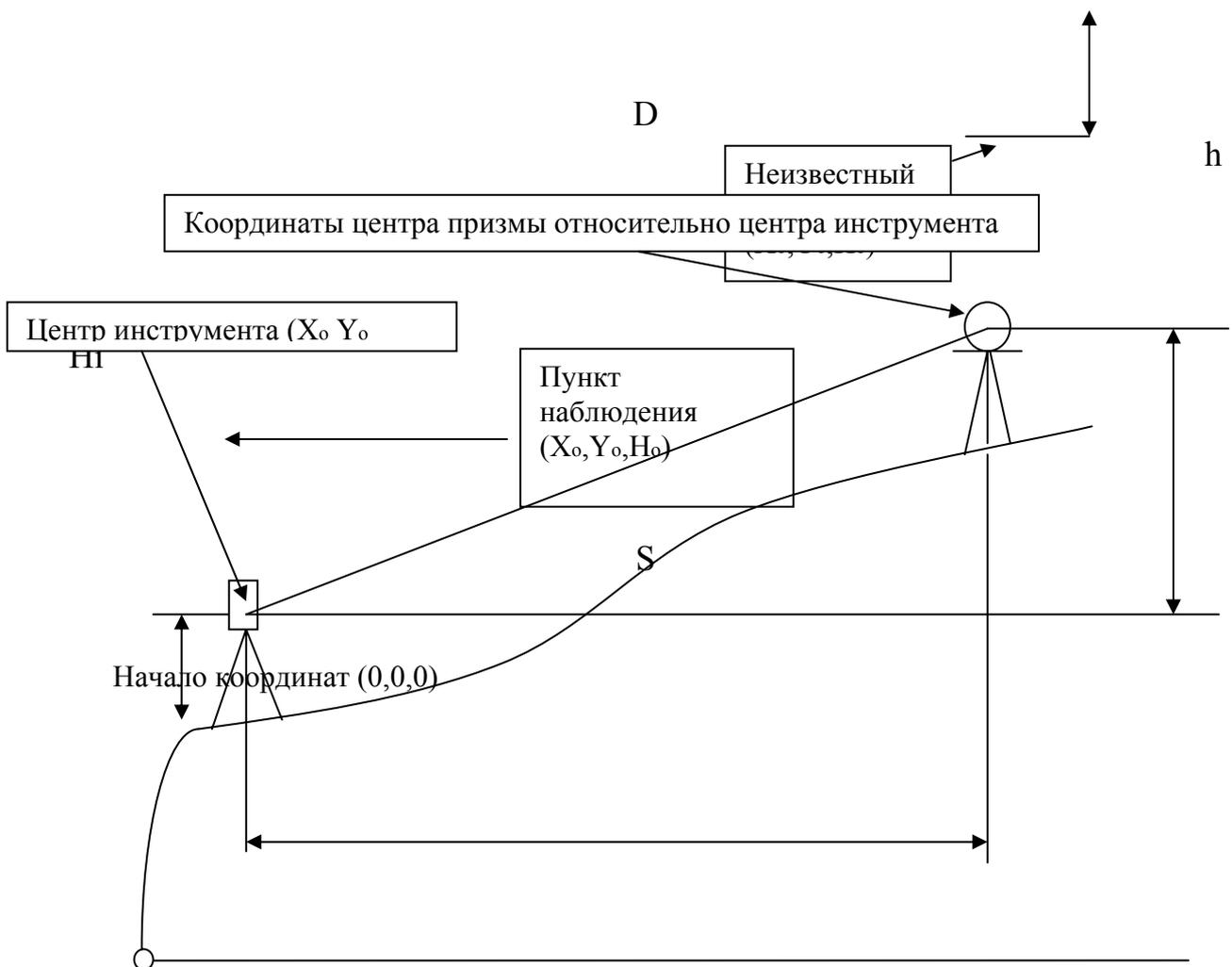


Рисунок 27– Схема определения координат пункта наблюдения  
 Пример решения задачи показан в таблице 11.

Таблица 11 – Результаты полученных данных

Рабочая процедура	Действие	Экран
<p>1. Установить ориентирное направление от известного пункта А.</p> <p>2. Навести на цель В.</p> <p>3. Нажать клавишу [□]. Выполняется измерение.</p> <p>На экран выводится результат.</p>	<p>Установка ориентирн. направления</p> <p>[□]</p>	<div data-bbox="995 546 1305 696" style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin-bottom: 5px;">                     ВК: 90°10'20''                      ГКп: 120°30'40'                      0° ГК Фикс Ввод                      C1↓                 </div> <div data-bbox="943 696 1345 898" style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin-bottom: 5px;">                     X° [n]            &lt;&lt;m                      Y:                    m                      H:                    m                      Измер режим Сигн C1↓                 </div> <div data-bbox="943 898 1345 1167" style="border: 1px solid black; padding: 5px;">                     X° : 123.456 m                      Y:    34.567 m                      H:    78.912 m                      Измер. режим Сигн C1↓                 </div>

### 8.2.2 Создание системы координат на местности

Данная программа используется для получения координат станции в системе координат заданной началом в точке А(0,0,0) и линией АВ на оси Х, рисунок 27. Устанавливается две призмы в точках А и В на линии, а инструмент установите в точке С, координаты которой неизвестны. После выполнения измерений на две точки, где установлены призмы, будут вычислены

координаты станции. Горизонтальный круг инструмента будет сориентирован, таблица 12.

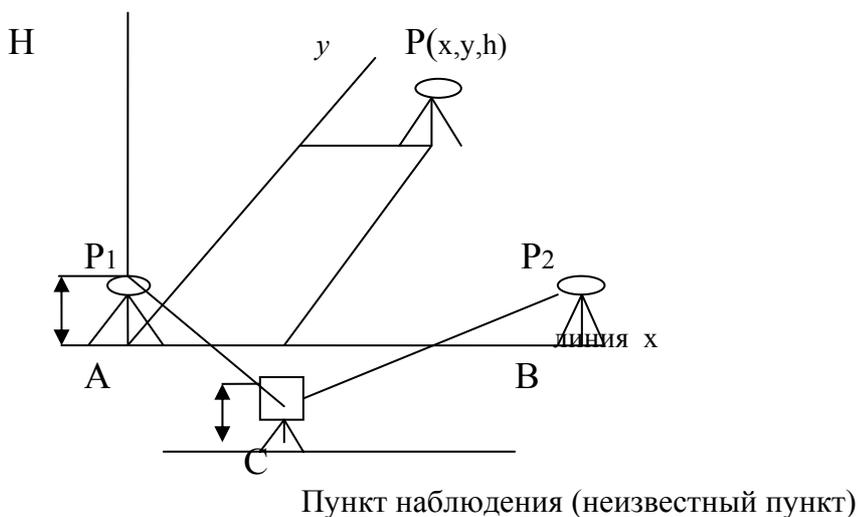


Рис. 26 – Схема создания системы координат

Таблица 12 – Результаты полученных данных

Рабочая процедура	Действие	Экран
1. Нажать клавишу MENU, после чего нажмите клавишу [F4](C↓), чтобы перейти в меню на стр.2 экрана.	[MENU] [F4]	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px;">                     Меню 2/3                      F1: программы                      F2: Масштаб. коэф.                      F3: Подсветка C↓                 </div>
2. Нажать клавишу F1.	[F1]	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px;">                     Программы 2/3                      F1: Высота точки                      F2: Расстояния                      F3: Высота станции C↓                 </div>
3. Нажать клавишу [F4](C↓), чтобы перейти в меню программ на стр.2	[F4]	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px;">                     Программы 2/2                      F1: площадь                      F2: Базис C↓                 </div>

<p>экрана</p> <p>4.Нажать клавишу [F2]</p> <p>5.Нажать клавишу [F1](Ввод) и вывести высоту инструмента.</p> <p>6.Нажать клавишу [F1](Ввод) и ввести высоту призмы А(P1).</p> <p>7.Навестись на призму P1 (первая точка) и нажмите клавишу [F3](Да) Выполняется однократное измерение в точном режиме .На экран вводится приглашение ввести высоту призмы В(P2)</p> <p>8.Нажать клавишу [F1](Ввод) и ввести высоту призмы В(P2)</p> <p>9.навестись на призму В (P2) и нажать клавишу [F3](Да).</p>	<p>[F2]</p> <p>[F1] высоты [F4]</p> <p>[F1] высоты [F4]</p> <p>Набл. P1 [F3]</p> <p>[F1] призмы [F4]</p> <p>[F3]</p>	<div data-bbox="1011 322 1402 598" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Высота инструмента Ввод Нi: 0.000 m Ввод --- --- ОК</p> </div> <div data-bbox="987 640 1386 848" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Высота отражателя Ввод Нv: 0.000 m Ввод --- --- ОК</p> </div> <div data-bbox="987 875 1378 1099" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Измерение отн. базиса Измр. T1 S: &gt;Навёлся? [Да] [Нет]</p> </div> <div data-bbox="987 1104 1378 1373" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Измерение отн. базиса Измр. T1 S &lt;&lt;m ▼ &gt;Измерение....</p> </div> <div data-bbox="987 1377 1378 1646" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Высота отражателя Ввод Нv: 0.000 m Ввод --- --- ОК</p> </div> <div data-bbox="987 1682 1378 1957" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Измерение отн. базиса Измр. T2 S m &gt;Навёлся? [Да] [Нет]</p> </div> <div data-bbox="978 1995 1378 2219" style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>Измерение отн. базиса Измр. T1 S &lt;&lt;m &gt;Измерение....</p> </div>
---	--	--

<p>Выполняется измерение.</p> <p>Однократное измерение в точном режиме.</p> <p>Вычисляются и принимаются новые координаты станции. Автоматически ориентируется горизонтальный круг инструмента. На экран выводится результат (расстояние между А и В).</p> <p>dS: Горизонтальное положение</p> <p>dh: превышение</p> <p>dD: наклонная дальность для ввода на экран наклонной дальности нажать клавишу [F4](C↓).</p> <p>Для вывода на экран новых координат станции нажать клавишу [F2] (C↓).</p> <p>Для ввода на экран новых координат станции нажать клавишу [F2](C↓).</p> <p>Для ввода на экран наклонной дальности нажать клавишу [F4](C↓).</p> <p>10.Нажмите клавишу [F1](XУН), чтобы выполнить измерения координат других точек.</p> <p>11.Наведите на призму и нажмите клавишу [F4](Измр).</p> <p>Начинается измерение координат. Однократное измерение в точном режиме.</p> <p>На экран выводится результат. Для возврата в</p>	<p>[F4]</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin-bottom: 5px;"> X: 0.000 m  Y: 0.000 m  H: 0.000 m  Выход --- Н измр </div> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin-bottom: 5px; text-align: center;"> &gt;Измерение ... </div> <div style="text-align: center; margin-bottom: 5px;"> ↓ </div> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> X: 3.456 m  Y: 5.432 m  H: 0.000 m  Выход --- Н измр </div>
--	-------------	--

предыдущий режим нажать клавишу [F1](Выход).		DIST. (T1-T2) $\frac{1}{2}$ dS: 10.000 m dh: 0.000 m ХУН Вынс --- C↓
--	--	---

### 8.3 Электронный тахеометр ЗТА5р УОМЗ

Электронные тахеометры **ЗТА5р** отечественного производства хорошо зарекомендовали себя в сложных климатических условиях. Приборы модернизируются, в настоящее время имеются их усовершенствованные варианты. Электронный тахеометр ЗТА5р представлен на рисунках 29, 30, а его дисплей и клавиатура – на рисунке 31.

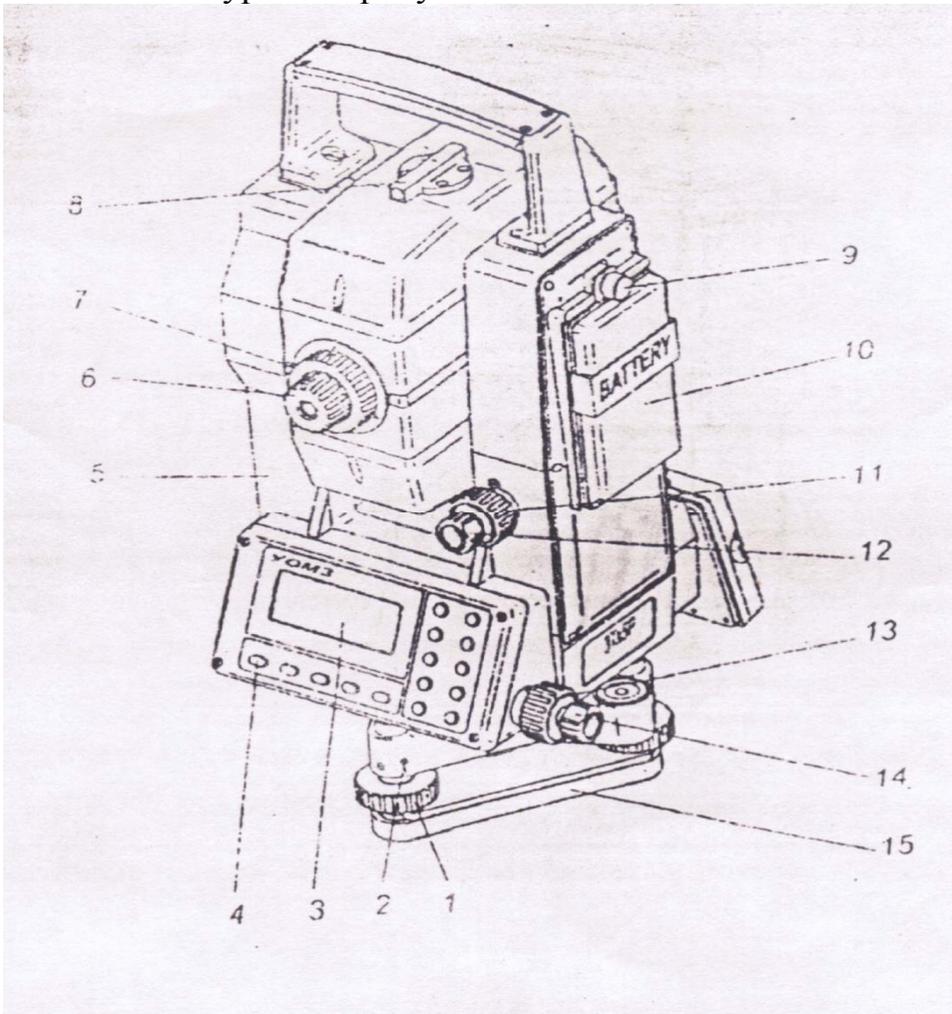
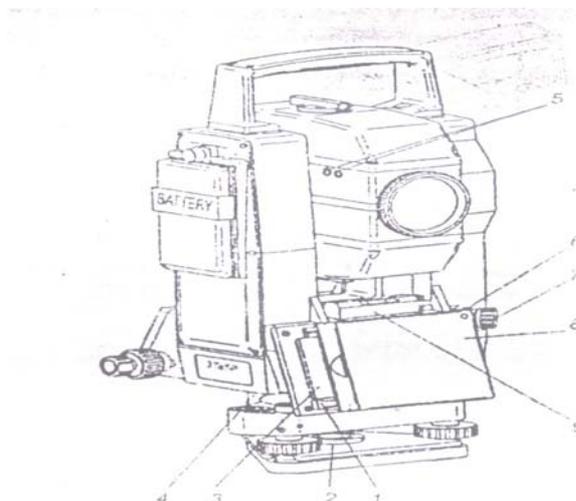


Рисунок 29- Тахеометр (положение: круг слева)

1-  
- дисплей; 4



подъёмный винт; 2 –  
постирочный винт; 3  
– кнопка

включения/выключения; 5 – колонка; 6 – диоптрийное кольцо; 7 – кольцо  
кремальеры зрительной трубы; 8 – коллиматорный визир; 9 – винт; 10 –  
кассетный источник питания; 11, 13 – наводящий винт; 12, 14 – закрепительный  
винт; 15 – подставка.

Рисунок 30 – Тахеометр (положение: круг справа)

1 – кнопка инжектора (внутри узла сопряжения); 2 – юстировочная гайка; 3 – карта памяти (внутри узла сопряжения); 4 – круглый уровень; 5 – клеммы; 6 – юстировочный винт центра; 7 – окуляр оптического центра; 8 – узел сопряжения с картой памяти; 9 – цилиндрический уровень.



Рисунок 31 – дисплей и клавиатура 3ТА5РМ:

ON/OFF - клавиша включения/выключения прибора; Menu – выбор режима работы; выход из него; MEAS – клавиша начала измерений; GE – удаление набранных символов; ENTER – подтверждение ввода, выбор программ;  - обнуление ГК; 1..9 – клавиша набора цифр; REG – запись в карту памяти, регистрация;  - подсветка дисплея;  -перемещение курсора по дисплею;  - смена режима продолжения работы;  -смена шаблона дисплея без выхода в главное меню.

После включения прибора вслед за исходным экраном автоматически появляется информация о состоянии карты памяти. Если карта памяти готова к работе, то через три секунды появится стандартный вид экрана, позволяющий выбрать УСТАНОВКИ, ТЕСТЫ, ПРОГРАММЫ, предусмотренные в приборе.

В приборе можно выполнить:

- начальные установки (поправки в измеренные расстояния, тип вертикальных углов, подсветка, контрастность дисплея);
- ввод исходных данных на станции наблюдения;
- установки (выбор) режима измерений;

В приборе имеются четыре режима измерений:

- необходимо войти в строку ВЫБОР РЕЖИМА экрана МЕНЮ УСТАНОВКИ;
- режим измерения углов;
- режим полярных координат;
- режим горизонтального проложения и превышения.

Примеры решения основных задач на местности приведены в разделах 8.3.2-8.3.7 решения прикладных программ не рассматривается.

### 8.3.1 Измерения при неблагоприятных условиях

При неблагоприятных условиях измерений (например, в тумане) наведение на отражатель может быть проведено в режиме наведения на цель:

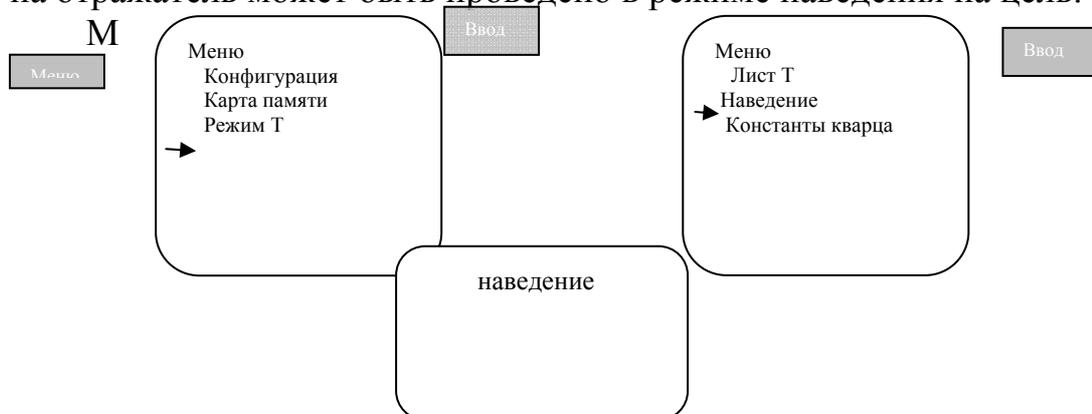


Рисунок 32 – Режим наведения на цель

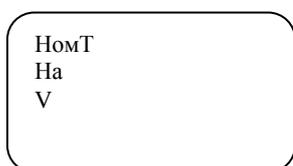
Навести зрительную трубу на отражатель и вращать наводящие винты рис.29 до получения максимального сигнала – высвечивания наибольшего числа сегментов в нижней строке дисплея.

Для выхода из режима нажать кнопку . Если для проведения измерения выбран шаблон 2,3 или 4, после наведения на отражатель для начала измерений нажать кнопку  не выходя из режима «НАВЕДЕНИЕ».

### 8.3.2 Измерение углов

Для измерения углов достаточно вывести зрительную трубу на отражатель (визирную цель).

Установить режим измерения углов, для этого выбрать шаблон дисплея 1:



НомТ – номер точки  
Где: На – горизонтальный угол  
V – вертикальный угол

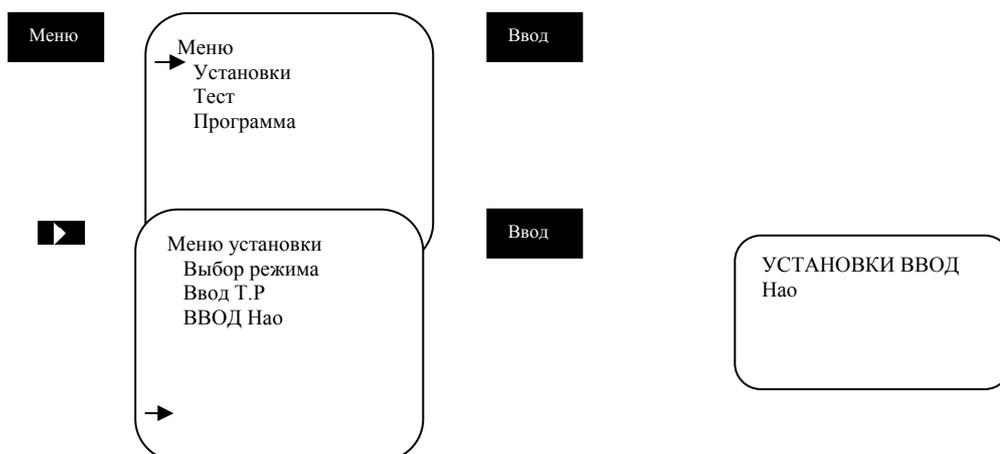
Подтвердить набор нажатием кнопки . на дисплее высвечиваются результаты измерений.

Если шаблон был выбран в ходе проведения начальных установок, для перехода в режим измерения углов из режима МЕНЮ достаточно нажать кнопку . На дисплее высвечиваются результаты измерений.

### 8.3.3 Результаты измерений могут быть записанных карту памяти

Измерения дирекционных углов

Для измерения дирекционных углов необходимо ввести в память тахеометра начальное значение дирекционного угла (ВВОДА Нао). Для этого установить режим ввода дирекционного угла:



При наборе нового значения дирекционного угла прежнее значение стирается. Набрать новое значение и ввести его в память тахеометра нажатием кнопки .

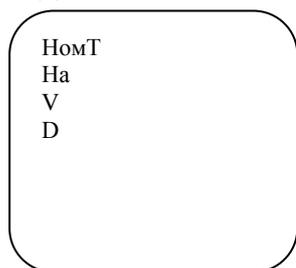
Если значение не изменяется, необходимо подтвердить это нажатием кнопки

Привести установку опорного направления при наведении зрительной трубы на визирную цель, расположенную на направлении, соответствующем начальному дирекционному углу нажатием кнопки

Ввод

### 8.3.4 Режим съёмки в полярных координатах

Установить режим съёмки в полярных координатах, для этого выбрать шаблон дисплея 2.



НомГ – номер точки  
Где: На – горизонтальный угол  
V – вертикальный угол  
D - расстояние

Ввод

Подтвердить выбор нажатием кнопки

Если шаблон был выбран в ходе проведения начальных установок, для перехода из режима МЕНЮ в режим съёмки в полярных координатах достаточно нажать кнопку . На дисплее высвечивается шаблон дисплея 2.

Результаты измерений могут быть занесены в карту памяти.

Нажать кнопку

Измер

Начало цикла измерения расстояния индицируется на дисплее символов «>» в четвёртой строке. Смещение символа «<» вправо по строке является подтверждением наличия сигнала от отражателя и выполнения программы измерений. Измерение расстояния осуществляется в основном режиме. На дисплее высвечиваются результаты измерения. Окончание измерения сопровождается звуковым сигналом.

Для повторения измерения нажать кнопку

Измер

Если символ «>» не высвечивается или высвечивается, но не проходит по разрядам строки, уровень сигнала недостаточен для измерений. Необходимо проверить наведение на отражатель, проверить отсутствие препятствий в створе измеряемой линии, в условиях плохой видимости увеличить число призм отражателя (вместо однопризменного установить шестипризменный отражатель) или дождаться улучшения погодных условий.

Для проведения повторного запуска программы измерений необходимо нажать кнопку

Меню

(выйти из предыдущего цикла измерения) и нажать кнопку

Измер

При измерении больших расстояний наведение на отражатель и оценка уровня сигнала могут быть проведены в режиме наведения на цель.

При необходимости может быть установлен режим непрерывного измерения расстояния или режим быстрого измерения расстояния.

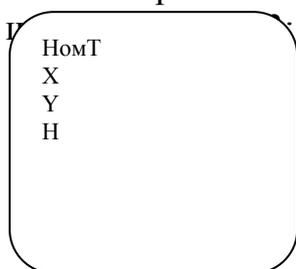
Результаты измерений могут быть записаны в карту памяти.

В режиме непрерывного измерения расстояния символ «>» не высвечивается, окончание каждого измерения сопровождается звуковым сигналом. Новый цикл измерения начинается во время высвечивания результата, повторное нажатие кнопки **Измер** не требуется.

Выход из режима (остановка измерений) – по нажатии кнопки **Меню**.  
Результаты измерений в режиме непрерывного измерения расстояния не могут быть записаны в карту памяти.

### 8.3.5 Режим съёмки в прямоугольных координатах

Установить режим съёмки в прямоугольных координатах, для этого выбрать и



Где: НомТ – номер точки  
X - координата  
Y – координата  
H - координата

Подтвердить выбор режима нажатием кнопки **Ввод**.

Если шаблон был выбран в ходе проведения начальных установок, для перехода из режима МЕНЮ в режим съёмки в прямоугольных координатах достаточно нажать кнопку **▶**. На дисплее высвечивается шаблон дисплея 3.

Навести зрительную трубу на отражатель до совмещения перекрестия сетки нитей зрительной трубы центром отражателя.

Нажать кнопку **Измер**.

Начало цикла измерения расстояния индицируется на дисплее символом ">" в четвертой строке. Смещение символа ">" вправо по строке является подтверждением наличия сигнала от отражателя и выполнения программы измерений.

При необходимости может быть установлен режим быстрого измерения расстояния.

Результаты измерений могут быть записаны в карту памяти.

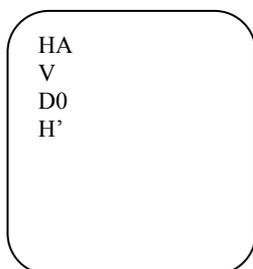
На дисплее высвечиваются результаты измерения. Окончание измерения сопровождается звуковым сигналом. Для повторения измерения нажать кнопку **Измер**.

Если символ ">" не высвечивается или высвечивается, но не переходит по разрядам строки, уровень сигнала недостаточен для измерений.

### 8.3.6 Режим измерения углов, горизонтального проложения и

## превышения

Установить режим измерения углов, горизонтального проложения и превышения, для этого выбрать шаблон дисплея 4:



Ha - горизонтальный угол  
V - вертикальный угол  
Где: D0 - горизонтальное проложение  
h' - превышение

Подтвердить выбор нажатием кнопки **Ввод**. Если шаблон был выбран в ходе проведения начальных установок, для перехода из режима МЕНЮ в режим измерения углов, горизонтального положения и превышения достаточно нажать кнопку **▶** На дисплее высвечивается шаблон дисплея 4.

Навести зрительную трубу на отражатель до совмещения перекрестия сетки нитей зрительной трубы с центром отражателя.

Нажать кнопку **Измер**

Начало цикла измерения расстояния индицируется на дисплее символом \* ">" в четвертой строке. Смещение символа ">" вправо по строке является подтверждением наличия сигнала от отражателя и выполнения программы измерений.

Измерение расстояния осуществляется в основном режиме.

На дисплее высвечиваются результаты измерения. Окончание измерения, сопровождается звуковым сигналом. Для повторения измерения нажать кнопку **Измер**

Если символ ">" не высвечивается или высвечивается, но не переходит по разрядам строки, уровень сигнала недостаточен для измерения.

Превышение вычисляется с учетом высоты отражателя и высоты инструмента. Результаты измерений могут быть записаны в карту памяти. После записи результатов измерения на дисплее высвечивается значение номера следующей точки. Для начала следующего измерения нажать кнопку **Измер**

### 8.3.7 Режим измерения расстояний без измерения углов

Установить основной режим измерения, режим непрерывного или быстрого измерения.

Установить шаблон дисплея 2.

Установить режим измерения расстояний без измерения углов.

Нажать кнопку **Измер**

Начало цикла измерения в основном режиме и режиме быстрого измерения индицируется на дисплее символом ">" в четвертой строке. Смещение символа ">" вправо по строке является подтверждением наличия сигнала от отражателя и выполнения программы измерений.

На дисплее высвечиваются результаты измерения. Окончание измерения сопровождается звуковым сигналом.

Для повторения измерения нажать кнопку 

Если символ ">" не высвечивается или высвечивается, но не переходит по разрядам строки, уровень сигнала недостаточен для измерений.

Результаты измерения могут быть записаны в карту памяти.

В режиме непрерывного измерения символ ">" не высвечивается, окончание каждого измерения сопровождается звуковым сигналом. Новый цикл измерения начинается во время высвечивания результата, повторное нажатие кнопки  требуется.

Выход из режима (остановка измерений) – по нажатии кнопки .

Результаты измерений не могут быть записаны в карту памяти.

#### **8.4 Поверки и юстировки электронных тахеометров**

Электронный тахеометр, как геодезический прибор подлежит поверкам и, то есть должны выполняться условия взаимного положения оптико-механических и оптико-электронных осей. В целом поверки и юстировки проводятся в специальных лабораториях при еженедельном, ежемесячном, полугодовом и годовом техническом обслуживании приборов. При несоблюдении технических требований по определённым условиям, приборы должны пройти поверки и на заводах изготовителей, либо в сервисных центрах. Отдельные поверки выполняются в полевых условиях. В связи с тем, что технической литературы в настоящее время очень мало, либо она в учебных заведениях отсутствует совсем, то перед проведением такого рода работ необходимо изучить руководство по эксплуатации на приобретённые конкретные модели тахеометров.

В данном пособии поверки и юстировки электронных тахеометров фирмы Торсон и 3Та5Р уральского оптико-механического завода подробно не рассматриваются, а приводится перечень и название.

##### **Поверки тахеометра Торсон:**

- поверка и юстировка постоянной инструмента;
- поверка оптической оси инструмента;
- поверка сетки нитей;
- поверка круглого уровня;
- поверка цилиндрического уровня;
- поверка функций инструмента;
- поверка окуляра оптического отвеса;

-поверка место нуля вертикального круга;

-поверка работоспособности дальномера;

#### **Поверки теодолита 3Та5Р:**

-поверка дальномера с помощью БКО (блока контрольного отсчёта);

-поверки технологических режимов: измерение расстояний на частотах F1,F2.F3, юстировки постоянной уровня, константы углов – проводятся на заводах изготовителях, либо в сервисных центрах.

## **9 Принцип спутниковой триангуляции**

Основной задачей спутниковой триангуляции является определение положения системы опорных точек на Земной поверхности и, в конечном счете, точное определение формы и размеров Земли.

Однако в спутниковой триангуляции, являющейся, пространственной, вершины треугольников располагаются не только на Земле, в пунктах расположения станций слежения ИСЗ, но и в пространстве, в точках положения спутника в момент наблюдения. Те и другие пункты неравноправны. Точки на Земле могут иметь координаты; определенные способом наземной или спутниковой геодезии, могут быть закреплены на местности, и тогда они могут служить опорными пунктами для геодезии вообще и в том числе для определения положения спутника. Точка мгновенного положения спутника не может быть закреплена и может наблюдаться только однажды. Задача определения положения спутника по известным координатам, станций, наблюдения на Земле называется прямой задачей спутниковой триангуляции .

Положение спутника на орбите и положение орбиты в пространстве может быть вычислено по наблюдениям движения спутника методами небесной механики. Тогда по положению спутника в момент наблюдения его с наземной станции, можно определить координаты станции наблюдения. Эта задача называется обратной задачей спутниковой геодезии.

Поскольку наблюдать спутник в данной точке можно только один раз, прямая задача решается не очень точно. Кроме того, для геодезии нет практической надобности точно знать координаты некоторой, никак не зафиксированной в пространстве точки. Поэтому прямая задача имеет иной смысл. Она решается для определения, элементов орбиты спутника. Обратная задача, наоборот, имеет практическое значение, так как в ней определяется фиксированные точки на земной поверхности. В то же время точность этих определений может все время повышаться по мере накопления наблюдений. Решение обратной задачи является основным при геометрическом построении системы опорных точек, и именно оно и получило название спутниковой триангуляции.

Основное уравнение спутниковой триангуляции связывает положение станции на земной поверхности с положением спутника и может быть написано в векторной форме, рисунок 33, так:

$$R_c = R + \rho; (22)$$

где  $R_c$  – геоцентрический радиус-вектор сложения,  $\rho$ -топоцентрический радиус-вектор спутника, т.е. вектор, направленный от станции к спутнику.

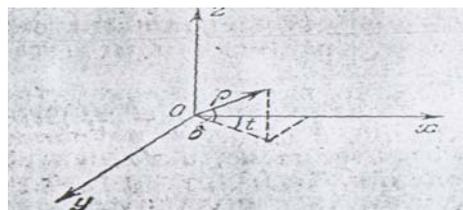
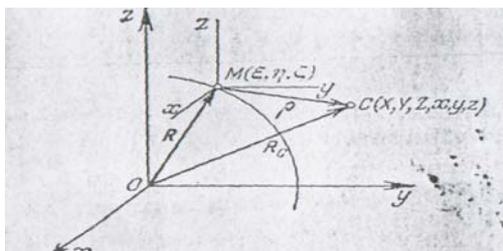


Рисунок 33 – Связь точек земной поверхности и ИСЗ

Рисунок 34 – Определение направления в пространстве

Непосредственному измерению подлежит радиус-вектор  $\rho$ . При этом могут быть измерены или только направление, характеризуемое единичным вектором или только расстояние, характеризуемое модулем  $|\rho| = \rho$ , или, наконец, и то и другое.

Если в геоцентрической системе координат ось  $Z$  направить по оси вращения Земли к северному полу, ось  $Z$  - в плоскости гринвичского меридиана, а ось  $Y$  на  $90^\circ$  к западу от направления плоскости гринвичского меридиана, то любое направление в пространстве, определяемое в произвольной точке  $C$  ортом  $i$ , может быть охарактеризовано часовым углом  $t$  и склонением  $\delta$ , рисунок. Проекции орта  $i$  будут:

$$\begin{aligned} i_x &= \cos\delta \cos t, \\ i_y &= \cos\delta \sin t, \\ i_z &= \sin\delta. \end{aligned} \quad (23)$$

И, соответственно, проекция измеряемого вектора  $\rho$  будут

$$\begin{aligned} \rho_x &= \rho \cos\delta \cos t, \\ \rho_y &= \rho \cos\delta \sin t, \\ \rho_z &= \rho \sin\delta. \end{aligned} \quad (24)$$

Основное уравнение спутниковой триангуляции в скалярной форме может быть записано в виде:

$$\begin{aligned} R_{cx} &= R_x + \rho \cos\delta \cos t, \\ R_{cy} &= R_y + \rho \cos\delta \sin t, \\ R_{cz} &= R_z + \rho \sin\delta. \end{aligned} \quad (25)$$

Начало координат в этом случае располагается в центре масс Земли. Однако обычно геоцентрические координаты точек земной поверхности не известны, а известны геодезические координаты  $B, L, H$  — широта, долгота и

высота, отнесенные к центру принятого при обработке геодезических данных референц-эллипсоида. Прямоугольные координаты станции слежения определяются при этом формулами

$$\begin{aligned} X &= (N+H)\cos B\cos L, \\ Y &= (N+H)\cos B\sin L, \\ Z &= [N(1-e^2)+H]\sin B, \\ N &= a(1 - e^2\sin^2 B)^{-1/2}, \end{aligned} \quad (26)$$

Где  $N$  - радиус-вектор меридианного сечения эллипсоида, проходящего через станцию слежения,  $H$  – высота станции слежения над эллипсоидом,  $B, L$  – геодезические широты и долгота станции.

Если известно положение станции, т.е. вектор  $R$  и измерен вектор  $\rho$ , т.е. определено в некоторый момент времени направление станции слежения на спутник и расстояние  $\rho$  до него, то уравнение (19) или (25) позволяет вычислить вектор  $R_c$ , т.е. определить гелиоцентрическое положение спутника в момент  $S$ .

В случае только угловых измерений, т.е. при условии, что измеряются только направления на спутник в момент  $S$ , для получения вектора  $R_c$  необходимо иметь два уравнения вида

$$\begin{aligned} R_c &= R_1 + \rho_1, \\ R_c &= R_2 + \rho_2 \end{aligned} \quad (27)$$

Т.е. наблюдение необходимо производить с двух станции с известными координатами. В скалярной форме это даёт шесть уравнений с 5-ю неизвестными ( $R_{cx}, R_{cy}, R_{cz}, \rho_1, \rho_2$ ).

В случае измерения только расстояний необходимо вести наблюдения измерения с трёх известных станции и получить три уравнения вида (27).

Все это относится в равной степени и к обратной задаче, т.е. если положение спутника известно (известен вектор  $R_c$ ) и измерены расстояние до спутника и направление на него (измерен вектор  $\rho$ ), то одного уравнения (27) достаточно для определения координат станции (т.е. вектор  $R$ ).

При измерении только направлений определения координат станции надо иметь наблюдение двух положений спутника (то же самое двух спутников) и, наконец, при измерении только расстояний требуется наблюдение трёх положений спутника для составления трёх уравнений вида (27).

Уравнение (30) составлено для геоцентрических координат  $X, Y, Z$  с началом в центре масс земли. Однако практически известны прямоугольные геодезические координаты  $x, y, z$ , отнесённые к центру  $O'$  референц-эллипсоида. Начало этой системы не совпадает с центром масс земли и определяется относительно него вектором  $OO'$  и поворотом относительно системы  $XYZ$  на малый угол, характеризуемый вектором вращения  $\omega(\alpha, \beta, \gamma)$ . Поэтому, чтобы преобразовать координаты точки  $C$ , отнесённые к референц-эллипсоиду в геоцентрические, достаточно сообщить точке  $C$  перемещение  $OO'$  в новое положение и вектору  $OM$  сообщить поворот ( $\omega R$ ). Тогда радиус-вектор  $R$  в системе геоцентрических координат  $X, Y, Z$ , будет

$$R(X, Y, Z) = R(x, y, z) + OO' + [\omega R(x, y, z)] \quad (28)$$

Подставляя (25) в основное уравнение (29)

$$R_c(X, Y, Z) = R_1(x, y, z) + m,$$

Представим его в системе геодезических координат  $x, y, z$ :

$$R_c(x, y, z) + OO' + [\omega R_c(x, y, z)] = R_1(x, y, z) + OO' + [\omega R_1(x, y, z)] + \rho_1$$

Или, выполняя приведение пробных членов, с точностью до квадрата малых величин получаем

$$R_c(x, y, z) = R_1(x, y, z) + [\omega(R_1 - R_c)] + \rho_1 \quad (30)$$

Уравнение (30) является одним из основных в теории спутниковой триангуляции. В это уравнение не входит вектор  $OO'$ , т.е. не входит величина отклонения центра масс от геометрического центра референц-эллипсоида откуда следует, что метод спутниковой триангуляции при синхронном наблюдении спутников не даёт возможности определить смещение центра геодезического референц-эллипсоида относительно центра масс Земли.

## 10 Основы построения спутниковой триангуляции.

### Определение положения спутника

Спутниковая триангуляция строится из совокупности треугольников, в вершинах которых расположены станции слежения и наблюдаемые спутники. Основной задачей её является определение взаимного положения пунктов на земной поверхности, по наблюдениям с них мгновенных положений ИСЗ. Таким образом, спутник здесь используется только как визирная цель.

Если положение спутника и определяется, то лишь как промежуточная операция. При этом положение спутника определяется менее надёжно, чем положение наземных пунктов в силу того, что в данном положении спутника возможно только одно определение на него и его конкретное положение может определяться только однократно, тогда как наземные станции определяются из многократных наблюдений спутника в его различных положениях. Наблюдения ведутся только с наземных пунктов. При этом с каждого наземного пункта наблюдение производится только на спутник. Другие наземные пункты не наблюдаются в силу своей удалённости. Отсутствие наблюдений со спутника и между наземными пунктами приводит к тому, что в спутниковой триангуляции, в отличие от наземной, все измерения являются односторонними.

Как и в обычной триангуляции, в спутниковых геодезических сетях измерений производится больше, чем необходимо для определения координат станций, так что возникают избыточные условия, обеспечивающие контроль и требующие уравнивательных вычислений.

В зависимости от задач, стоящих перед спутниковой триангуляцией, можно выделить три вида ее построений:

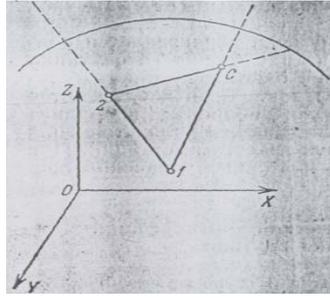


Рисунок 35 - К определению координат ИСЗ.

1. Построение отдельных фигур, выполняемое для определения положения изолированных пунктов, например, для привязок местных геодезических систем к единой геодезической сети.

2. Построение рядов триангуляции для передачи системы координат на большие расстояния.

3. Построение сплошных сетей космической триангуляции для создания системы опорных пунктов на больших территориях.

Рассмотрим метод определения координат спутника по наблюдениям с двух наземных станций с известными геоцентрическими координатами  $x_1, y_1, z_1$ , и  $x_2, y_2, z_2$ . Измеренные направления из этих точек на спутник характеризуются соответственно углами  $(\bar{b}_1, t_1)$  и  $(\bar{b}_2, t_2)$ . Координаты спутника при определении из точки  $(x_1, y_1, z_1)$ , рисунок 35.

$$\left. \begin{aligned} x_c &= x_1 + p_1 \cos \bar{b}_1 \cos t_1, \\ y_c &= y_1 + p_1 \cos \bar{b}_1 \sin t_1, \\ z_c &= z_1 + p_1 \sin \bar{b}_1 \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

и при определении из точки  $(x_2, y_2, z_2)$

$$\left. \begin{aligned} x_c &= x_2 + p_2 \cos \bar{b}_2 \cos t_2, \\ y_c &= y_2 + p_2 \cos \bar{b}_2 \sin t_2, \\ z_c &= z_2 + p_2 \sin \bar{b}_2 \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

Отсюда легко получить направления и расстояния до спутника:

$$\left. \begin{aligned} t_1 &= \operatorname{arctg} \frac{x_c - x_1}{y_c - y_1}, \\ \bar{b}_1 &= \operatorname{arctg} \frac{x_c - x_1}{\sqrt{(x_c - x_1)^2 + (y_c - y_1)^2}}, \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

$$p_1 = \sqrt{(x_c - x_1)^2 + (y_c - y_1)^2 + (z_c - z_1)^2}$$

где:  $i=1, 2, \dots$

Исключим из уравнений (31) и (32)  $x_c, y, z_c, p_1, p_2$ , и получим соотношение между координатами двух станций, с которых велись синхронные наблюдения спутника:

$$(x_2-x_1) (\operatorname{tg} \beta_1 \sin t_2 - \operatorname{tg} \beta_2 \sin t_1) + (y_2-y_1) (\operatorname{tg} \beta_2 \cos t_1 - \operatorname{tg} \beta_1 \cos t_2) + (z_2-z_1) \sin(t_1-t_2) = 0 \quad (34)$$

Уравнения (32) и (33) решают задачу определения координат спутника. Уравнение (34) является контрольным. Оно представляет собой условие совместности уравнений (31) и (32).

Пусть направления со станции 1 на станцию 2 задаётся углами  $\varphi_{12}$  и  $\alpha_{12}$ , а расстояние между этими станциями обозначим через  $D_{12}$ . Тогда координаты станции 2 определяются через координаты станции 1 уравнениями вида (31).

$$\left. \begin{aligned} x_2 &= x_1 + D_{12} \cos \varphi_{12} \cos \alpha_{12} \\ y_2 &= y_1 + D_{12} \cos \varphi_{12} \sin \alpha_{12} \\ z_2 &= z_1 + D_{12} \sin \varphi_{12} \end{aligned} \right\} \quad (34)$$

Вводя отсюда разности  $(x_2-x_1), (y_2-y_1), (z_2-z_1)$  в (35) получим уравнение, являющееся условием синхронности:

$$\operatorname{tg} \varphi_{12} \sin(\gamma_2 - \gamma_1) + \operatorname{tg} \beta_1 \sin(s - \gamma_2 - \alpha_{12}) - \operatorname{tg} \beta_2 \sin(s - \gamma_1 - \alpha_{12}) = 0 \quad (36)$$

При выполнении преобразований здесь учтено, что  $t = s - \alpha$ . Уравнение (36) является условием того, что вспомогательную сферу направления (1,C) (2,C), (1,2) пересекут по одному большому кругу. Этот круг называется кругом одновременности. В случае разновременных наблюдений направления не будут компланарны и при пересечении сферы не лягут на один большой круг.

Можно задачи спутниковой триангуляции решать и не при строгой синхронности наблюдений, но это значительно их усложняет, причём в этом случае для приведения наблюдений к одному моменту надо знать точно время наблюдения строго в одной системе отсчёта.

## 11 Методы определения координат

По мере накопления опыта использования спутниковых радионавигационных систем были отработаны различные методы определения местоположения (координат) точек земной поверхности (пунктов). Их условная классификация представлена на рисунке 36.

По отношению к используемым системам координат, положение пунктов можно разделить на 2 класса: абсолютное, относительное.

При определении абсолютного положения имеется в виду получить координаты пунктов в единой, принятой в спутниковой радионавигационной системе, координатной системе и системе времени.

Под относительным положением определяемого объекта подразумевается определение положения одного объекта в системе координат другого объекта, принимаемого за исходный. Отметим здесь условность такого разделения.

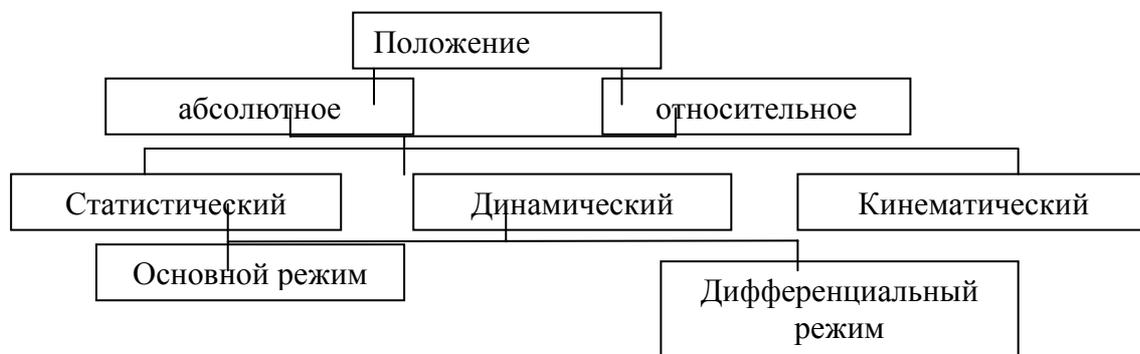


Рисунок 36 - Классификация методов определения положения пунктов

При определении абсолютного положения пункта статистическим методом, приемное устройство устанавливается на этот пункт и в течение достаточно продолжительного интервала времени ведутся соответствующие наблюдения.

Определение относительного положения пунктов в статистическом режиме предусматривает установку приемного устройства как минимум на один базовый (исходный) пункт с известными координатами с одновременными наблюдениями на определяемом пункте. Если система координат исходного пункта — абсолютная, то в результате наблюдений получают абсолютные координаты определяемого пункта.

- Динамический метод предполагает, что приемник, ведущий наблюдения НИСЗ, установлен на борту транспортного средства, которое находится в движении, при этом имеется независимая от GPS модель движения объекта.
- Кинематический метод отличается от динамического отсутствием внешней модели движения определяемого объекта, то есть положение или траектория движения объекта определяется исключительно по наблюдениям НИСЗ GPS.

Наиболее часто в наблюдениях, обеспечивающих работы геодезического назначения, применяют статический метод, который в дальнейшем и будет рассмотрен довольно подробно. Сказанное не исключает возможность использования в геодезических целях других методов, например, кинематического (псевдокинематического).

Так, например, фирмой Trimbe Navigation Ltd испытан кинематический метод, работающий в режиме реального времени с сантиметровой точностью и базирующийся на специальном программном обеспечении. Затраты времени на выполнение работ составили: подготовка приборов — 30 минут, подготовка на местности — 12 минут, измерение и обработка на отдельном пункте 1—2

минуты. Неоднозначность при обработке разрешали на коротком базисе, известном с точностью не хуже 5 см.

Ранее указывалось, что при определении абсолютного положения пункта статическим методом приемное устройство устанавливается на этот пункт и в течение достаточно продолжительного интервала времени (от 20—30 минут до нескольких часов) ведутся соответствующие наблюдения.

Задача определения координат пункта наблюдения может формулироваться в двух постановках: как задача первоначального определения по результатам минимально необходимого объема измерений, когда число исходных уравнений равно числу определяемых параметров (конечные алгоритмы) и решения, основанные на привлечение избыточного количества измерений.

В процессе измерений, выполняемых в течение некоторого временного отрезка, число измерений во много раз превышает число определяемых параметров (координат). Следовательно, при обработке таких измерений необходимо использовать те или иные приемы статистической отработки. При статистической обработке (уравнивании) сглаживается влияние случайных (слабокоррелированных) составляющих общей погрешности измерений и, стало быть, избыток измерительной информации направляется на повышение точности определений.

Среди статистических методов обработки массивов измерительной информации избыточного объема наиболее распространенными способами являются те, которые основаны на методе наименьших квадратов. При соответствующем выборе матрицы весовых коэффициентов, устанавливающих соотношение точностей результатов измерений, получаем этим методом оценки координат определяемых пунктов, близкие (в вероятном смысле) к их действительным значениям.

В зависимости от организации сеанса наблюдений и используемой приемной аппаратуры результаты всех необходимых измерений могут набираться либо одновременно, либо последовательно во времени. Если с помощью многоканальной аппаратуры можно выполнять как одновременные, так и последовательные измерения, то одноканальная аппаратура неизбежно должна выдавать результаты только последовательных измерений. Что касается последовательно получаемых результатов, то их обработка может выполняться двояко: либо по полной выборке, либо по выборке нарастающего объема (т. н. рекуррентные методы уравнивания).

Точность определения абсолютных координат при одномоментных измерениях в основном определяется погрешностями, зависящими от работы передающих устройств, состояния внешней среды в зоне распространения радиоволн, способов обработки сигнала в приемном устройстве. Не малое влияние на погрешность соответствующих измерений оказывают погрешности эфемерид НИСЗ, взаимное расположение НИСЗ и приемного устройства в момент проведения наблюдений.

Наиболее существенная составляющая общей погрешности измерений координат, связанная с работой передающих устройств НИСЗ, вызывается

недостаточно точной синхронизацией их излучений. Различают погрешности сверки и хранения шкал времени. При независимом способе синхронизации с наземного центра эти погрешности можно рассматривать как случайные независимые для разных НИСЗ и как случайные сильнокоррелированные для одного и того же НИСЗ.

Оценка погрешностей синхронизации измерений в системе GPS составляет около 7 нс через два часа после сверки и около 40 нс через 24 часа после сверки.

Погрешности, возникающие вследствие неполного знания условий распространения радиоволны, подразделяются на ионосферные, тропосферные и погрешности за счет многолучевости. Для уменьшения влияния этих погрешностей используют различные аппаратные решения приемных устройств. В основном это реализация возможности измерений на двух частотах L1 и L2.

При одночастотных наблюдениях случайное отклонение, характеризующее эффективность ввода поправок за распространение радиоволн, определяется, в основном, отличием реальных условий распространения от принятых расчетных моделей. Оценки этих погрешностей при измерениях квазидальности в GPS составляют от 2 до 5 м.

Источниками погрешностей измерений, возникающих при обработке сигналов на приемном конце радиолинии, являются: нелинейность фазовой характеристики приемного устройства, шумы приемника, дискретизация и ряд других.

Минимальная точность измерения фазы несущей, достигнутая в современных приемных устройствах, составляет в линейной мере 0,1 мм (за единицу измерений принята длина волны излучаемого НИСЗ сигнала, который для несущей L1 составляет 19,2 см). Заметим, что обеспечением точности при работах геодезического назначения достаточно измерить фазу с точностью 5—6 мм.

Погрешности эфемерид НИСЗ, участвующих в сеансе наблюдений, следующие:

Радиальная (0,8 м)	1,7 м
Продольная (6,3 м)	15,0 м
Поперечная (3,0 м)	2,8 м

Приведённые численные значения, указанные в скобках, относятся к моменту «через 2 часа после коррекции», остальные — через «24 часа после коррекции».

Рассмотрим погрешности, связанные с геометрическими параметрами засечки, другими словами, с погрешностями, зависящими от взаимного расположения НИСЗ и приемного устройства на момент выполнения измерений.

Точность измерений можно характеризовать объемом тетраэдра, вершины которых показаны на рисунке 37.

Очевидно, что максимальная точность определения положения пункта достигается при максимальном объеме тетраэдра, вершинами которых являются четыре спутника. Если все спутники расположены в одной плоскости, задача не решается.

Определитель матрицы, состоящей из направлений на спутники, используют как меру влияния геометрических свойств пространственной засечки, а именно она лежит в основе решения задачи по определению положения пунктов, на точность соответствующих определений. Исходя из этого, влияние геометрии засечки на определение' положения пунктов в сетевых спутниковых навигационных системах характеризуют, в отечественной литературе, как навигационный геометрический фактор (ГФ).

Применительно к системе GPS понятию ГФ соответствует DOP (Delution of precision —ухудшение точности). Для четырехмерных определений ГФ обозначается GDOP (Geometric DOP).

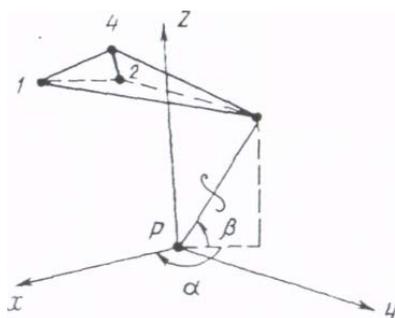
В понятие геометрического фактора можно вкладывать разный смысл. Так, если оценивать точность пространственного (трехкоординатного) местоопределения, речь идет о непосредственном ГФ? обозначаемом Гп (PDOP — Position DOP). При оценке точности двумерного планового (горизонтального) местоопределения оперируют с Гг (HDOP -- Horizontal DOP), а только высотной (вертикальной) координаты — с Гв (VDOP — Vertikal DOP).

Для оценок точности одномерного временного параметра переходят к П (TDOP —Time DOP).

Принято считать, что между соответствующими DOP имеет место соотношение

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2 + TDOP^2. \quad (36)$$

Ниже приведены средние значения полного геометрического фактора (GPDOP) на всей поверхности Земли при работе по N созвездию системы NAVSTAR



3(Н4С3)

Рисунок -37. К определению точности измерений

Таблица 13-Средние значения полного геометрического фактора(GPDOP)

Характеристика	Состав созвездия N				
	4	5	6	7	8
P	0.95	0.94	0.83	0.38	0,05
PDOP	2.57	1.32	1.16	0.99	0,84
VDOP	2.80	2.48	2.40	1.60	1,40
TDOP	1.59	1.44	1.36	0.83	0,67
DOP	3.39	2.96	2.81	2.04	1,76

P- вероятность появления рабочего созвездия из N НИСЗ

Сделаем некоторые выводы. Для достижения высокой точности определения абсолютного положения пунктов необходимо выбирать элементарное созвездие НИСЗ, образующее тетраэдр максимального объема. При идеальной конфигурации, средние квадратические погрешности определения положения пунктов, обусловленные влиянием геометрического фактора в плане и по высоте, равны между собой и составляют 1,2 М, с уменьшением объема тетраэдра, образованного четырьмя НИСЗ, точность определений ухудшается.

При определении положения пунктов по измерениям псевдодальностей на точность измерений влияет погрешность синхронизации бортовых часов передатчика и приемного устройства. Эта погрешность (ее СКП —  $m_1$ ) определяется выражением

$$m_1 = m_{\Delta t} * C, \quad (38)$$

где  $m_{\Delta t}$  - СКП определения расхождения времени передатчика и приемного устройства.

В заключении данного раздела заметим, что точность абсолютного положения зависит от адекватности системы относимости, в которой описывается положение пунктов, реальной фигуре Земли.

## 12 Определение взаимного (относительного) положения пунктов

В спутниковой системе GPS наряду с абсолютными находят широкое применение относительные определения. В ходе их осуществления навигационные измерения по одним и тем же совокупностям НИСЗ в одни и те же, либо близкие, моменты проводят на двух объектах, рисунок 38.

По результатам этих измерений определяют проекции на оси геометрической системы координат базовой линии. Положительной особенностью относительных определений является то, что при их использовании ряд погрешностей, имеющих систематический характер для обоих объектов, может быть скомпенсирован.

Существует две разновидности относительных определений. Первая характеризуется тем, что объекты, относительное положение которых должно быть вычислено, определяют свои геоцентрические координаты по одним и тем же совокупностям НИСЗ в совпадающие моменты, что обеспечивает определение их векторов положения. Вычисление одноименных компонент этих векторов положения позволяет определить проекции базовой линии, соединяющей эти два объекта, расстояние между объектами, а также углы, характеризующие направления базовой линии. Очевидно, в этом случае оба объекта равноправны, нет необходимости знать с повышенной точностью абсолютные координаты одного из них для того, чтобы принять его за опорный.

Вторая разновидность относительных определений состоит в обработке измерений, проведенных на обоих объектах. В этом случае, по каналу связи с одного объекта на другой или с обоих объектов в пункт совместной обработки передаются массивы проведенных измерений.

Режим относительных определений может быть реализован и путем использования принципов радиоинтерферометрии.

Реализация режима относительных определений требует точной частотной и временной синхронизации объектов. На практике типичной является ситуация, когда к моменту выполнения измерений имеется начальное смещение шкал времени НИСЗ и приемного устройства, а также их дрейф, приводящие к погрешностям. Для повышения точности параметры, характеризующие рассогласование шкал времени и их дрейф, включаются в состав определяемых параметров. Можно также скомпенсировать погрешности этих источников применением разностных измерений. Наиболее широко этот способ используется в ходе обработки фазовых или им эквивалентных измерений.

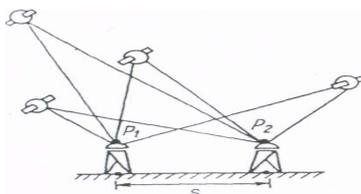


Рисунок 38 - Принцип относительных определений

### **13 Совместное использование спутниковых систем электронных тахеометров при регистрации границ земельных участков**

Технология работ при определении положения поворотных точек границ земельных участков геодезическими спутниковыми системами (GPS-технология) имеет важные особенности, резко отличающие GPS-технология от традиционных. Прежде всего, это относится к исключению необходимости

наличия прямой видимости между пунктом, от которого передают координаты, и определяемым пунктом.

При использовании GPS-пунктов в качестве исходных, удобно применять прямые угловые засечки, с помощью которых одновременно определяют координаты двух или трех точек, рисунок 39 а, 39 б. Второе из указанных решений является более предпочтительным.

В то же время, GPS-технология имеет ряд ограничений. Важнейшее из них — отсутствие на момент измерения препятствий на трассе «созвездие ИСЗ — антенна приемного устройства».

Известно, что границы земельных участков, особенно в сельской местности, довольно часто проходят по кромкам живых урочищ, например, лесных массивов, по оврагам, просекам, в карьерах и тому подобных «закрытых» местах.

В некотором роде конструкция (компоновка) антенных устройств спутниковых систем также является препятствием широкого использования GPS-технологий. В качестве примера укажем на невозможность установки антенны на углы зданий (на уровне их цоколя или фундамента). Однако данные элементы сооружений, особенно в городах и сельских населенных пунктах, часто являются граничными и подлежат обязательному координированию.

Изложенное обосновывает необходимость применения при установлении границ участков комбинированной технологии, в которой наряду с GPS-технологией используются традиционные методы (способы) определения положения (координат) точек объектов.

Здесь изложим одну из возможных комбинаций «GPS-ТЕХНОЛОГИИ» плюс «метод свободной станции (связующих точек)».

При ее реализации исключительно удобно использовать комплект приемников спутниковых сигналов WILD SR20Q и Электронный тахеометр WILD TC 1010/1610.

Технология работ комбинированным способом предусматривает синхронные наблюдения (в рамках GPS-технологии) на не менее двух (лучше трех) опорных пунктах с известными координатами и на определяемых пунктах. Совмещение последних с поворотными точками границ участков является необязательным. Параллельно с GPS-наблюдениями проводят измерения координат ряда граничных точек полярным методом с пунктов (съёмочных станции).

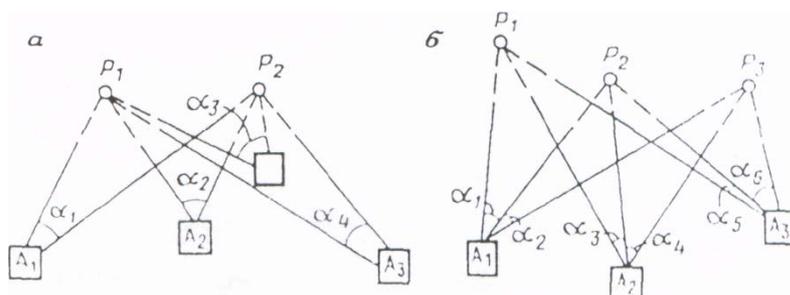


Рисунок 39 - К определению координат точек.

Положение которых определяется по технологии метода свободной станции. При этом часть пунктов, определенных по GPS-технологии, используют в качестве связующих, а в отдельных случаях и в качестве съемочных станций.

В комплект используемых приборов входит, помимо приемных устройств, устанавливаемых на опорных пунктах, один приемник сигналом ИСЗ, электронный тахеометр и отражатели, закрепляемые на штативах и специальных вешках с уровнями.

В измерениях, проводимых непосредственно на объекте, участвуют два-три исполнителя (квалификация одного из них не ниже техника).

Исполнители, находящиеся на опорных пунктах, являются, как правило, «сторожами» и обеспечивают бесперебойную работу приемных устройств. В принципе, опорные пункты могут быть стационарными, обеспечивающими соответствующие работы не только на одном конкретном объекте, а и по всей «зоне перекрытия». На рисунках 40 и 41 приведены схемы построения в рамках комбинированной технологии (опорные пункты на рисунках не показаны).

Последовательность определения граничных точек 1 —10 состоит в следующем. По GPS-технологии определяют положение связующих точек СВ2, СВ4, СВ5, две из которых (СВ2 и СВ4) принадлежат границе земельного участка. Таким же образом находят положение одной из съемочных станций — СТ4. В дальнейшем, устанавливая электронный тахеометр на станциях СТ1, СТ2, СТ3 и СТ4 методом обратной линейно-угловой засечки, полярным способом

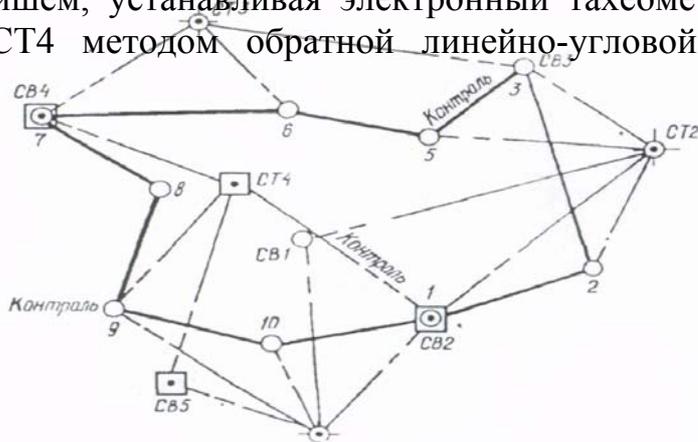
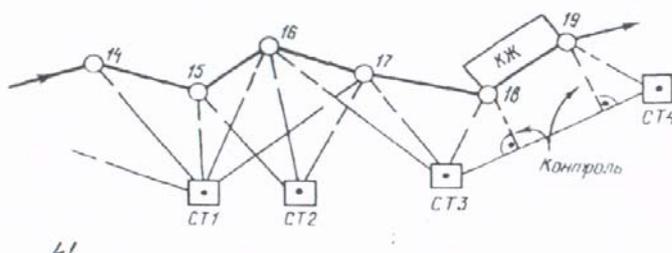


Рисунок 40 - Комбинированный способ определения положения границ земельных участков



## Рисунок 41 - Модификация комбинированного метода

и их комбинациями, находят положение граничных точек: 10, 1 со станции СТ1 3, 4, 5 — от СТ2, остальных — со съемочной станции СТ4. Передача координат от одной съемочной станции на другую осуществляется через соответствующие связующие точки (например, станций СТ1 и СТ2 через СВ1 и СВ2). Для контроля, ряд поворотных точек границы определяют дважды от разных съемочных станций. Контроль может быть осуществлен также выполнением избыточных измерений, например, направления и расстояния от СТ4 на (до) связующей точки СВ2.

Схема построений, показанная на рисунке 39, отличается от изложенной тем, что положение каждой съемочной станции (СТ1— СТ4) определено по GPS-технологии, а поворотные точки границы участка используют в качестве связующих. Особенность работ — применение для контроля метода перпендикуляров (см. поворотные точки 18 и 19), при этом положение граничных точек 15, 16, 17 определено линейной засечкой.

Ранее указывалось, что опорные пункты могут быть стационарными. Места их расположения зависят от технических параметров приемников и - прежде всего от их точности и дальности действия. Под последним подразумевается расстояние между двумя смежными пунктами (опорный — определяемый), при котором взаимное положение этих пунктов определяется с необходимой точностью (конечно, при благоприятной для измерения конфигурации рабочего созвездия ИСЗ).

В заключение заметим, что комбинированный способ определения положения поворотных точек границ земельных участков разработан в лаборатории «Спутник — Информ» Государственного университета по землеустройству.

## **14 Определение положения по сигналам искусственных спутников земли**

В 1957 г. группа советских ученых под руководством академика В. А. Котельникова экспериментально подтвердила возможность определения параметров движения искусственных спутников Земли (ИСЗ) по результатам измерений сдвига частоты сигнала, излучаемом с ИСЗ, в точке приема с известными координатами. Была установлена также возможность решения и обратной задачи — нахождения координат точки приема сигналов по измеренному доплеровскому сдвигу частоты сигнала, измеряемого с ИСЗ, параметры движения которого известны. На основе выполненных исследований в 1958—1959 годах были установлены структура и состав радионавигационной спутниковой системы, что и определило облик первого поколения спутниковых систем.

Использование в названии системы термина «навигационная» обусловлено тем, что в первое время рассматриваемые системы использовались исключительно для навигационного обеспечения мореплавания. Здесь уместно напомнить, что ключевая веха в развитии человечества — изобретение хронометра, также связана с необходимостью навигационного обеспечения судовождения.

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) первого поколения, такие как «Цикада» (б. СССР) и «Транзит» (США, действует с 1964 г.), обладали, по крайней мере, двумя серьезными недостатками: низкой точностью определения координат и большим интервалом времени, необходимого для однозначного решения навигационной задачи.

Несоответствие СРНС первого поколения требованиям более точного непрерывного навигационного обеспечения в реальном времени привело к разработке нового, второго поколения СРНС. Характерными особенностями СРНС второго поколения являются применение средневысоких (среднеорбитальных) ИСЗ и использование для определения нескольких объектов местоположение одновременно находящихся в зоне радиовидимости искусственных спутников Земли.

Прогресс в разработке второго поколения СРНС связан с созданием таких систем как ГЛОНАСС в СССР и GPS (Global Position System — глобальная система определения местоположения) в США. Долгое время основными потребителями навигационной информации были транспортные средства (воздушные, наземные и морские). Однако развитие космической техники и достигнутый с помощью таких систем высокий уровень точности определения местоположения объектов привели к широкому использованию спутниковых радионавигационных систем в решении практически всего спектра геодезических задач и координатно-временного обеспечения потребителей значительно более широкого класса.

Полагая реальными перспективы широкого использования СРНС при выполнении геодезических работ, направленных на обеспечение земельной реформы в России, а, также учитывая разрозненность сведений, опубликованных в отечественной и зарубежной литературе по вопросам геодезического использования СРНС, авторы книги сочли целесообразным отразить в ней, прежде всего, концептуальное построение спутниковых геодезических систем, принципы действия аппаратуры потребителей, методику выполнения соответствующих измерений и некоторые наиболее важные для понимания принципов работы всей системы в целом положения по математической обработке результатов измерений.

Читателей, которые захотят получить о СРНС более подробные сведения, авторы отсылают к списку литературы, помещенному в конце данного раздела.

Ввиду того, что в настоящее время система «GPS» более развита, чем СРНС «ГЛОНАСС», и доведена до массового потребителя, и сведения о ней наиболее доступны, материал пособия опирается именно на глобальную спутниковую систему «GPS».

Введем декартову систему пространственных координат с началом в центре Земли (геоцентрическую прямоугольную систему координат). Обозначим через  $X_c, Y_c, Z_c$  — координаты навигационного искусственного спутника Земли (НИСЗ), через  $X_p, Y_p, Z_p$  — координаты определяемой точки, например, геодезического пункта, расположенной на поверхности Земли. Квадрат расстояния  $D$  между НИСЗ и точкой  $P$  представим в виде; рисунок 42,

$$D^2 = (X_c - X_p)^2 + (Y_c - Y_p)^2 + (Z_c - Z_p)^2 \quad (39)$$

Представим, что координаты НИСЗ известны. Известно также (измерено) расстояние  $D$  между спутником и точкой  $P$ . Тогда в уравнении (39) три неизвестных — координаты точки  $P$  (координаты определяемой точки).

Следовательно, для определения координат  $X_p, Y_p, Z_p$  необходимо измерить три расстояния  $D_j$  ( $j = 1, 2, 3$ ) до трех НИСЗ. При этом, на момент измерений, координаты спутников  $X_{c_j}, Y_{c_j}, Z_{c_j}$  ( $j = 1, 2, 3$ ) должны быть известны. Учитывая введенные обозначения, выражение (39) примет вид системы из трех уравнений:

$$D_j^2 = (X_{c_j} - X_p)^2 + (Y_{c_j} - Y_p)^2 + (Z_{c_j} - Z_p)^2 \quad (40)$$

Где  $j$  соответствует номеру НИСЗ ( $j=1,2,3$ )

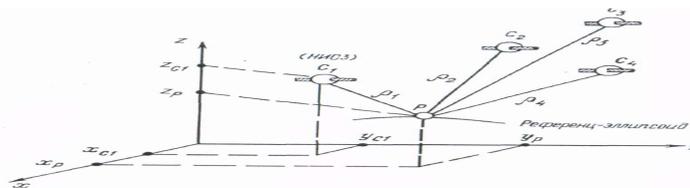


Рисунок 42 - Принцип определения местоположения

Заметим, что система уравнений (40) может быть преобразована к виду:

$$\Delta D_{j1} = [(X_{c_j} - X_p)^2 + (Y_{c_j} - Y_p)^2 + (Z_{c_j} - Z_p)^2]^{1/2} - [(X_{c1} - X_p)^2 + (Y_{c2} - Y_p)^2 + (Z_{c3} - Z_p)^2]^{1/2}, \quad (41)$$

где  $j=1,2,3$ ;  $D_{j1}$  - разность (измеренных) расстояний между точкой  $P$  и двумя НИСЗ ( $J$ -ми первым) Система (41) состоит из двух уравнений и позволяет найти координаты  $X_p, Y_p, Z_p$  по результатам разностно-дальномерных измерений. Изложенное описывает принцип определения местоположения в дальномерной системе.

При квазидальномерных измерениях имеется постоянное, но априори неизвестное, расхождение шкал времени передатчика и приемника, возникновение которого пояснено на рисунок 43. Тогда квазидальность между приемником и передатчиком составит

$$P = D + v\Delta t_{\text{ш}}. \quad (42)$$

В разностно-дальномерных измерениях расхождение  $\Delta t$  шкал времени, определяемое как разность фазовых запаздываемых сигналов, неизменно в течение сеанса измерений и компенсируется при наблюдаемых  $D$ , формула 41.

Обратим еще раз внимание на то обстоятельство, что результаты непосредственных измерений разностей фаз однозначно связаны с измеряемой дальностью или псевдодальностью лишь в том случае, когда сдвиг (разность) фаз

$$\Delta\Phi \leq 2\pi. \quad (43)$$

При невыполнении этого условия разность фаз включает неизвестное число  $N$  полных фазовых циклов, т. е. представляет собой сумму:

$$\Delta\Phi = 2\pi N + \Delta\phi. \quad (44)$$

Из формулы 44 следует, что, в общем случае, измерение дальностей (псевдодальностей) фазовым методом неоднозначно. Одному и тому же значению  $\Delta\Phi$  отвечает семейство дальностей (псевдодальностей). Если измеренное значение  $\Delta\Phi = 0$ , то выносится решение, что дальность (псевдодальность) равна некоторому значению, но какому именно — не известно.

Для устранения многозначности в спутниковых радионавигационных системах применяют различные многоступенчатые алгоритмы. Применение многоступенчатого алгоритма дает правильное решение лишь в некотором вероятном смысле. Например, вероятность  $P_{\text{ош}}$  ошибочного решения при двухступенчатом алгоритме зависит от ряда факторов (прежде всего уровня помех) и может быть определена как

$$P_{\text{ош}} = 1 - P_{\text{пр}} = P_{1\text{ош}} * P_{2\text{ош}} + P_{1\text{пр}} * P_{2\text{ош}} + P_{2\text{пр}} * P_{\text{ош}}, \quad (45)$$

где  $P$  — вероятность правильного завершения процедуры устранения многозначности;  $P_{1\text{ош}} = 1 - P_{1\text{пр}}$ ;

$P_{2\text{ош}} = 1 - P_{2\text{пр}}$  - вероятность ошибочных решений на первой и второй ступенях алгоритма;  $P_{1\text{пр}}, P_{2\text{пр}}$  - вероятность правильных решений на тех же ступенях.

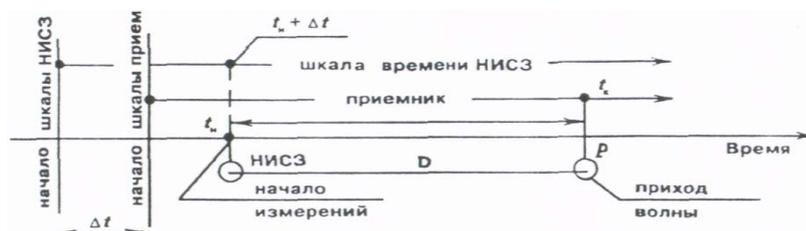


Рисунок 43 - Принцип измерения псевдодальности

В СРНС для устранения неоднозначности решения при определении квазидальности используют также алгоритмы, в основу которых положены правила оптимального оценивания, в этом случае задача устранения неоднозначности (многозначности) решается одновременно с определением координат мест установки приемной аппаратуры.

При измерениях псевдодальностей формула (40) преобразуется к виду

$$P_j^2 = (D_j + v\Delta t_{\text{ш}})^2. \quad (46)$$

В этой новой системе при  $\Delta t_{\text{ш}} = \text{const}$  количество неизвестных равно четырем (три координаты  $X_p, Y_p, Z_p$  и значение расхождения; шкал времени -  $\Delta t_{\text{ш}}$ )- Следовательно, для ее решения требуется измерить псевдодальности до четырех ( $j=1, 2, 3, 4$ ) НИСЗ и решить систему из четырех уравнений, формула 46.

Измерение расстояний в сетевых спутниковых радионавигационных системах осуществляется также путем подсчета импульсов заданной волны (так называемых кодовых последовательностей).

Алгоритмы вычислений координат определяемой точки по измеренным псевдодальностям предусматривает, как правило, преобразование формулы 46 в систему трех уравнений. Для этого используется разностно-дальномерный принцип расчётов с исключением разности временных шкал передатчика и приемника.

Интересно заметить что, если геоцентрическая высота  $Z_p$  приемника известна, то число НИСЗ, минимально необходимое определение положения точки, сокращается на один. Однако следует подчеркнуть, что для априорного вычисления геоцентрической высоты требуется знать, в частности, радиус-вектор: «начало координат»—«определяемая точка», который является функцией широты точки на земной поверхности (референц-эллипсоида).

Из изложенного сделаем выводы:

— для определения местоположения точек по сигналам искусственных спутников Земли необходимо знать координаты (эфемериды) спутников на момент проведения измерений;

— баллистическая структура спутниковой радионавигационной системы должна обеспечивать возможность проведения измерений одновременно, как минимум, по четырем НИСЗ, определяемым параметром при расчете положения является время распространения магнитной волны от НИСЗ до определяемой точки, данный параметр измеряют фазовым методом. В последующем измеренную разность фаз перевычисляют (сопоставляют) в соответствующее значение псевдодальности. При этом разность шкал времени передатчика (НИСЗ) и приемника в процессе, измерений считают неизменной.

## **15 Принципы определения координатной точки местности с использованием «GPS»**

Основной принцип «GPS» - использование навигационных искусственных спутников земли в качестве подвижных геодезических пунктов (точно координированных точек отсчёта) для определения расстояний до них по времени распространения излучаемых ими радиосигналов и вычисления координат на Земле на основе тригонометрических соотношений. Если предположить, что точное местоположение любого используемого навигационного спутника системы в любой момент времени известно, и известно, как определить расстояния до каждого из них, то основополагающая идея «GPS» оказывается простой. Допустим, мы не знаем своих координат и пытаемся их определить, используя для этой цели навигационный спутник А, находящийся в настоящий момент времени на расстоянии 21 000 км от нас (рисунок 44)

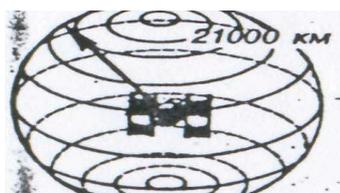


Рисунок 44 - Определение области местоположения точки по одному навигационному спутнику Земли

Измерение двух расстояний дает линию возможного местоположения в виде окружности.

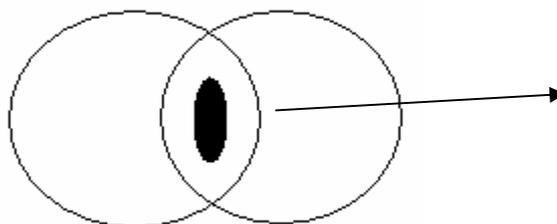


Рисунок 45 – Определение области местоположения точек по двум навигационным спутникам Земли

Измерение трех расстояний дает две возможные точки местоположения

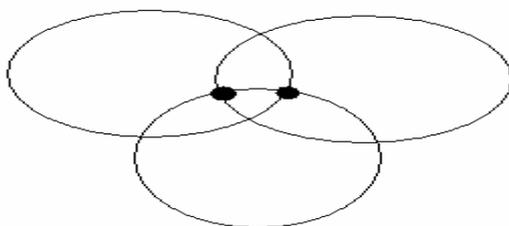


Рисунок 46 – Определение местоположения точки по трем навигационным спутникам Земли.

Очевидно, область нашего местонахождения в космическом пространстве резко сократится и нас следует искать где-то на сфере с центром в спутнике А и радиусом 21 000 км.

Если же при этом известно, что расстояние от искомой точки до второго навигационного спутника составляет 22 000 км, то единственной областью местонахождения будет пересечение двух сфер с центром в спутнике А и радиусом 21 000 км и с центром в спутнике В и радиусом 22 000 км, т.е. окружность, рисунок 42 . И наконец, если измерить расстояние еще и до третьего навигационного спутника С, равное скажем 23 000 км, то возможное местоположение искомой точки уже будет сведено всего к двум точкам,

находящимся на пересечении сферы с радиусом 23 000 км с окружностью, полученной от пересечения сфер с радиусами 21000 км и 22 000 км, рисунок 46.

Обычно одно из двух возможных решений является нереальным — например, точка расположена слишком далеко от поверхности Зёмли, либо имеет неправдоподобно большую скорость. Поэтому, программное Обеспечение компьютеров приемников «GPS» автоматически выделяет истинное местоположение искомой точки из двух возможных. Таким образом, чтобы определить точное местоположение точки, теоретически достаточно трех измерений до трех навигационных спутников. Однако, будет установлено далее, существует техническая причина, по которой для точного определения местоположения точки требуется еще и, как минимум до четырёх навигационных спутников (подвижных геодезических пунктов), в дальнейшем для определения координат (местоположения) точки, решают обычную задачу обратной трилатерации, т.е. обратной линейной засечки..

Координаты ИСЗ и другие переменные величины, вычисленные для ряда последовательных моментов времени и сверенные в таблицы называются эфемерными ИСЗ.

## **16 Измерение расстояний до навигационных спутников Земли «GPS»**

В связи с тем, что любая «GPS» основана на определении расстояний до навигационных спутников, очевидно должны быть разработаны и соответствующие методы их определения.

Основной принцип определения расстояний до навигационных спутников состоит в измерении времени, за которое радиосигнал спутника достигает приемника на Земле, и в последующем вычислении по этому времени искомого расстояния.

Поскольку радиоволны распространяются с огромной скоростью, т. е. со скоростью света (около 300 000 км/с), нужно уметь очень точно определять момент выдачи сообщения навигационным спутником и момент его приема приемником «GPS» на Земле. Очевидно разница (сдвигка) во времени выдачи сигнала спутником и его приемом на Земле даст время распространения сигнала, следовательно, и расстояние до данного спутника. При таком подходе часы в системе должны быть исключительно точными и совершенными. Действительно, при ошибке в определении времени распространения радиосигнала всего на 0,01 с., ошибка в определении расстояния составит порядка 3000 км.

На каждом навигационном спутнике, в связи с этим, установлен комплект из 4-х самых точных атомных часов, которые чрезвычайно дороги и громоздки. На всех приемниках «GPS» вынужденно, устанавливаются очень дешевые и компактные кварцевые часы, которые, однако, существенно уступают по точности хода атомным.

Главной трудностью определения времени распространения радиосигнала является точное выделение момента времени, в которое радиосигнал был передан со спутника. В системах «GPS» эта задача решена синхронизацией сигналов навигационных спутников в Космосе и приемников «GPS» на Земле таким образом, чтобы они точно в одно и то же время генерировали один и тот же бинарный (двоичный) код. Бинарный код — это очень сложная, тщательно подобранная и кажущаяся случайной последовательность логических нулей и единиц, которая повторяется каждую миллисекунду. Такие специально усложненные коды (для надежности и однозначности их сравнения) называют псевдослучайными кодами рисунок 47.

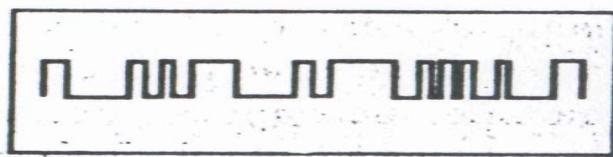


Рисунок 47 – Псевдослучайный код

Учитывая, что псевдослучайные коды на спутниках и приемниках строго синхронизированы, для определения времени распространения радиосигнала и, следовательно, расстояния до данного спутника, достаточно принять от него радиосигнал и сопоставить его с точно таким же псевдослучайным кодом приемника. Сдвиг одного кода по отношению к другому будет соответствовать времени прохождения радиосигнала от навигационного спутника до приемника «GPS» рисунок 48.

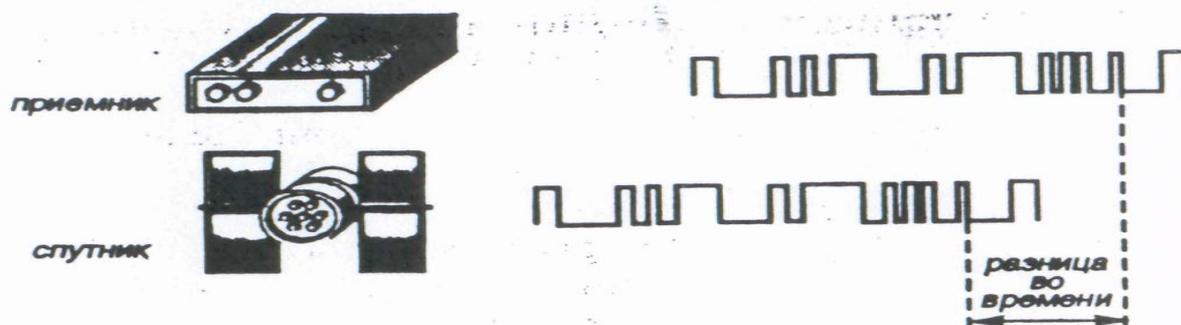


Рисунок 48 – Определение времени распространения радиосигнала по сдвигу псевдослучайных кодов.

Поскольку точность измерения времени распространения радиосигнала кварцевыми часами приемников существенно уступает точности хода атомных часов навигационных спутников, возникает проблема устранения смещения шкалы времени приемников «GPS».

Можно легко установить, что если три точных измерения времени распространения радиосигналов спутников позволяют определить точное местоположение точки в трехмерном пространстве, то то же самое обеспечивают четыре неточных измерения времени. Для облегчения понимания

этого принципа рассмотрим решение этой задачи в двухмерном пространстве, т. е. на плоскости, временно исключив одно измерение.

Представим себе, что мы находимся на расстоянии в 4 с. от спутника А и в 6 с от спутника В. Этих двух точных измерений было бы достаточно, для однозначного определения местоположения точки на плоскости рисунок 49.

Таким образом, местоположение точки 1 было бы установлено, если бы часы приемников «GPS» были бы столь же совершенны, как и атомные часы на навигационных спутниках. Теперь представим себе, что условно часы в приемниках отстают на одну секунду. Тогда расстояния до искомой точки были бы установлены с соответствующими ошибками составили соответственно до спутника А — 5 с и до спутника В — 7 с. В результате положение искомой точки 1 было бы ошибочно определено в точке 2 рисунок 49.

Следует иметь в виду, что внешне это бы выглядело абсолютно правильным результатом, поскольку у нас нет возможности установить, что часы приемника отстают.

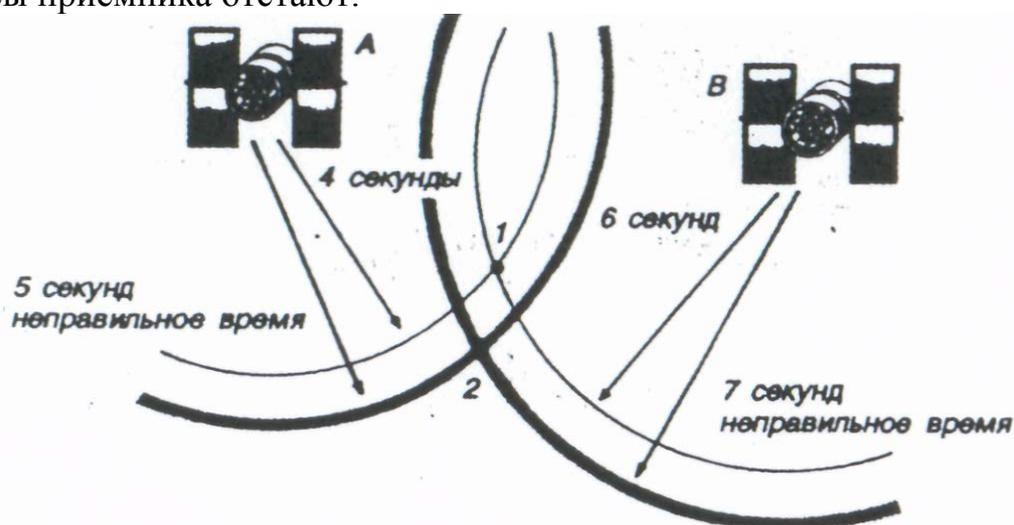


Рисунок 49 – Определение точки на плоскости по двум измерениям, 2 – ошибочное определение местоположения точки по двум неточным измерениям.

Если к этим построениям добавить еще одно измерение, что в двухмерном пространстве означает измерение расстояния до спутника С, равного, скажем, 8 с, то все три точных измерения дадут положение искомой точки на пересечении трех соответствующих окружностей рисунок 50.

Если учесть, что часы приемника несколько отстают, то в результате трех неточных измерений будут получены три возможных местоположения одной искомой точки (точки 2, 3 и 4), которая может одновременно находиться на расстояниях 5, 7 и 9 с соответственно от спутников А, В и С, что физически невозможно рисунок 51.

Штриховые окружности на рисунках соответствуют не истинным дальностям, а так называемым «псевдодальностям», т. е. расстояниям, измеренным по неточным часам приемников «GPS».

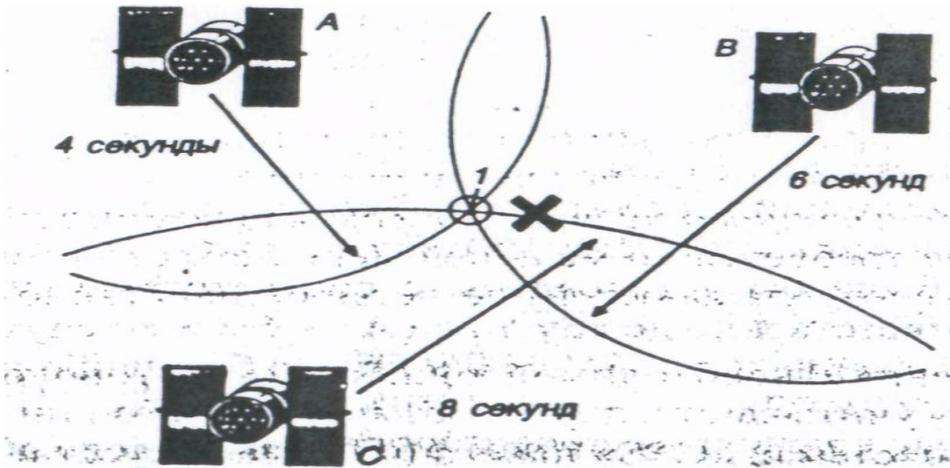


Рисунок 50 – Определение местоположения точки 1 на плоскости по трём точным измерениям

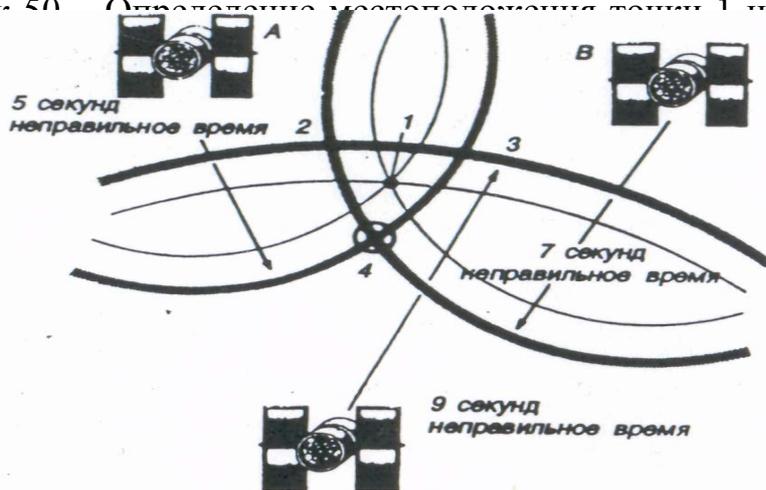


Рисунок 51 – Определение местоположения точки на плоскости по трём неточным измерениям. 1 – точное местоположение точки; 2, 3, 4 – варианты ошибочного определения местоположения.

Если начать изменять ошибочные расстояния с некоторым одинаковым шагом (в данном случае уменьшать), то можно, в конце концов, прийти не к трем, а к единственному правильному решению в точке 1. Точное местоположение точки 1 можно также установить, решив систему из трех уравнений с тремя неизвестными (правильными расстояниями до спутников). Таким образом, в двумерном пространстве (на плоскости) три неточных измерения дают тот же точный результат, что и два точных измерения.

Программное обеспечение компьютеров приемников «GPS» построено таким образом, что когда в них поступают измерения, не дающие пересечения в одной точке, то в результате решения, по меньшей мере, четырех уравнений с четырьмя неизвестными (для трехмерного пространства) находится единственная точка, соответствующая исправленным значениям расстояний до

четырёх навигационных спутников, т. е. таким образом, устраняется неточность хода часов приемника.

Для определения точного местоположения искомой точки в трехмерном пространстве требуется, по меньшей мере, четыре неточных измерения расстояний (псевдодальностей) до четырех навигационных спутников.

Для определения с необходимой точностью местоположения точек, в системах «GPS» учитывают и другие возможные источники ошибок. Поскольку в системах «GPS» навигационные искусственные, спутники Земли, используются как точка отсчёта (т.е. как подвижные пункты геодезической сети), то орбиты спутников и местоположение каждого из них на орбитах (эфемериды) должны быть в любой момент времени точно известны. Поэтому каждый приемник «GPS» содержит в памяти своего компьютера «альманах», т. е. непрерывно обновляемый справочник, из которого может быть определено точное местоположение любого спутника орбитального комплекса на любой момент времени.

Незначительные отклонения местоположения навигационных спутников от теоретических орбит (ошибки эфемерид), связанные с влиянием гравитационного поля Солнца и Луны, а также давления солнечного света, обнаруживаются наземными контрольными станциями слежения. Вычисленные поправки к орбитам передаются обратно на спутники, заменяя собой прежнюю информацию в памяти бортовых компьютеров. Спутники помимо непрерывной подачи кодовых радиосигналов ежеминутно передают на Землю поправки к своему орбитальному положению, обновляя альманахи каждого приемника «GPS».

И наконец, в системах «GPS» учитывают погрешности, связанные с задержками прохождения радиосигналов через ионосферу и тропосферу Земли. Эти погрешности учитывают либо введением усредненных поправок, либо использованием специальных приемников, работающих на двух радиосигналах разной частоты. В последнем случае ионосферные и тропосферные задержки прохождения радиосигналов определяются, непосредственно в ходе измерений, поскольку они обратно пропорциональны квадрату частоты радиоизлучения.

Необходимость для определения местоположения точек измерения расстояний, по меньшей мере, до четырех навигационных спутников, необходимость учета разнообразных погрешностей измерения расстояний, а также назначение производимых измерений предопределили большое разнообразие конструкций приемников «GPS».

## **17 Технологическая последовательность работ при определении положения пунктов**

Определение положения пунктов при работе с приемником спутниковых сигналов возможно в различных технологических последовательностях. Здесь

изложим две из них: статический метод и метод «Стой—Иди» (псевдокинематический).

При статическом методе измеряют разность фаз от двух приемников, находящихся одновременно в зоне радиовидимости не менее чем четырех спутников. Статический метод является наиболее надежным и точным методом, позволяющим получить разность координат смежных пунктов с миллиметровой точностью.

Технологическая последовательность работ состоит в следующем, рисунок 52.

Один из приемников (первый) устанавливается на пункте с известными координатами. Второй приемник устанавливается на определяемом пункте. Заметим, что разделение пунктов на известный и определяемый носит условный характер.

Работа с каждым из приемников на станции сводится к:

- центрированию приемника над пунктом;
- измерению высоты антенны;
- включению приемника.

Центрирование приемника над пунктом выполняется с помощью оптических отвесов или, в случае, когда работы выполняются с небольшой точностью, нитяным отвесом.

Измерение высоты антенны производится с помощью секционной рейки. Для этого острый конец рейки совмещают с центром пункта. Саму рейку размещают в одном из двух углублений на ребре приемника и берут отсчет по штриху относительно нанесенной в углублении метке.

Для контроля высоту приемника измеряют дважды. Оба измерения не должны отличаться более чем на 2 мм.

Заметим, что измеренное значение высоты приемника есть расстояние вдоль наклонной линии. Приведение высоты приемника к вертикали осуществляется программным путем в процессе обработки измерений.

До включения приемника надо подключить к нему аккумулятор.

Далее работа может выполняться в двух режимах. В первом режиме предусматривается использование калькулятора.

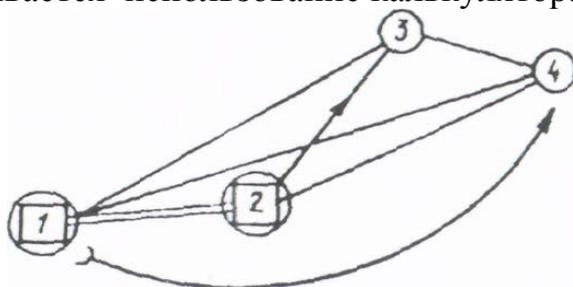


Рисунок 52 – Статический метод

При измерениях в СТАТИЧЕСКОМ режиме во время работы не требуется производить каких-либо действий. Приемник автоматически тестируется,

отыскивает и захватывает все доступные спутники, производит GPS-измерения, открывает файл и заносит в него всю информацию.

Наблюдения на обеих станциях производятся в течение некоторого интервала времени (не менее 20 минут). Затем второй приемник переносится на следующую определяемую точку.

При определении положения пунктов методом «Стой—Иди» (псевдокинематическим) операции установки приёмников аналогичны тому, как это делается и статическом методе. В отличие от последнего второй приёмник после 10-15 минут наблюдений последовательно перемещается по определенным точкам. Не позднее, чем через 1 час, второй приемник должен быть помещен в начальную определяемую точку рисунок 53.

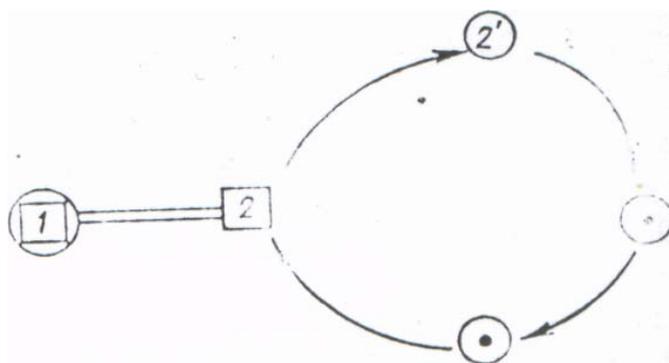


Рисунок 53 - Псевдо-кинематический метод

## 18 Спутниковые системы

### 18.1 Широкозонные системы спутниковой дифференциальной навигации

В настоящее время происходит развитие систем геостационарного дополнения для навигационно-геодезических систем, таких как GPS. Подобные системы часто называют также широкозонными системами спутниковой дифференциальной навигации (SBAS — Satellite-based Augmentation System), поскольку геостационарные спутники позволяют расширить зону, которую можно обеспечить дифференциальными поправками. Один геостационарный

спутник может обеспечить поправками территорию равную по площади 1/3 поверхности земного шара. Как следствие, применение систем геостационарных спутников позволяет значительно повысить точность определения местоположения, а значит, возможность использования простых, компактных и относительно недорогих спутниковых приемников, позволяющих решать навигационные и геодезические задачи. Широкозонные системы могут найти применение при решении задач морской и прикладной геодезии, точной навигации, ГИС и т. д. В таких системах реализован принципиально иной метод формирования коррекций в виде поправок к эфемеридным данным и параметрам ионосферной модели и передаче такой информации всем пользователям через геостационарный спутник. При этом новый подход не требует какого-либо дополнительного оборудования к спутниковому приемнику (например, радиомодема). Задача решается с помощью обычной спутниковой антенны и спутникового приемника, правда для этого необходимо изменить программный код приемника. В настоящее время существует несколько систем (или, правильнее говорить, подсистем) SBAS:

-WAAS (Wide Area Augmentation System) принадлежит США;

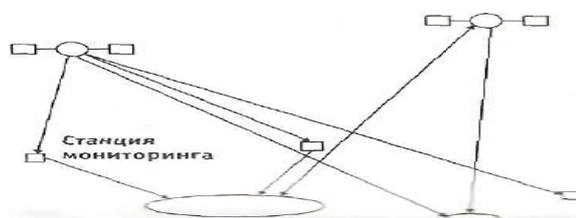
-EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) принадлежит Европейскому Союзу;

-MSAS (Multi-functional Satellite-based Augmentation System) принадлежит Японии.

Из всех систем в настоящее время только WAAS является полностью рабочей. Подсистема SBAS состоит из следующих элементов, рисунок 54.

Навигационный спутник

ГКА(GEO)



Мастер-станция системы SBAS

потребитель

## Рисунок 54 - Система работы подсистемы SBAS

- сеть наземных станций слежения. На этих станциях стоят двухчастотные геодезические приемники, которые осуществляют непрерывный сбор данных от всех навигационных спутников. Измерения с этих станций передаются в мастер - станцию в режиме реального времени;
- мастер-станция, которая необходима для обработки данных со станций слежения и формирования коррекций;
- станции закладки корректирующей информации на геостационарные спутники;
- геостационарные космические аппараты (ГКА или GEO) для передачи поправок на большую территорию всем пользователям.

Подсистема выполняет следующие функции:

- сбор данных от всех навигационных спутников, находящихся в поле радиовидимости;
  - составление карты вертикальных ионосферных задержек;
  - контроль надежности навигационных спутников;
  - определение и уточнение параметров орбит навигационных спутников;
  - определение коррекций орбит и временных поправок для навигационных спутников;
  - обеспечение потребителей корректирующей информацией и дополнительными измерениями псевдодальностей на частоте 1Л (в системе GPS), позволяющими повысить надёжность и точность спутниковых определений;
  - обеспечение независимого контроля выходных данных предыдущих шести функций перед их использованием потребителями;
  - обеспечение работоспособности и нормального функционирования подсистемы.

Таким образом, при использовании сигналов от геостационарных систем улучшается точность за счет использования:

- уточненных данных об эфемеридах навигационных спутников;
- уточненной модели ионосферы;

дополнительного GPS-сигнала на частоте  $L1 = 1575,42$  МГц (или дополнительных сигналов, в случае, если приемник отслеживает несколько геостационарных спутников) от геостационарных спутников системы. Остановимся на корректирующей информации, передаваемой с геостационарного спутника. С целью уменьшения ошибок, вызванных неточностью эфемерид, в GPS предусмотрено обновление эфемеридной информации для навигационных спутников каждый час. Для получения более точной информации о положениях навигационных спутников в подсистеме SBAS осуществляется трансляция коррекций эфемерид. При этом коррекция осуществляется не один раз в час (как в GPS), а один раз в течение нескольких минут. Коррекции к эфемеридам навигационных спутников делятся на долгопериодные и короткопериодные.

Долгопериодная составляющая коррекции для каждого навигационного спутника имеет следующий вид:

-номер спутника;

-эпоха коррекций (обозначается в литературе как IODE);

—  $\Delta X = X_s$ , бортовая GPS -  $X$  измеренная SBAS, М;

—  $\Delta Y = Y_s$ , бортовая GPS -  $Y$  измеренная SBAS, М;

—  $\Delta Z = Z_s$ , бортовая GPS -  $Z$  измеренная SBAS, М;

—  $\Delta T = T_s$ , бортовая GPS -  $T$  измеренная SBAS, С.

Этот вид поправок передается не реже, чем через две минуты, и учитывается стандартным путем в аппаратуре пользователя. Короткопериодная составля-

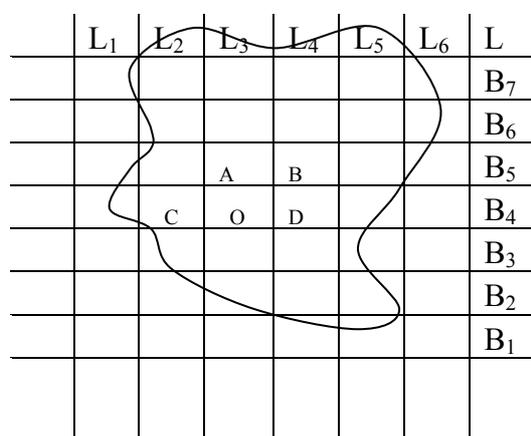
ющая поправки к положению каждого спутника перевычисляется в поправку к псевдодальности на определенный момент времени, причем эта поправка отсылается всем пользователям независимо от того, где он находится. Данный вид поправок может лежать в диапазоне от -256,000 до 255,875 м, и ее значение всегда кратно 0,125 м. Расчет поправки, которую необходимо вводить в измеренную псевдодальность, осуществляется по формуле (47):

$$\rho_{\text{скор.}}(t_1) = \rho_{\text{изм}}(t_1) + \rho\delta(t_2) + [\rho\delta(t_2) - \rho\delta(t_1)] \times \frac{t_2 - t_1}{t_2 - t_1} \quad (47)$$

где  $\rho\delta(t_i)$  — поправка к измеренной псевдодальности  $\rho$  на требуемый момент  $t_i$ ,  $t_1$  и  $t_2$  — смежные моменты времени, на которые имеются коррекции, причем  $t_1 < t_2 < t_i$ .

Таким образом, на каждый требуемый момент времени вычисление короткопериодной составляющей поправки осуществляется методом экстраполяции.

Что касается ионосферной модели, то в подсистеме SBAS реализована более детальная модель (по сравнению с GPS), но на локальную область. По наблюдениям наземных станций слежения системы SBAS осуществляется оценка вертикальных ионосферных задержек, и вся покрываемая область разделяется сеткой. В общем случае сетка не является регулярной. Для каждой  $i$ -й точки этой сетки (ионосферная точка), которая имеет координаты  $L_i, B_i$ , рисунок 55, с геостационарного спутника передается результат измеренной вертикальной ионосферной задержки для частоты L1 GPS в метрах. Такая сетка, в узлах которой известна величина вертикальной ионосферной задержки, называется картой вертикальных ионосферных задержек.



## Рисунок 55 – Карта вертикальных ионосферных задержек

Информация об ионосферных задержках, передаваемых с геостационарного спутника, является весьма оперативной и обновляется один раз в несколько минут (по данным от геостационарного спутника номер 131 системы EGNOS каждые 3,5 минуты). Величины ионосферных задержек, передаваемых с геостационарного спутника, кратны 0,125 м. Для того, чтобы оценить влияние ионосферы для конкретного навигационного спутника, необходимо сначала определить координаты точки пересечения ионосферы и линии «приемник — навигационный спутник». Данная точка называется ионосферной точкой. При этом в качестве поверхности ионосферы выбирается эллипсоид, высота которого над эллипсоидом WGS-84 (для GPS) составляет  $h_i = 350$  км при условии, что центры этих эллипсоидов совпадают.

Высота  $h_i$  соответствует высоте максимальной концентрации электронов в ионосферном слое. Таким образом, приемник, принимающий ионосферные коррекции, может интерполировать величину вертикальной ионосферной задержки тем или иным способом для каждого конкретного навигационного спутника, используя информацию о задержках в узлах сетки, координаты которых известны, и найденные координаты ионосферной точки для навигационного спутника. Далее вертикальную ионосферную задержку  $\delta_{ion}$  необходимо привести к реальной (наклонной) задержке по формуле :

$$\delta_{накл.} = \delta_{ion} K, \quad (48)$$

где  $K$  — коэффициент преобразования, вычисляемый по формуле:

$$K = 1/V[(1 - \text{Re} \cos(E)) / (\text{Re} + h_i)], \quad (49)$$

Где  $\text{Re}$  — средний радиус Земли (принимается равным 6378,1363 км для системы WGS-84);

$E$  - угол возвышения навигационного спутника над горизонтом.

Более точную информацию об эфемеридах и состоянии ионосферы можно получить за счет использования гораздо большего числа наземных станций слежения (по сравнению с GPS), входящих в подсистему SBAS, а также за счет ее оперативного обновления.

Перспективность подсистем SBAS при решении навигационных и геодезических задач очевидна, поэтому в данной области необходимо проводить как теоретические, так и практические исследования.

## **18.2 Интегральные навигационные комплексы GPS/IMU**

В настоящее время геоинформационные технологии сблизили понятия «навигация» и «геопозиционирование». Между тем, такое отождествление следует считать преждевременным, хотя и нельзя не признать, что тенденция сближения этих категорий имеет место.

Придерживаясь отечественных традиций, которые предписывают строго разделять вопросы навигации и позиционирования, (За рубежом этот вопрос решается более либерально. Там эти термины зачастую используются полностью взаимозаменяемо. Именно это обстоятельство привело к возникновению некоторой путаницы в современной русскоязычной литературе, как следствие механического заимствования терминологии. Так Большая Советская энциклопедия трактует понятие «навигация» как «науку о способах выбора пути и методах вождения судов, летательных аппаратов и космических аппаратов». Что касается «геопозиционирования», то упомянутая энциклопедия не содержит такого пункта, поэтому возможно рассматривать следующее определение: «геопозиционирование - это процесс определения координат географических объектов по данным дистанционного зондирования».

Изложенное определение может и не совсем понятное, пример, потому, что не отражает всей полноты возможных значений употребления этого термина. Или потому, что «...определение пространственных координат наземных объектов по аэрофотоснимкам...» уже давно считается одной из важнейших задач фотограмметрии, а термин «геопозиционирование», являющийся калькой с английского «geopositioning», стал использоваться сравнительно недавно. Однако даже этого несовершенного определения достаточно, чтобы разграничить данные категории. Навигация отвечает на вопросы: «Где я сейчас нахожусь?» «Как добраться из пункта А в пункт В», а процедура геопозиционирования для каждого бита геопро пространственных данных позволяет ответить на вопрос «Каковы его координаты?».

IMU (Inertial Measurement Unit) переводится, как «инерциальное измерительное устройство» (с середины 1960-х гг. в отечественной технической литературе

принят термин «инерциальная система» или в простонародье «инерциалка»). Однако, по двум причинам, было бы не вполне корректно утверждать, что «инерциальная система» в советском и нынешнем российском понимании это и есть IMU. Во-первых, кроме IMU широко употребляется термин INS (Inertial Navigational System), который значительно ближе к «инерциальным системам» как синтаксически, так и по существу. Во-вторых, наличие GPS, существенно определяет принципы функционирования и характер получаемых данных систем, о которых идет речь. Поэтому сравнивать их с приборами, «доGPSной» эпохи нецелесообразно. В процессе GPS и IMU как физические устройства работают полностью автономно и независимо друг от друга, каждый по-своему решая одну и ту же навигационную задачу. Однако интегральное навигационное решение рождается в процессе совместной обработки данных этих источников. Смысл такого совмещения состоит в том, что в результате удастся преодолеть существенные ограничения обоих источников, и добиться принципиально нового качества выходных данных, прежде всего, по точности. Таким образом, GPS и IMU составляют комплекс. Термин «навигационные» следует понимать широко, то есть, речь идёт о комплексах, которые с одинаковым успехом могут быть использованы для решения, во-первых, задач чисто навигационных, а во-вторых, задач геодезических, аэрогеодезических, топографо-геодезических и других.

Главная идея GPS/IMU состоит в том, что значения неизвестных параметров могут быть определены с помощью GPS- как независимого источника данных и компенсирования ошибок IMU системы, рисунок 56:

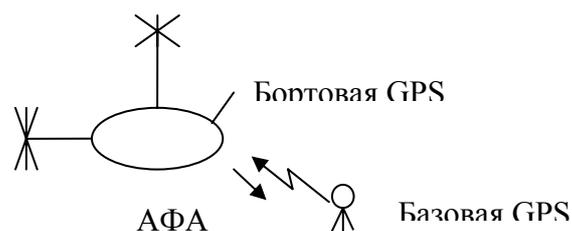


Рисунок 56 – Совместная работа GPS/IMU систем.

Из рисунка 56 можно сделать вывод, что без использования GPS/IMU остаётся без коррекции в кинетическом режиме.

При использовании, в данном случае, GPS основная нагрузка возможна на СБВ-бортовой вычислитель летательного аппарата.

Начальная система координат  $O, X_n, Y_n, Z_n$  в последующем сохранит неизменной ориентацию в пространстве, являясь инерциальной, которая может

моделироваться на борту носителя с помощью гироскопических приборов - акселерометр - гироскопический прибор, выполняющий функции измерения линейных ускорений (БСЭ), (воспроизведения начальных координат), рисунок 57:

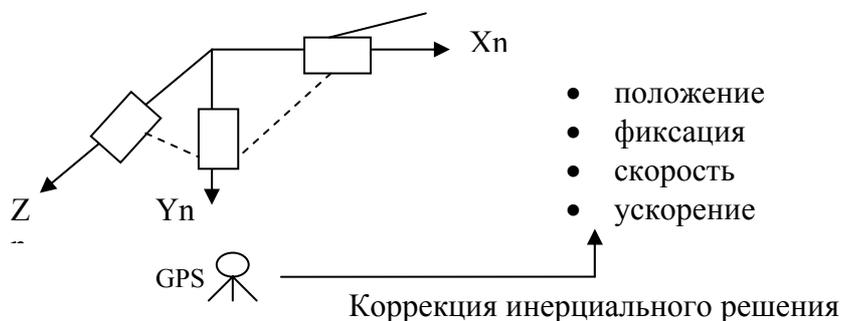


Рисунок 57 - моделирование инерциальной системы координат.

### 18.3 STRATUS —универсальная спутниковая геодезическая система

В настоящее время одночастотные спутниковые геодезические приемники Stratus (Sokkia, Япония) нашли широкое применение во многих областях геодезической деятельности: их приобретают горнодобывающие, строительные, земельно-кадастровые и изыскательские организации, а также учебные заведения.

Приемник GPS Stratus прошел сертификацию в Госстандарте РФ и рекомендован для выполнения геодезических работ.

По сравнению с традиционными геодезическими приемниками Stratus выглядит миниатюрным, его вес с установленными аккумуляторами составляет менее 1 кг рисунок. 55. Конструктивно все модули приемника объединены в одном корпусе. Приемник может эксплуатироваться при температуре воздуха от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+55^{\circ}\text{C}$  Для использования приемника при более низких температурах требуется дооснастить его внешним питанием. Герметичный корпус обеспечивает работу прибора в условиях запыленности и при атмосферных осадках. Небольшой вес приемника позволяет использовать облегченные штативы, что существенно при работе в полевых условиях. Для измерения высоты антенны приемника имеется специальное кольцо-адаптер и измерительная рулетка длиной до 3,7 м. При этом метка кольца, от которой измеряется наклонная высота, находится точно на уровне фазового центра, что, удобно при дальнейших расчетах. Приемник не боится тряски, ударов и падений. Его корпус изготовлен из прочного пластика, что обеспечивает работоспособность

прибора даже при падении на бетон с высоты 2 м. Управление прибором при измерениях осуществляется одной кнопкой. Набор световых индикаторов и звукового сопровождения позволяет следить за работой приемника и ПОЛНОСТЬЮ контролировать процесс измерений. Пятиуровневый световой индикатор питания дает возможность точно рассчитать оставшееся время работы аккумуляторов. Так как в приемнике устанавливаются две не зависящие друг от друга батареи, то при разряде одной из них, ее можно заменить на запасную, не выключая приемник. При полном заряде двух аккумуляторов приемник способен проработать до 30 ч без выключения. Внутреннее программное обеспечение учитывает не только время измерения, но и количество наблюдаемых спутников, и геометрию связи. Последовательно включающиеся индикаторы сигнализируют, что данных достаточно для вычисления линий длиной 2, 5, 10, 15, 20 км. Разобраться в системе мигающих и горящих индикаторов помогает набор ламинированных карточек — «шпаргалок», входящих в комплект приемника, на которых в виде картинок и цифр поясняется сигнализация каждого индикатора. Кроме наблюдений в статическом режиме оборудование Stratus позволяет выполнять измерения в кинематическом режиме «Stop-and-Go».



Рисунок 58 - Общий вид геодезического приемника GPS Stratus

В программном обеспечении, поставляемом с приемником Stratus, имеется программа для установки на полевой контроллер, в качестве которого может быть использован бытовой КПК с операционной системой Windows CE или защищенный КПК Recon C200 (TOS, США). Подключить контроллер к приемнику можно через ИК-порт или через штатный кабель Lemo-RS232, входящий в комплект оборудования Stratus.

Во время работы запись данных, принятых со спутников, осуществляется во внутреннюю память приемника емкостью 4 Мбайт. Если сбор данных проводить следует с интервалом 5 с, то в среднем, при восьми наблюдаемых спутниках, емкости памяти хватает на 30 ч, как и ресурса внутреннего источника питания. Такой баланс удобен для учета состояния аккумуляторов и емкости памяти. При необходимости данные, записанные в приемнике, можно передать в контроллер, используя его как дополнительный архиватор данных.

Производители одночастотных спутниковых приемников регламентируют измеряемое расстояние до 20 км. Однако, как показывает практика, такое оборудование позволяет выполнять измерения линий гораздо большей длины. Это относится и к спутниковому приемнику GPS Stratus. Экспериментальные исследования, показали что, с помощью этого приемника можно точно определить расстояние свыше 37 км. При этом наблюдения проводились под металлической трехгранной пирамидой высотой 5 м и при частично закрытой хвойной растительностью южной стороны неба. Измерения выполнялись в течение 40 мин. Для контроля эту сторону увязали в треугольник, проведя дополнительные наблюдения двухчастотным оборудованием Trimble 5700. Сходимость в треугольнике при обработке получилась около 2,5 см.

Для обработки данных в комплекте оборудования предусмотрен программный пакет Sokkia Rev9, который включает программы Planning и Spectrum Survey. Программа Planning предназначена для планирования сессий наблюдений и позволяет настраивать приемник, осуществлять передачу данных, конвертировать файлы в Rinex-формат.

Программа Spectrum Survey обеспечивает обработку измеренных векторов и уравнивание геодезических сетей. Программа русифицирована и имеет логически понятный интерфейс. Она достаточно проста в освоении и вместе с тем содержит все необходимые процедуры для строгой математической обработки данных. Кроме файлов наблюдений, полученных с помощью приемника Stratus, программа позволяет обрабатывать Rinex-файлы любых производителей и «сырые» данные спутниковых наблюдений в форматах: Trimble, Ashtech, NovAtel и др. Программа по умолчанию настроена на обработку стандартных одночастотных наблюдений со сторонами векторов до 20 км. В этом случае пользователю достаточно нажать определенную последовательность клавиш, чтобы посчитать вектора, уравнять сеть и вывести результаты. Если работы ведутся нестандартными методами и в жестких условиях наблюдений, то программа позволяет опытным специалистам в области

GPS-измерений настроить интерфейс прибора «под себя»: определить собственную последовательность обработки, просмотра результатов, анализа и оформления выходных данных. В обработке векторов имеется возможность использовать точные эфемериды, модели геоидов, устанавливать различные параметры обработки как для всех векторов вместе, так и для каждого в отдельности. Можно маневрировать общим временем наблюдений, устанавливать маску отсечки. Для отдельного вектора предусматривается настройка по маске, времени и спутникам, причем каждый спутник для данного вектора может иметь индивидуальные настройки. Если обработка ведется с максимальной достоверностью и точностью, пользователь может вводить параметры атмосферного влияния как общие для всего проекта, так и отдельно по каждому вектору. В процессе обработки всегда можно просмотреть графики спутников по каждому решению, проконтролировать внутреннюю сходимость сети по выбранным полигонам, проанализировать ситуацию и внести корректировку, сохранить историю вариантов. При уравнивании сети также имеется возможность производить разнообразные настройки, не нарушая математической строгости уравнивания. Следует отметить удобный и понятный программный модуль настройки систем координат. Используя его, пользователь может либо выбрать необходимую систему координат из огромного списка, либо создать собственную по известным параметрам, либо смоделировать по исходным и полученным в результате наблюдений координатам.

Одной из областей практического применения приемника GPS Stratus стали геодезические работы, выполняемые на открытых горных разработках. Для определения объемов добываемой горной массы требуется периодическая точная и детальная съемка, которая основывается на опорной маркшейдерской сети карьера. Именно создание и реконструкция опорных и съемочных сетей составляет основную часть трудозатрат в геодезическом обеспечении на горнодобывающих предприятиях.

Приемник разработан с учетом последних достижений GPS-технологий, что позволяет с помощью его принимать сигналы со спутников даже при небе, закрытом более чем на 50 %, опытные измерения, проведенные с помощью приемника Status, в условиях городской застройки после корректной обработки результатов наблюдений, дали положительные результаты. Это дает основание рекомендовать его для построения геодезических и межевых сетей на городских территориях.

Следует отметить, что строительные организации все чаще стали использовать спутниковые приемники для геодезического обеспечения строительно-монтажных работ. Особенно эффективно их применение при возведении крупномасштабных и протяженных объектов, где требуется точная стыковка и увязка в одной строительной системе координат отдельных строящихся блоков, находящихся на значительном расстоянии друг от друга в условиях отсутствия прямой видимости между ними. Учитывая малые габариты, простоту измерений, высокую надежность работы и невысокую стоимость, односторонние приемники Stratus приобретены рядом строительных организаций.

Те же качества приемников Stratus ценятся и в учебных заведениях. Студенты легко осваивают не только процесс полевых измерений, но и программное обеспечение системы. Ее русифицированный интерфейс упрощает учебный процесс и помогает студентам быстрее разобраться в тонкостях спутниковых измерений.

## 19 Пример определения координат пунктов методы трилатерации

Развитие геодезических сетей методом трилатерации производится в тех случаях, когда условия видимости исключают возможность измерения углов, но позволяют производить радиодальномерные измерения.

В трилатерации углы треугольников не должны быть менее  $10^\circ$ . Определение пунктов из одиночных треугольников без контрольных измерений углов, а также из ряда треугольников, не опирающихся с двух концов на исходные стороны, не допускаются.

Вычисление координат пунктов трилатерации выполняется в три этапа: на первом по сторонам треугольников вычисляют углы, на втором — дирекционные углы и на третьем — координаты.

Углы треугольников вычисляют по формулам:

$$\begin{aligned} \cos A &= \frac{b^2 + c^2 - a^2}{2bc}; \\ \cos B &= \frac{a^2 + c^2 - b^2}{2ac}; \\ \cos C &= \frac{a^2 + b^2 - c^2}{2ab}; \end{aligned} \quad (50)$$

где  $A$ ,  $B$  и  $C$  – углы треугольника;  $a$ ,  $b$  и  $c$  – противолежащие им стороны.

Стороны выражаются в километрах с сохранением четырёх десятичных знаков. В величинах  $a^2$ ,  $b^2$ ,  $c^2$ ,  $2ab$ ,  $2ac$  и  $2bc$  сохраняются шесть, а при вычислении угла менее  $60^\circ$  и более  $120^\circ$  - семь цифр.

Сумма вычисленных углов  $A+B+C$  не должна отличаться от  $180^\circ$  более чем на  $2''$ .

Возникающую на пунктах невязку горизонта (пункт 1) распределяют с обратным знаком пропорционально квадратам величин углов.

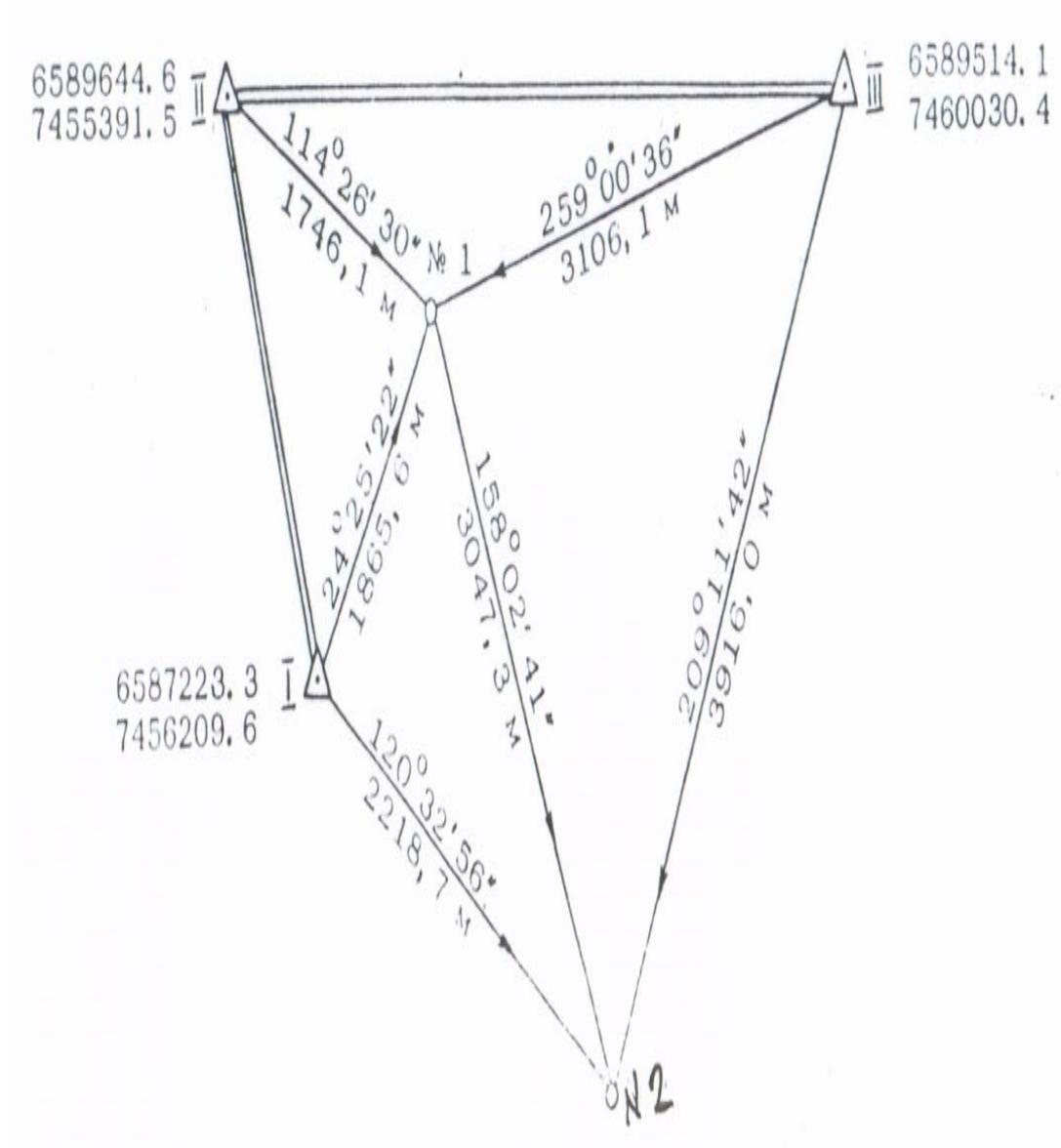


Рисунок 59 - Схема сети трилатерации

Порядок вычислений дан на примере сети трилатерации (рисунок 59), включающей три исходных и два определяемых пункта. Координаты исходных пунктов, длины и дирекционные углы исходных сторон приведены в таблице 14.

Таблица 14 – Исходные данные

Номер исходных пунктов	Название пунктов	Координаты х,м у,м	Дирекционные углы	Длины сторон, м
I	Тополевка	6 587 222,3 7 456 209,6	341°19'52''	2 555,8
II	Бровничи	6 589 644,6 7 455 391,5		
III	Андреевка	6 589 514,1 7 460 030,4	91°36'41''	4 640,7

Вычисление углов треугольников и дирекционных углов выполняют в ведомости по форме, таблица 15.

Таблица 15 – Вычисление углов треугольников

Наименование вершин углов	2 ab 2 ac 2 bc	угол	треугольник
1	2	3	4
II III 1	16,20625 28,82896 10,84712	22°49'33'' 12 35 46 -48 144 34 41	
III 2 1	24,3270 23,8665	180 00 00 49 48 57 51 08 36 -14 79 02 27	
1 2 I	11,3701 13,5221 8,27841	180 00 00 -5 46 22 49 37 29 50 96 07 21	

I	9.52620	180 00 00	
II	8.92536	43 05 37	
1	6.51505	46 52 55 -18 90 01 28	
		180 00 00	

Невязка горизонта на п.1 = +1'25''

Таблица 16 – Вычисление дирекционных углов

направление	Значения направления	Исходные дирекционные углы	Ориентированные направления	Дирекционные углы
1	2	3	4	5
<b>I.Тополевка</b>				
I-II	0°0'0''	341°19'52''	341°19'52''	
-1	43 05 37		24 25 29	24°25'22'
-2	139 12 58		120 32 50	120 32 56
	Z <sub>k</sub> =341 19 52			
<b>II.Бровничи</b>				
II-III	0 0 0	91 36 41	91 37 02	
-1	22 49 33		114 26 35	114 26 30
-1	69 42 28	161 19 52		
	Z <sub>k</sub> =91 37 02	91 36 41 37 24		
<b>III.Андреевка</b>				
III-2	0 0 0		209 11 58	209 11 42
-1	49 48 57		259 00 55	259 00 36
-II	62 24 43	271 36 41		
	Z <sub>k</sub> =209 11 58			
<b>№1</b>				
1-I	0 0 0	204 25 29	204 25 15	204 25 22
-II	90 01 10	294 26 35	294 26 25	294 26 32
-III	234 35 03	79 00 55	79 00 18	79 00 36
-2	313 37 16		158 02 31	158 02 41

	$Z_i=204\ 25\ 15$	204 25 29 25 25 24 52		
№2				
2-1	0 00 00	300 32 50	300 33 01	300 32 56
-1	37 29 50	338 02 31	338 02 51	338 02 41
-III	88 38 26	29 11 58	29 11 27	29 11 42
	$Z_i=300\ 33\ 01$	300 32 50 32 41 33 32		

Для вычисления координат пунктов сети трилатерации на схему, рисунок 59, вписывают вычисленные дирекционные углы направлений на определяемые пункты и измеренные расстояния до них. Вычисление координат выполняют в ведомости, по всем имеющимся направлениям. За окончательные значения берут средние из них. Расхождения между вычисленными значениями координат определяемого пункта не должны превышать полуторной величины заданной средней квадратической погрешности координат  $m_{x,y}$  создаваемой сети.

Таблица 17 – Вычисление координат пунктов трилатерации.

Номер определяемых пунктов	$X_M$	$Y_M$	Исходные пункты
1	6 588 922,1 22,0 22,0	7 456 981,1 81,0 81,3	I II III
среднее	6 588 922,0	7 456 981,1	
2	6 586 095,6 95,6 95,7	7 458 120,3 20,2 20,4	I III №1
среднее	6 586 095,6	7 458 120,3	

## 20 Сведения из гравиметрии

### 20.1 Общие сведения

Гравиметрия — раздел науки об измерении величин, характеризующих гравитационное поле Земли, и об использовании их в геодезии, геологии, геофизике, спутниковой геодезии и в других областях науки и техники.

Выбор того или иного элемента гравитационного поля в качестве измеряемой величины принципиальной роли не играет. Однако на современном уровне развития методов детального изучения гравитационного поля и измерительной техники наиболее точными, производительными и информативными являются измерения ускорения силы тяжести, а также измерения вторых производных потенциала силы тяжести. Эти величины и есть основные измеряемые элементы гравитационного поля.

Разработка методов и приборов для измерения ускорения силы тяжести, осуществление гравиметрической съемки важнейшие направления гравиметрии. Именно эти направления и определили термин «гравиметрия» (*gravitas* — тяжесть, *metreo* - измеряю). Важное преимущество гравиметрических данных состоит в возможности их получения с любой детальностью, т. е. практически и любой точке суши и моря, что не всегда доступно для других видов геодезических измерений. Это в значительной степени объясняет широкое использование экспериментальных данных о гравитационном поле в геодезической гравиметрии - области геодезии, в которой рассматривается использование гравиметрических данных при решении геодезических задач.

Геодезическая гравиметрия устанавливает связь между формой поверхности Земли и элементами внешнего гравитационного поля. На этой связи основан гравиметрический (физический) метод определения фигуры Земли. Кроме того, гравиметрические данные используются в общем комплексе астрономо-геодезических измерений при определении высот пунктов, вычислении астрономо-геодезических уклонов отвеса, «редуцировании результатов измерений на поверхность референц-эллипсоида».

Важным разделом гравиметрии, имеющим большое народнохозяйственное значение, является гравиметрическая разведка. Это один из главных методов исследования геологического строения верхних слоев земной коры с целью поиска и разведки полезных ископаемых. Гравиметрическая разведка основана на детальном изучении притяжения геологических структур и установлении зависимости между полем притяжения и распределением притягивающих масс.

Другое направление гравиметрии связано с физикой Земли, а именно с изучением внутреннего строения и физико-химических свойств Земли, а также с изучением происходящих в ее недрах процессов. Для этой цели помимо измерений силы тяжести также используют наблюдения изменений силы тяжести и других элементов гравитационного поля Земли во времени. Среди них наиболее изученными в настоящее время являются приливные изменения ускорения силы тяжести, вызываемые притяжением Луны и Солнца. Наблюдаемые изменения в значительной степени зависят от внутреннего строения Земли, поэтому их исследование позволяет изучать упругие свойства и строение Земли в целом.

Данные гравиметрии находят применение и в других областях науки и техники.

С развитием ракетно-космической техники и космических исследований значение гравиметрических данных постоянно увеличивается в связи с повышением точности расчетов орбит и траекторий ракет и космических летательных аппаратов (КЛА). Более того, успехи в исследовании планет Солнечной системы предоставляют возможность изучать гравитационное поле других небесных тел по измерениям на их поверхности.

К числу прикладных задач гравиметрии относится использование гравиметрических данных для целей автономной навигации (во всех средах), поскольку местные особенности гравитационного поля порождают погрешности в показаниях инерционных навигационных систем.

Наконец, гравиметрия тесно связана с метрологией, так как для воспроизведения ряда физических эталонов (например, силы, Давления, силы тока) необходимо располагать точным значением ускорения силы тяжести.

Прогресс науки и техники предъявляет постоянно растущие требования как к точности и детальности изучения гравитационного поля, так и к автоматизации процесса измерений, обработки систематизации результатов. Эти требования определяют использование в гравиметрии новейших достижений физики, электроники, автоматики, приборостроения, вычислительной техники. Для изучения гравитационного поля Земли в настоящее время - используют также спутниковые методы. Тщательный анализ изменений элементов орбит ИСЗ, вызванных неоднородностью поля земного тяготения, позволяет успешно определять параметры этого поля. Измерения расстояний от ИСЗ, положение которого известно, до поверхности океана также позволяет изучать гравитационное поле и открывает возможность непосредственного изучения фигуры Земли. Однако данные, полученные спутниковыми методами, уверенно описывают лишь обобщенные черты гравитационного поля. Детальное изучение структуры гравитационного поля по-прежнему осуществляется по результатам гравиметрических наблюдений на суше и на море. Для полной характеристики гравитационного поля необходимо совместное использование гравиметрических и спутниковых данных.

Ввиду большой важности гравиметрических данных для решения целого ряда задач геодезии их геодезическое использование излагается отдельно в курсах высшей геодезии.

В содержание курса гравиметрии, рассматриваемого в этом пособии, входят следующие основные характеристика гравитационного поля Земли и планет:

- измерения силы тяжести и вторых производных ее потенциала;
- приборы для точных гравиметрических наблюдений автоматизация измерений;
- исследование гравиметрических приборов и определение их постоянных;
- гравиметрические опорные сети и гравиметрическая съемка, уравнивание и оценка точности результатов.

## 20.2 Нормальное гравитационное поле

Гравитационное поле Земли принято разделять на две части: нормальное гравитационное поле и остаточное аномальное поле. Для решения геодезических задач нормальное поле обычно определяют как поле гравитирующего эллипсоида вращения, поверхность которого является уровенной. Этот эллипсоид называют уровневый эллипсоидом, или Нормальной Землей. По известным параметрам Нормальной Земли — массе, форме поверхности, угловой скорости вращения — в любой точке внешнего пространства можно достаточно легко вычислить нормальный потенциал и другие элементы нормального поля.

Нормальная сила тяжести. Нормальная сила тяжести  $\gamma$  определяется как градиент потенциала  $U$

$$\gamma = \frac{\Delta U}{\Delta z}, \quad (51)$$

где  $z$  — направление нормали к уровенной поверхности нормального гравитационного поля. Закон изменения нормальной силы тяжести  $\gamma_0$  на поверхности Нормальной Земли описывается зависимостью

$$\gamma_0 = \gamma_e(1 + \beta \sin^2 B - \beta_1 \sin^2 2B), \quad (52)$$

где  $B$  — широта точки,  $\beta$ ,  $\beta_1$  — коэффициенты,  $\gamma_e$  — нормальная сила тяжести на экваторе. От долготы пункта величина  $\gamma_0$  не зависит.

## 20.3 Аномальное гравитационное поле

Аномальное поле характеризует отличие потенциала силы тяжести и его производных от соответствующих элементов нормального поля.

Действительная сила тяжести  $g$  отличается от нормальной по величине и направлению. Разность величин действительной и нормальной силы в пункте наблюдений называется аномалией силы тяжести, а отличие направлений характеризуется отклонением (отклонением) отвесной линии.

При вычислении аномалии  $g$  — у силы тяжести нормальное значение силы тяжести у находят по формуле вида:

$$\gamma_{\text{действ}} = \gamma_0 + \frac{\Delta \gamma}{\Delta H} H = \gamma_0 - 0,3086H \quad (53)$$

Здесь  $H$  — высота пункта. Разность:

$$g - \gamma = g - (\gamma_0 + \frac{\Delta \gamma}{\Delta H} H) = g - (\gamma_0 - 0,3086H) \quad (54)$$

называется аномалией в свободном воздухе. Для пунктов, расположенных на поверхности моря, обычно полагают  $H = 0$  и  $g - \gamma = g - \gamma_0$ .

Аномалии силы тяжести на поверхности Земли, как правило, составляют несколько десятков миллигаллах, достигая нескольких сотен миллигаллов в горах и районах глубоководных впадин. Ниже даны примеры экстремальных аномалий в свободном воздухе:

г. Мауна—Кеа (о-в Гавайи)  $H = 4214$  м,  $g - \gamma = + 669$  мГал,  
впадина Пуэрто-Рико  $H = -9218$  м,  $g - \gamma = -380$  мГал,  
Марианская впадина  $H = -8740$  м,  $g - \gamma = -244$  мГал.

Аномалии силы тяжести обычно представляют в виде гравиметрических карт, на которых показаны линии равных аномалий силы тяжести, называемые изоаномалиями, и карт — схем аномалий, усредненных на участках стандартных размеров, начиная от 5' X 7,5' до 5° X 5° и 10° x 10°.

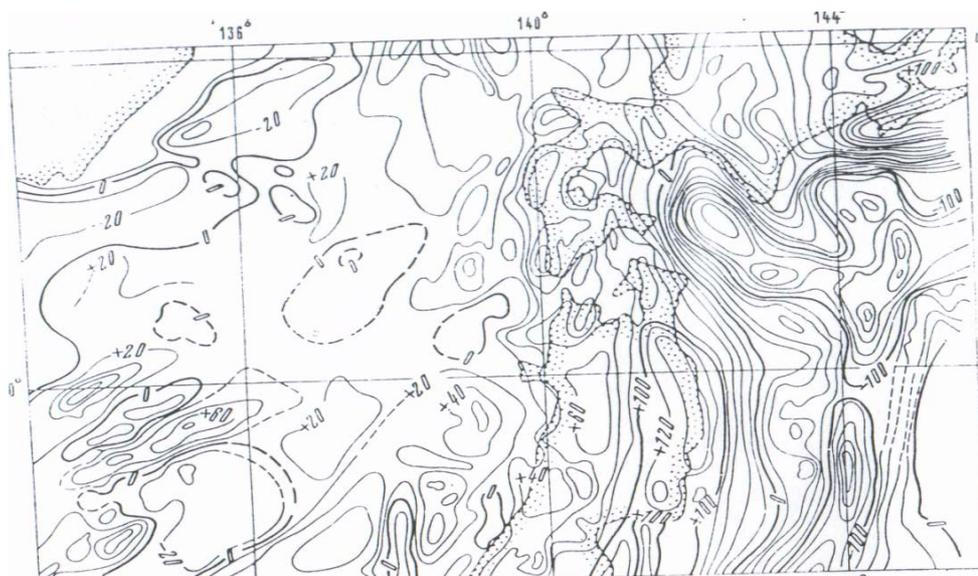


Рисунок 60 - Аномалии силы тяжести в системе спутниковой модели гравитационного поля Земли GEM-5 Центра пилотируемых полетов им. Годдарда (США)

Обобщенная карта аномалий силы тяжести в свободном воздухе для всей поверхности Земли представлена на рисунок 60. Карта построена по спутниковым данным. Сечение карты 10 мГал. Примечательно, что знак аномалии, как правило, не меняется на протяжении нескольких тысяч километров; аномалии не коррелируют с положением материков.

На рисунке 61 показан фрагмент карты аномалий в свободном воздухе переходной зоны от Азиатского континента к Тихому океану, составленной по результатам советских и японских экспедиций. Сечение карты 20 мГал. На рисунке 61 для этого района приведена карта-схема средних аномалий в одноградусных трапециях. На картах отражено резкое изменение гравитационного поля при переходе от одного типа земной коры к другому: средняя аномалия в акватории Японского моря составляет +12 мГал, островная дуга отличается повышенными аномалиями, в среднем +55 мГал, к глубоководному желобу у восточного берега Японии приурочены интенсивные отрицательные аномалии, в среднем — 75 мГал.

Максимальные отклонения отвеса на поверхности Земли составляют приблизительно 1'. В районах с неоднородным строением земной коры они





сил: силы притяжения Земли  $F$  и центробежной силы  $Q$ , рисунок 60. При этом основной силой тяжести является сила притяжения Земли. Силу тяжести в гравиметрии принято характеризовать величиной ускорения  $g$ . За единицу ускорения силы тяжести в системе GPS принят Гал. Гал — это ускорение, сообщаемое силой в 1 дину массе в 1 грамм ( $1 \text{ Гал} = 1 \text{ см/с}^2$ ,  $9,8 \text{ м/с}^2 = 980 \text{ Гал}$ ).

На земной поверхности ускорение силы тяжести изменяется в пределах 5,2 Гал (на экваторе  $g \sim 978,0 \text{ Гал}$ , на полюсе  $g \sim 983,2 \text{ Гал}$ ). Поэтому для удобства значение  $g$  обычно выражается в более мелких единицах - в миллигалах ( $1 \text{ мГал} = 10^{-3} \text{ Гал}$ ). Ускорение силы тяжести в отдельных точках местности" определяется с помощью гравиметров относительно пунктов опорной гравиметрической сети. Для определения ускорения силы тяжести применяются гравиметры различных типов.

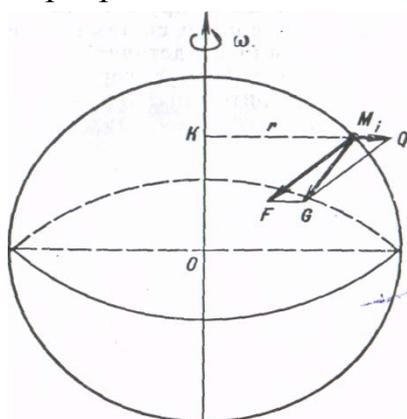


Рисунок 63 – Определение силы тяжести

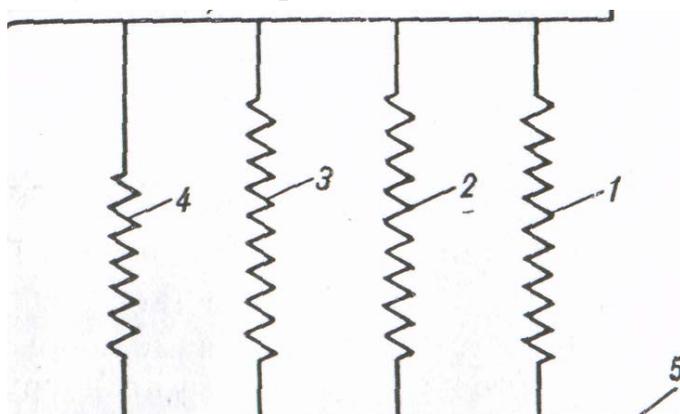


Рисунок 64 – Принципиальная схема упругой системы гравиметра

1,2,3 и 4 – измерительные пружины, 5 – рычаг, 6 – скоба гравиметрической сети. Для определений ускорений силы тяжести применяются гравиметры различных типов.

Основной частью гравиметра является измерительная система, которая построена по принципу пружинных весов, нагруженных постоянной массой. Измерительная система имеет сложное устройство. В общем виде ее можно представить как скобу 6 рисунок 64, с рычагом 5, вращающимся вокруг горизонтальной оси, и ряд уравновешивающих и измерительных пружин 1, 2,3 и 4.

По типу измерительной системы гравиметры разделяются на кварцевые и металлические, а по величине измерения ускорения силы тяжести — на широкодиапазонные, узкого и широко диапазона. Широкодиапазонными являются гравиметры узкого и широкого диапазона – гравиметр ГНШ-МТ2, ГНК-К2.

Краткие технические данные указанных гравиметров приведены в таблице 18.

Таблица 18 – Технические данные гравиметров

Наименование параметра	ГНШ-МТ2	ГНК-К2
Точность измерения приращения силы тяжести, мГал:	0,2-0,3	0,2-0,3
- в узком диапазоне	0,4-0,7	-
- в широком диапазоне		
Диапазон измерения без перестройки, мГал:	80-120	90-110
-в узком диапазоне	1000-1200	-
-в широком диапазоне	До 5000	До 3000
Диапазон измерения с перестройкой, мГал:	3	3
Напряжение прибора		

## 20.5 Гравиметрические приборы

Гравиметр наземный комбинированный с кварцевой упругой системой 2-го класса точности ГНК-К2 (ГНК-7Ш) предназначен для измерения приращений ускорения силы тяжести со средней квадратической ошибкой 0,2 — 0,7 мГал в зависимости от диапазона измерений. Гравиметр ГНК-К2 имеет два диапазона: узкий и широкий.

Прибор не нуждается в принудительном термостатировании, портативен и удобен в эксплуатации. Существенным недостатком гравиметра является хрупкость упругой системы и зависимость смещения нуля от изменения температуры во время работы.

В комплект прибора входят: гравиметр, транспортировочный металлический футляр с амортизационными прокладками и укладочный ящик, в котором размещены девять угловых термометров, рассчитанных на диапазон температур от -40 до +40° С, диапазонный ключ, часы наручные, запасные ампулы АЦП-30, соединительный кабель и набор инструментов для разборки

и сборки гравиметра. В отдельной упаковке прилагается запасной сосуд Дьюара.

Устройство прибора. Основной частью гравиметра является измерительная система, смонтированная в теплоизоляционном корпусе, который в свою очередь размещается в кожухе гравиметра. Кожух гравиметра представляет собой стальной цилиндр 1, основание которого прочно соединено с подставкой 2, изготовленной из стеклопластика. В подставку вмонтированы три подъемных винта 3.

Сверху на цилиндр винтами крепится текстолитовая панель рисунок 65. На ней находятся: окуляр микроскопа, через который наблюдают перемещение кварцевого рычага и шкалу микроскопа; осветитель 2, посылающий пучок света на конец кварцевого рычага; два микрометрических винта, широкого 3 и узкого 4 диапазонов, со счетчиками оборотов и долей оборота; цилиндрические уровни 5; сменные угловые термометры 6; пробка 7, закрывающая отверстие для диапазонного ключа, и штепсельные разъемы 8 для подключения электропитания.

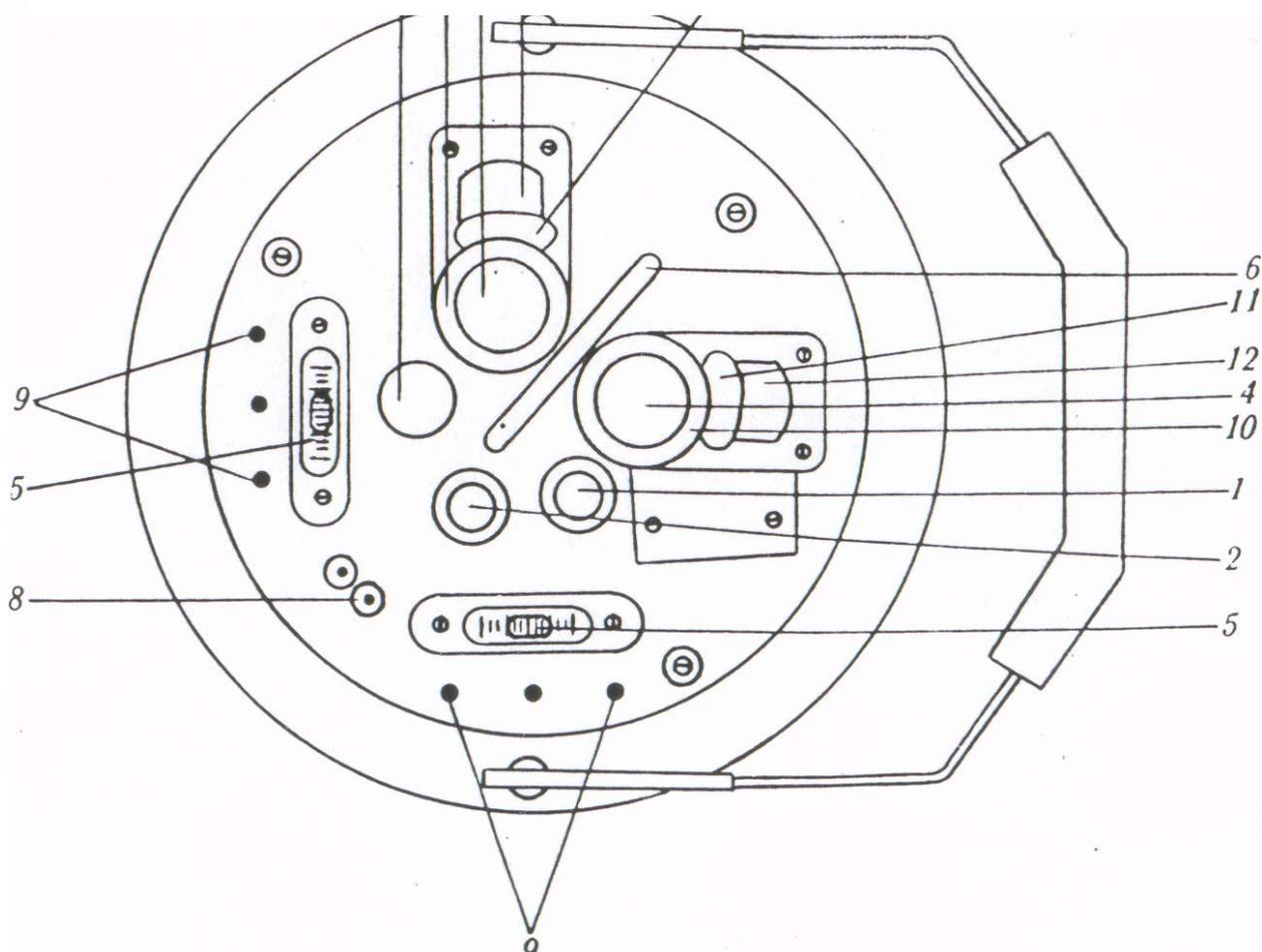


Рисунок 65 - Верхняя панель гравиметра ГНК-К2

1 — окуляр микроскопа; 2 — осветитель; 3 — микрометрический винт широкого диапазона; 4 — микрометрический винт узкого 5-диапазона;

цилиндрический уровень; 6 «—сменный угловой термометр; 7 —пробка: «—штепсельные разъемы для подключения электропитания; 9 —отверстия для юстировки уровней; 10 — лимбы; 11— нониусы; 12 — дополнительные диски

Два взаимно перпендикулярных цилиндрических уровня предназначены для приведения гравиметра в рабочее положение. Ось одного из уровней параллельна оси вращения кварцевого рычага. Такое расположение осей уровней соответствует минимальному влиянию наклонов гравиметра на отсчеты, т. е. минимум чувствительности гравиметра к наклонам достигается при горизонтальном положении кварцевого рычага и его оси вращения. Цена деления уровней составляет 30—40". Около каждого уровня в панели имеются два отверстия 9, обеспечивающие доступ к котировочным винтам. Измерительная система гравиметра состоит из упругой системы, измерительного и диапазонного устройств, оптической системы и приспособления для откачки воздуха.

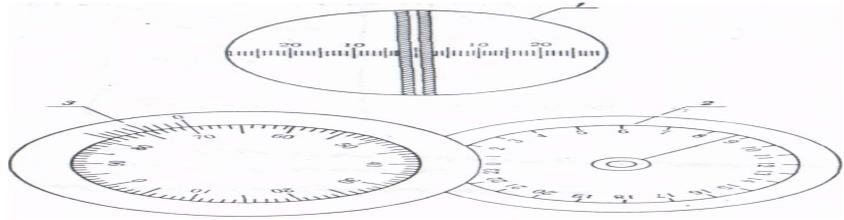
Упругая система является главным узлом прибора. Изготавливается из плавленного кварца. В нее входят: чувствительный элемент системы, измерительная и диапазонная пружины, а также устройство для температурной компенсации.

Чувствительный элемент состоит из кварцевого маятника, момент силы тяжести которого уравнивается в основном силой закручивания нитей подвеса 2 и упругой силой астазирующей (основной) пружины 3, повышающей чувствительность гравиметра в несколько раз. Маятник оканчивается иглообразным стержнем, находящимся в фокальной плоскости объектива микроскопа.

Измерительное устройство системы состоит из рычага 4, который вращается на нитях 5 и соединен с маятником через основную пружину 3. К этому рычагу прикреплены две измерительные пружины 6 и 7. Первая - для измерений в широком диапазоне, вторая — в узком. Верхние концы измерительных пружин прикреплены через сильфоны к микрометрическим винтам 8 и 9 измерительного устройства.

Величина угла поворота микрометрического винта измерительного устройства определяется по счетчику, который выполнен (см. рис. 26) в виде лимба 3, имеющего 100 делений, нониуса // и дополнительного диска 2, имеющего 24 деления. По диску отсчитываются целые обороты винта, по лимбу — десятые и сотые доли оборота, по нониусу — тысячные доли оборота. Шаг микрометрического винта равен 0,5 мм. Жесткость измерительных пружин подбирается таким образом, чтобы один оборот микрометрического винта узкого диапазона соответствовал изменению ускорения силы тяжести на 3—5 (5—8) мГал, а широкого—на 40—60 (60—100) мГал. Полный ход микрометрического винта измерительного устройства составляет 12 (7,5) мм, что в первом случае соответствует диапазону измерения приращений силы тяжести без перестройки 72—120 (75—120) мГал, во втором 960—1440 (900—1500) мГал.

Измерительное устройство и пример снятия отсчетов по гравиметру ГНК-К2 приведены на рисунке 66.



1 — окуляр для наблюдения светового индекса; 2—счетчик оборотов микрометрического винта;

3 — счетчик долей оборота микрометрического винта.

Отсчет — 8,699

Рисунок 66 - Измерительное устройство гравиметра ГНК-К2

1 — окуляр для наблюдения светового индекса; 2—счетчик оборотов микрометрического винта;

3 — счетчик долей оборота микрометрического винта.

Отсчет — 8,699

### 20.5.1 Гравиметр ГНШ-МТ2 (ГМТ-1)

Гравиметр наземный широкодиапазонный с металлической упругой системой, термостатированный, 2-го класса точности ГНШ-МТ2, рисунок 67, предназначен для измерения приращений силы тяжести со средней квадратической ошибкой 0,2 мГал без перестройки диапазона измерений.

Преимуществом данного прибора перед кварцевыми гравиметрами является наличие в нем менее чувствительной к ударам и толчкам металлической упругой системы, что делает ГНШ-МТ2 более надежным в эксплуатации.



Рисунок 67 - Общий вид гравиметра ГНШ-МТ2

Чувствительная система гравиметра герметизирована и помещена в двухступенчатый термостат, заключенный внутри сосуда Дьюара. Прибор имеет температурную и барометрическую компенсацию на случай разгерметизации чувствительной системы.

В комплект прибора входят: гравиметр, транспортировочный металлический футляр с амортизационными прокладками и укладочный ящик с тремя стяжными болтами, пенал с запасными частями, инструментом и принадлежностями, включая сосуд Дьюара.

Измерительные  
МТ2 приведены

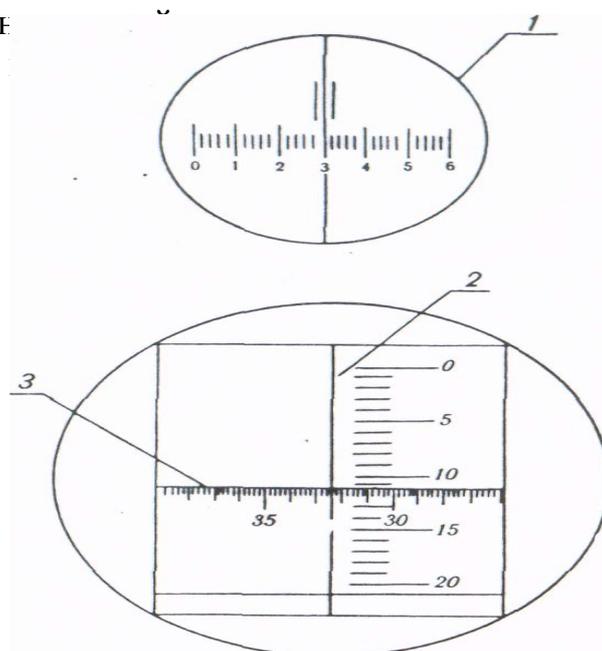


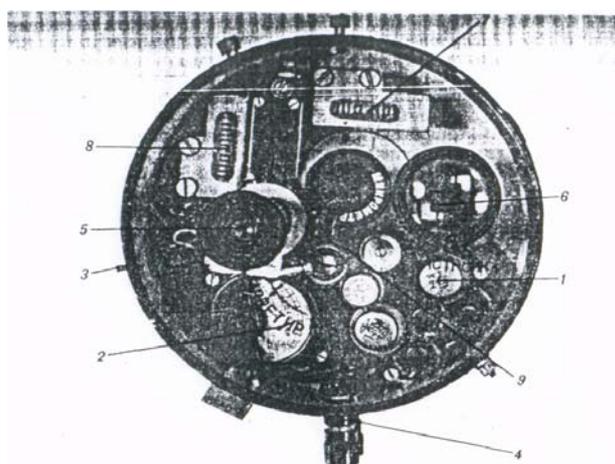
Рисунок 68 - Измерительное устройство гравиметра ГНШ-МТ2

1 — окуляр для наблюдения светового индекса; 2 — счетчик оборотов микрометричного винта; 3 — счетчик долей оборота микрометричного винта. Отсчет — 11.323

В гравиметре ГНШ-МТ2 все детали управления двухступенчатым термостатом (электронные реле) 1 смонтированы на верхней плате прибора рисунок 68. Здесь также находятся: амперметр 2 для контроля нагрева термостата, тумблер 3 включения "освещения, клеммы 4 для подключения питания прибора, окуляр для наблюдения светового индекса 5, лупа отсчетного устройства 6, уровни 7 и 8, арретир 9 и другие элементы прибора. Ось уровня 7,

перпендикулярная индексу, параллельна рычагу маятника, ось. уровня 8 — параллельна оси его перемещения.

В полевых условиях разрешается производить только те регулировки и устранения неисправностей, которые не связаны со вскрытием прибора. Операции, требующие вскрытия внутренних частей гравиметра, а также юстировка упругой системы гравиметра могут осуществляться только опытным специалистом в лабораторных или заводских условиях.



1—электронное реле; 2 —амперметр; 3 — тумблер включения освещения; 4~ клеммы для подключения электропитания; 5 — окуляр; 5 — лупа отсчетного устройства; 7, 8 — цилиндрические уровни; 9 — арретир

В пособии технические характеристики, поверки и исследование приборов не рассматриваются.

Рисунок 68- Верхняя плата гравиметра ГНШ-МТ2

### 20.5.2 Методика определения ускорения силы тяжести с точностью 0,5 и 1,0 мГал.

Определение ускорения силы тяжести с точностью 0,5 и 1,0 мГал производят с помощью гравиметров ГНШ-МТ2 и ГНК-К2 (при определении силы тяжести с точностью 0,5 мГал предпочтительнее использовать гравиметры ГНШ-МТ2). Измерения выполняют тремя комплектами гравиметров.

Расчет, выполняющий гравиметрические работы, должен состоять из одного инженера-оператора и двух помощников.

Ускорение силы тяжести с точностью 0,5 и 1,0 мГал определяют не менее чем от двух пунктов государственной гравиметрической РФ и не менее чем двумя независимыми рейсами рисунок 69.



Рисунок 69 - Определение приращений силы тяжести на определяемом пункте относительно пунктов государственной гравиметрической сети РФ

В качестве транспорта при выполнении рейсов используют автомашину, вертолет или самолет. Транспортировка гравиметров производится только в присутствии инженера-оператора. Определение ускорения силы тяжести включает:

- подготовительные работы;
- полевые определения;
- обработку полевых материалов. Продолжительность рейса должна быть не более 12 ч (24 ч)

В случае аварий транспорта, плохих дорог (малой скорости передвижения) и т. д. продолжительность рейса может быть увеличена до 24 ч (48 ч). В этом случае в рейсе намечают контрольные, равномерно расположенные по времени пункты на которых производят наблюдения, рисунок 70, для контроля смещения нуля пунктов приборов: при продолжительности рейса до 18 ч (36 ч) — один пункт; при продолжительности рейса от 18 до 24 ч (36—48 ч) — два пункта.



Рисунок 70 - Схема рейса с контрольным пунктом

Пункты, определяемые с точностью 0,5 и 1,0 мГал, должны быть надежно закреплены на местности. Поэтому их следует, как Правило, совмещать с верхними центрами пунктов ГГС или располагать у стен долговременных сооружений (капитальные здания, водонапорные башни и т. п.). При выполнении работ в сокращенные сроки гравиметрические пункты могут быть закреплены подручными средствами (деревянные колья, столбы, валуны и т. д.). Гравиметры устанавливают на земле на расстоянии 1—2 м от центра геодезического пункта или стены здания. На высоте 1,5—2 м на основном

столбе геодезического знака или на стене Здания укрепляется металлический опознавательный знак, пример которого дан на рисунке 71. Контрольные пункты постоянными центрами не закрепляются.

Подготовительные работы.

Перед началом работ необходимо:

- составить проект предполагаемых гравиметрических работ;
- произвести исследование Гравиметров.



Рисунок 71 - Опознавательный знак

Проект гравиметрических работ составляют на топографической карте масштаба 1: 500 000. На нее наносят пункты государственной гравиметрической сети РФ (не менее двух пунктов) и определяемые пункты. Окончательное уточнение расположения определяемых пунктов и выбор (предполагаемых маршрутов движения производят на картах масштаба 1: 100 000 или крупнее). В случае необходимости следует провести рекогносцировку района работ.

Исследования гравиметров проводят по методике, изложенной в главе VI, и результаты записывают в полевой журнал.

Полевые определения. Для определения «смещения нуляпункта» гравиметра каждый рейс должен начинаться и заканчиваться на опорном гравиметрическом пункте. Наблюдения в рейсе выполняют по одной из двух программ.

Первая программа:

- наблюдения на опорном гравиметрическом пункте;
- наблюдения на определяемом пункте,
- наблюдения на опорном гравиметрическом пункте.

Вторая программа:

- наблюдения на определяемом пункте;
- наблюдения на опорном гравиметрическом пункте,
- наблюдения на определяемом пункте.

Перед каждым рейсом гравиметры проверяют и в случае необходимости производят перестройку диапазона, проверку и регулировку уровней.

Перестройку диапазона гравиметра выполняют с целью обеспечения возможности измерения предполагаемых разностей силы тяжести, которые могут оказаться в рейсе.

Предполагаемые значения разности силы тяжести рассчитываются по нормальному полю с учетом высот пунктов.

Приближенную оценку разности силы тяжести между начальным пунктом и любым другим пунктом в рейсе выполняют по формуле

$$\Delta g_{1,2} = 85(B_2 - B_1) - 31(H_2 - H_1), \quad (55)$$

где,  $B_2 - B_1$  — разность широт пунктов, градусы;

$H_2 - H_1$  — разность высот пунктов, сотни метров;

$\Delta g_{1,2}$ , — разность силы тяжести, мГал.

Первому наблюдению перед выездом в рейс должна предшествовать 20—30-минутная «обкатка» гравиметров в типичных для рейса условиях.

Интервал времени между окончанием первого рейса и началом второго рейса должен быть не менее 2 ч. Расхождения между крайними значениями приращений силы тяжести, полученными по каждому из трех приборов после обработки рейса, не должны превышать 2 мГал. Расхождение между значениями ускорения силы тяжести, полученными от разных опорных гравиметрических пунктов, не должно быть больше 1 мГал (2 мГал).

В рейсах продолжительностью более 14ч (24ч) для контроля смещения нуля гравиметров сравнивают по участкам приращения силы тяжести  $\Delta g$ , полученные при проложении рейса каждым прибором „прямо" и „обратно", при этом расхождение ( $\Delta g_{\text{пр.}} - \Delta g_{\text{обр.}}$ ) —  $\Delta g$  по каждому гравиметру на участке не должно быть более 3 мГал (4 мГал). При больших значениях  $\Delta g$  рейс должен быть проложен заново.

В обработку рейса включаются все пункты, на которых произведены измерения, в том числе и пункты, служащие только для определения смещения нуля гравиметров в рейсе.

При несоблюдении допусков выполняют повторные измерения. Их общее количество не должно превышать 30 % от всех наблюдений. Если бракуются измерения на опорном пункте, то повторно переделывается весь рейс. В остальных случаях в повторный рейс включают пункты, требующие переделки. Повторные измерения выполняют тремя гравиметрами с соблюдением всех указанных допусков.

При измерениях гравиметры вынимают из транспортировочных ящиков, устанавливают на прочном основании, обеспечивающем необходимую устойчивость прибора. После установки и предварительного горизонтирования прибора включают освещение, гравиметры ГНШ-МТ2 разарретируют и микрометренным винтом измерительного устройства подводят индекс к отсчетному (нулевому) штриху шкалы.

Разарретирование гравиметра ГНШ-ЧТ2 выполняют медленным и плавным движением ручки арретира до упора в сторону надписи «ОТКРЫТО» (разарретирование выполняется обязательно при установленных уровнях), затем вращением ручки микрометра подводят подвижный светящийся индекс к биссектору окулярной шкалы.

После разарретирования перед снятием отсчетов следует выждать не менее двух минут, необходимых для стабилизации упругой системы.

Затем прибор точно горизонтируют и плавным движением микрометренного винта счетчика совмещают середину светлой полосы индекса

со средним отсчетным (нулевым) штрихом шкалы. Последний доворот винта производят только вращением по ходу часовой стрелки. После первого наведения записывают время наблюдения и первый отсчет. Для повышения точности наблюдений совмещение изображений индекса с отсчетным штрихом делают три раза, каждый раз записывая отсчет по счетчикам оборотов. При повторном совмещении микрометрический винт предварительно поворачивают на небольшой угол против хода часовой стрелки.

Расхождение между отсчетами на пункте не должно превышать двух наименьших делений счетчика микрометрического винта узкого диапазона гравиметра ГНК-К2 (0,02 об) или 0,03 об винта широкого диапазона у гравиметров обоих типов. В противном случае наблюдения повторяются.

После снятия отсчетов прибор обязательно арретируют. Величина смещения нуля гравиметров различна при остановках и во время переезда, поэтому при остановках (стоянках) в рейсе продолжительностью более 1 ч (ночевка, неисправность автомашины и т. д.) необходимо производить отсчеты по гравиметрам в начале и в конце остановки с целью исключения величины смещения нуля за время стоянки. Для выполнения наблюдений гравиметры снимают с автомашины и устанавливают, как указано выше.

При выполнении гравиметрических работ в полевой журнал записывают следующие данные:

- номер рейса;
- дату и фамилию наблюдателя,
- название и номер пункта,
- время наблюдения (с точностью до минуты),
- отсчеты по гравиметру.

Образцы записей в полевом журнале наблюдений гравиметрами ГНК-К2 приведены в таблицах 19, 20, 21.

Таблица 19 – Образец записи наблюдений в журнале (обычный рейс)

Рейс № 1

Гравиметр ГНК-2 №152

А августа 2006г. Наблюдатель Петров 5 августа 2006г. Наблюдатель Петров

№, название пункта опорн. Осокино №, название пункта доп. опорн. Кочки

время	Отсчёты по гравиметру	примечания	время	Отсчёты по гравиметру	примечания
10 <sup>h</sup> 18 <sup>m</sup>	8.465 464 464		11 <sup>h</sup> 36 <sup>m</sup>	5.311 308 308	
	8.464			5.309	

№,название пункта доп. Опорн. Чижи			№,название пункта опорн. Осокино		
10 <sup>h</sup> 54 <sup>m</sup>	6.325 325 325	На уровне ст. №111 в с. Холки (задание школы)	12 <sup>h</sup> 45 <sup>m</sup>	8,472 470 471	
	6,326			8,471	

Таблица 20 - Образец и обработка наблюдений в журнале (рейс со стоянкой)  
 Рейс №3  
 6 августа 2006г. Наблюдатель Петров  
 №,название пункта опорн. Пермьково  
 (ночѐвка)

№,название пункта стоянка

время	Отсчѐты по гравиметру	примечания	время	Отсчѐты по гравиметру	примечания
8 <sup>h</sup> 15 <sup>m</sup>	7,671 673 670 7,671		22 <sup>h</sup> 30 <sup>m</sup>	8,444 443 442 8,443 8,471 468 470 8,470	$\Delta T_{ст}^h = -8,50^h$ $\Delta S_{ст.} = -0.027$
№,название пункта №8			7 август, №, название пункта опорн. Пермьково		

19 <sup>h</sup> 45 m	10,357 359 357		14 <sup>h</sup> 4 <sup>m</sup> +24,00	7,733 731 732	
	10,358		38 <sup>h</sup> 35 -8,50	7,732 -0,027	
			29,85	7,705	

Таблица 21 – Образец записи в журнал рейса, начинающегося на одном и заканчивающегося на другом опорном пункте

Рейс №4

9 августа 2006г. Наблюдатель Петров

№, название пункта опорн. Симакينو

время	Отсчёты по гравиметру	примечания	время	Отсчёты по гравиметру	примечания
10 <sup>h</sup> 30 <sup>m</sup>	4,517 518 519		16 <sup>h</sup> 00 <sup>m</sup>	4,000 002 001	
	4,518			4,001	
№, название пункта № 1			№, название пункта опорн. Лемехово		
12 <sup>h</sup> 18 <sup>m</sup>	1,218 216 219	)	19 <sup>h</sup> 30 <sup>m</sup>	6,708 707 708	
	1,218			6,708	

Обработка полевых материалов. Обработку результатов полевых измерений при наблюдениях гравиметрами ГНК-К2 № 152 производят в следующем порядке.

Из полевых журналов в ведомость вычисления дг (таблица 22) выписывают:

Таблица 22 – Ведомость вычисления приращений силы тяжести  $dg$  по полной схеме

5 августа 2006г. Рейс № 1 Гравиметр ГНК-К2 №152

Название или номер пункта	T	S', об	$\Delta T$	$\Delta a$ , об	S, об	$\Delta S$ , об	C, мГал/об	$\Delta g$ , мГал
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Опорн. Осокино	10,30 <sup>h</sup>	8.464	0 <sup>h</sup>		8.464			
Доп. опорн. Чижи	10.90	6.238	0.60	0.002	6.326	2.138	50.111	07.1
Доп. опорн. Кочки	11.60	5.308	30	0.004	5.304	3.160	50.111	58.4
Опорн. Осокинл	12.75	8.471	2.45	0.007	8.464			

$$a = \frac{+0.007}{2.45} = +0.0029 \text{ Об/ч}$$

- в графу 1- название или номер наблюдаемого пункта;
- в графу 2 – время наблюдения  $T^h$ , (до сотых долей часа);
- в графу 3 – среднее отсчёты по гравиметру  $S'$

Затем в графу 4 записывают величину  $\Delta T^h$ , выражающую в часах и долях часа промежуток времени между моментами наблюдений на начальном пункте рейса и на каждом последующем пункте рейса и на каждом последующем пункте:

$$\Delta T_i^h = T_i^h - T_{\text{Нач.}}^h \quad (56)$$

Часовое смещение нуля гравиметра вычисляют по формуле

$$a = \frac{\Delta S'_{\text{нач.}}}{\Delta T_{\text{нач.}}^h} \quad (57),$$

где  $\Delta S'_{\text{нач.}}$  - разность средних отсчетов на опорном пункте в начале и в конце рейса;

$\Delta T_{\text{нач.}}^h$  — промежуток времени между наблюдениями на опорном пункте в начале и в конце рейса.

Поправку за смещение нуля гравиметра получают по формуле:

$$\Delta a_i = -a \Delta T_i^h \quad (58)$$

и записывают в графу 5. Исправленный поправкой за смещение нуля гравиметра отсчет записывают в графу 6.

Приращения силы тяжести  $\Delta S$  на определяемых пунктах относительно опорных, выраженные в делениях счетчика микрометрического винта гравиметра, заносят в графу 7. Они вычисляются по формуле:

$$\Delta S_i = S_i - S_{\text{опорн.}} \quad (59)$$

Перевод делений счетчика в значение приращения ускорения силы тяжести осуществляют по формуле :

$$\Delta g_i = \Delta S_i C \quad (60)$$

где  $C$  — цена оборота счетчика микрометрического винта (графа 8).

Для гравиметров, имеющих нелинейную шкалу счетчика микрометрического винта, цену оборота снимают с графика определения цены оборота счетчика гравиметра по аргументу «среднее из исправленных отсчетов на опорном и определяемом пунктах»

$$\frac{S_{\text{опорн.}} + S_i}{2} \quad (61)$$

Вычисленное значение приращения силы тяжести  $\delta g$  (в мГал) на определяемом пункте записывают в графу 9.

При обработке рейсов, в которых были длительные стоянки, время этих стоянок  $\Delta T_{\text{ст.}}$  и разность отсчетов  $\Delta S_{\text{ст.}}$ , полученных при наблюдениях в начале и в конце рейса, исключают соответственно из общей продолжительности рейса и средних отсчетов по гравиметрам. Поправки в наблюдения вводят на всех последующих пунктах непосредственно в журналах. Обработка рейса со стоянкой приведена в таблицах 23 и 24. Ведомость вычисления ускорения силы тяжести по полной схеме приведена в таблице.

Таблица 23 – Ведомость вычисления ускорения силы тяжести по полной схеме (рейс со стоянкой)

6 августа 2006г.

Рейс №3

Гравиметр ГНК-К2 №152

Название или номер пункта	T	S,об	$\Delta T, \text{о}$ б	$\Delta a, \text{о}$ б	S,об	$\Delta S, \text{о}$ б	C, мГал /об	$\Delta g,$ мГа л	$g_{\text{опорн.}}$ мГал	$g,$ мГал	$g_{\text{ср.}}$ мГа л
Опорн. Пермь ково	8.2 5 <sup>h</sup>	7.67 1	0 <sup>h</sup>	-	7.67 1	+2.6	- 50.11	- 133.	981 35 9.2	981 22 5.4	
№8	9.7 5	10.3 58	11.5 0	0.01 7	10.3 41	70	1	8			
Опорн. Пермь кова	9.8 5	7.70 5	21,6 0	- 0.03 4	7.67 1						

$$a = +0,034/21,6 = +0,0015 \text{ об ч.}$$

Таблица 24 –Ведомость вычисления ускорения силы тяжести по полной схеме (рейс начинается на одном и заканчивается на другом опорном пункте)

9 августа 2006г.

Рейс №4 Гравиметр

ГНК-К2 №160

Название или номер пункта	T	S', об	$\Delta T, об$	$\Delta a, об$	S, об	$\Delta S, об$	C, мГал/об	$\Delta g, мГал$	$g_{опорн.}$ мГал	g, мГал
Опорн. Симакино	10.5 <sup>h</sup>	4.518	0 <sup>h</sup>	0	4.52				981 342.5	981225.4
№1	12.3	1.218	1.8	-0.04	1.18	-3.34	-	+167.	2	542.6
№2	16.0		5.5	-0.12	3.88	-6.64	50.111	4		
Опорн. Лемехово	19.5	6.708	9.0	-0.19	4.52		50.111	+32.7		

$$g_{опорн. I} = 981\ 342.5 \text{ мГал}$$

$$g_{опорн. II} = 981\ 242.1 \text{ мГал}$$

$$a = (4.708 - 4.518) / 9.0 = +0.021 \text{ об/ч}$$

$$\delta g_{опорн.} = -100.4 \text{ мГал}$$

$$\Delta g_{опорн.} = -100.4 / -50.111 = 2.00 \text{ об}$$

$$S_{опорн.} = 6.708 - 2.00 = 4.708 \text{ об}$$

Обработку результатов полевых измерений при наблюдениях гравиметрами ГНШ-МТ2 производят в следующем порядке.

Из полевых журналов в ведомость вычисления  $\delta g$  таблица 15 выписывают:

Таблица 25 – Ведомость вычисления ускорения силы тяжести

7 августа 2006г.

Название или номер пункта	T <sup>h</sup>	S', об	$\Delta S, об$	S=S+ $\Delta S, об$	$g_u = SC, мГал$	$\Delta T^h$	$\Delta a, об$	$g_u, мГал$	$\delta g, мГал$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
№1	8,67 <sup>h</sup>	8,5781	0,026	8,604	536,45	0,00 <sup>h</sup>	0,00	536,45	0,00
№2	10,32	1,5451	0,042	11,587	722,42	1,95	-0,04	722,38	+185,9
№3	11,80	4,3841	0,060	14,444	900,58	3,13	-0,07	900,51	3
№4	12,75	6,8961	0,076	16,972	1058,1	4,08	0,10	1057,0	+364,0
№2	14,43	1,547	0,042	11,589	9	5,76	-0,13	9	6
№1	15,70	8,578	0,028	8,606	722,54	7,03	-0,16	722,41	+521,5
					536,59			536,43	4
									+185,9
									6



по этому же образцу. Полевую обработку журнала наблюдений выполняют по прибытии из рейса в тот же день.

Значение ускорения силы тяжести на определяемом пункте вычисляют по формуле:

$$g_i = g_{\text{опорн.}} \pm \delta g_i \quad (67)$$

и записывают в ведомость вычисления ускорения тяжести  $g$  таблица 25. В эту ведомость вписывают:

Таблица 26- Ведомость вычисления ускорения силы тяжести

Названия опорного пункта	Дата рейса	$\delta g$ по гравиметрам			$\delta g_{\text{ср.}}$	$g_{\text{опорн.}}$	$g_{\text{опред.}}$
		№152	№160	№231			
1	2	3	4	5	6	7	8
Пункт Чижки рейс №1							
Осокино	5.8.2006	+15.5	+15.3	+15.7	+15.5	981 339.25	981 354.8
Опарино	8.8.2006	-15.1	-14.9	-15.6	-15.2	981 370.00	354.8
						Среднее: 981 354,8	
Пункт Кочки рейс №2							
Осокино	5.8.2006	+23.3	+23.0	+23.6	+23.3	981 339.25	981 362.6
Опарино	8.8.2006	-7.2	-8.6	-8.2	-8.0	981 370.00	362.0
						Среднее: 981 362,3	

- из каталога пункта государственной гравиметрической сети РФ значения ускорения силы тяжести на опорных пунктах  $g_{\text{опорн}}$

- из ведомости вычисления  $\delta g$  — значения приращений силы тяжести на определяемых пунктах по всем приборам. Для каждого рейса по трем приборам получают среднее значение приращений силы тяжести  $\delta g_{\text{ср.}}$

По каждому рейсу вычисляют значения ускорения силы тяжести  $g$ . Далее вычисляют среднее значение  $g$  на пункте.

Для всех определяемых пунктов, полученных с точностью 0,5 и 1 мГал, составляют карточный каталог. Образец карточки гравиметрического пункта дан в таблице 27.

Карточный каталог пересылают установленным порядком в организацию, занимающуюся систематизацией материалов и составлением каталогов.

### 20.5.3 Методика определения ускорения силы тяжести с точностью 2 и 5 мГал.

Определение ускорения силы тяжести с точностью 2 и 5 мГал включает те же этапы, что и при выполнении гравиметрических определений с точностью 0,5 и 1,0 мГал.

Организация работ аналогична указаниям, изложенным в «Методике определения ускорения силы тяжести с точностью 0,5 и 1,0 мГал».

Ускорения силы тяжести с точностью 2 и 5 мГал /определяют от пунктов государственной гравиметрической сети РФ или гравиметрических пунктов, определенных с точностью 0,5 мГал. Ускорения силы тяжести с точностью 5 мГал могут быть получены также от пунктов, определенных с точностью 1 мГал.

Пункты, на которых определяются ускорения силы тяжести с точностью 2 и 5 мГал, при необходимости закрепляют на местности подручными средствами. Гравиметрические работы с точностью 2 и 5 мГал выполняют тремя гравиметрами одним рейсом.

В зависимости от условий работ могут использоваться два вида рейсов: кольцевой, начинающийся и заканчивающийся на одном и том же опорном гравиметрическом пункте, и маршрутный, начинающийся на одном и заканчивающийся на другом опорном гравиметрическом пункте.

Таблица 27 - Каталог гравиметрических пунктов

Трапедия 1:200 000 \_\_\_\_\_

1:200 000 \_\_\_\_\_

Название (номер)

пункта \_\_\_\_\_

Организац ия	Опорны й пункт	Ускоре ние силы тяжест и мГал	Прямоуг ольные координ аты	Географ ические координ аты	Высота в Балтийск ом море, м	Аномалии, мГал			
						В свобо дном возде хе	Буге		
(класс , название)		g = _____ m	x = _____	φ= _____	_____		=2, 3 г/с м <sup>3</sup>	δ=2,6 7 г/см <sup>3</sup>	_____
од ра бо т	№ по катал огу					Коо рдинаты			
		φ= _____ α= _____ g <sub>опо</sub> p. = _____ —	Средние квадратические ошибки						

--	--	--	--	--	--	--	--	--

В данном случае средняя кв.ош.( m) - средняя квадратическая ошибка определения g на пункте, принимается равной 0,5 или 1,0 мГал, в зависимости от методики наблюдения.

Наблюдения в рейсе выполняют по программе:

- наблюдения на опорном гравиметрическом пункте;
- наблюдения на определяемых пунктах;
- наблюдения на опорном гравиметрическом пункте.

Продолжительность рейса не должна превышать 48 часов максимальные расхождения между значениями ускорений силы тяжести полученными по трем гравиметрам после обработки рейса не должны превышать 5 и 10 мГал при точностях определения 2 и 5 соответственно.

При несоблюдении допусков выполняют повторные измерения, общее число которых не должно превышать 30 % всех измерений в рейсе. В этом случае в повторный рейс включают пункты, требующие перенаблюдений. При большем числе забракованных изменений, а также при несоблюдении допусков на опорном пункте, повторяется весь рейс.

**Обработка и оформление материалов выполняется в соответствии с разделом**

Географические координаты определены по карте масштаба \_\_\_\_\_ изд. 20\_\_ г. Высота получена \_\_\_\_\_

Прямоугольные координаты \_\_\_\_\_ получены \_\_\_\_\_

Пункт совмещён с пунктом триангуляции (полигонометрии) \_\_\_\_\_ каталог изд. 20\_\_ г, № по каталогу \_\_\_\_\_

Описание местоположения и закрепления пункта на местности, типы применяемых гравиметров \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

Исполнитель \_\_\_\_\_

Карточку составил \_\_\_\_\_ Проверил \_\_\_\_\_

Принял \_\_\_\_\_

## **21 Использование GPS– технологий при строительстве автомобильных дорог**

В современном строительстве автомобильных дорог и сооружений на них, наряду с широким использованием средств и методов электронной и лазерной геодезии, GPS-технологии стали находить все более широкое применение для решения следующих задач:

- детальная разбивка трасс автомобильных дорог; детальная разбивка земляного полотна; геодезическое сопровождение строительных процессов; управление работой строительных машин и механизмов; создание разбивочных сетей при строительстве мостов, путепроводов, наземной тоннельной триангуляции;

- GPS-сопровождение строительных работ при сооружении опор, береговых устоев, монтаже пролетных строений и сооружении мостового полотна мостов и путепроводов;

- контроль точности и качества строительно-монтажных работ.

## **22 Наземно-космическая топографическая съемка местности**

Наземно-космические топографические съемки местности с использованием технических средств и технологий спутниковых навигационных систем «NAVSTAR» (США) и отечественной «ГЛОНАСС» производят в системе координат 1942 г. (с эллипсоидом Ф.Н.Красовского в качестве поверхности относимости и прямоугольной проекции Гаусса—Крюгера). Высоты точек местности определяются в Балтийской системе высот 1971 г.

Топографическая съемка местности с использованием GPS-систем уровня точности картографии и ГИС типа «Pathfinder Pro XL» может осуществляться по нескольким технологическим схемам.

Топографическая съемка открытой местности. Планово-высотное обоснование этой съемки заключается в установке дифференциальной базовой DGPS-станции на одном из пунктов государственной геодезической сети, либо на специальном пункте сети сгущения, размещаемом на возвышенном месте с привязкой его к пунктам государственной геодезической сети традиционными методами наземной геодезии.

Базовая DGPS-станция обеспечивает ретрансляцию поправок к собственным измерениям координат переносными GPS-приемниками по псевдодальностям до рабочего созвездия спутников. Съемкой охватывается участок местности в радиусе до 10 км с субдециметровой точностью, достаточной для подготовки крупномасштабных планов инженерного на-

значения и цифровых моделей местности ЦММ. Число речников ограничивается только количеством имеющихся в наличии у организации производящей работы GPS-приемников. Съёмочные работы можно производить практически при любых погодных условиях: в туман, дождь. При снегопаде, сильной запыленности и в темное время суток. Для обеспечения работы по производству топографических съёмок В реальном масштабе времени (т. е. в движении) необходимо перед началом съёмочных работ произвести инициализацию (присвоение начальных значений) переносных GPS-приемников, которую осуществляют в помощью контроллера, где кроме того выбирают единицы измерений системы координат, в которых предполагается выполнение топографической съёмки.

Речники перемещаются по заранее намеченным маршрутам, фиксируя как при обычной тахеометрической съёмке все характерные точки местности (переломные точки рельефа, ситуационные и другие характерные точки местности). Координаты точек местности, появляющиеся на дисплее контроллера, записываются на магнитные носители информации простым нажатием кнопки.

Получение информации о местности в цифровом виде на магнитных носителях информации обеспечивает возможность проведения постизмерений в камеральных условиях для уточнения полученных результатов и последующую автоматизированную подготовку топографических планов на плоттерах, и подготовку ЦММ для автоматизированного проектирования.

Схему опережающего создания съёмочных геодезических сетей используют при производстве топографических съёмок в закрытой местности, где необходима рубка визирок и просек, установка и закрепление съёмочного планово-высотного обоснования. Дальнейшая топографическая съёмка в лесу может осуществляться комбинированным способом, т. е. с использованием традиционных методов и схем наземной тахеометрии и методами GPS-съёмки с использованием GPS-систем, Tina «Pathfinder Pro XL», обеспечивающих работу под кронами деревьев.

Схему постизмерений используют по окончании полевых работ, для чего информацию с подвижных GPS-приемников и базовых DGPS-станций заносят в память компьютера и с использованием специального программного обеспечения добиваются повышения точности спутникового позиционирования.

## **23 Использование GPS-технологий при изысканиях автомобильных дорог**

В рамках современной технологии изысканий автомобильных дорог при проектировании на уровне САПР-АД, а также при традиционных изысканиях, наряду с широким применением электронной наземной геодезии (электронные тахеометры, светодальномеры, регистрирующие нивелиры и т. д.),

аэрофотосъемки и наземной стереофотограмметрии GPS-технологии в настоящее время стали находить все более широкое применение для решения следующих задач:

- топографические крупномасштабные съемки местности на полосе варьирования трассы и для проектирования различных сооружений автомобильных дорог;

- привязка геологических выработок и пунктов геофизических измерений на полосе варьирования трассы;

- создание планово-высотных обоснований аэросъемок, фототеодолитных и тахеометрических съемок местности;

- использование в качестве аэронавигационного оборудования при производстве аэросъемок различных видов и назначения;

- разбивка трасс автомобильных дорог с продольным GPS-нивелированием; съемка поперечников;

- привязка геологических выработок и точек геофизических измерений о трассе автомобильных дорог;

- привязка водопостов, съемка гидростворов и морфостворов, GPS-сопровождение гидрометрических работ (подводные съемки, измерения Направлений, скоростей течения и расходов воды в реках, измерения расходов руслоформирующих наносов и т. д.);

- планово-высотная привязка следов выдающихся и исторических паводка на местности; съемка пересечений коммуникаций;

- кинематические (с движущегося автомобиля) съемки плана и профиля дорог при изысканиях реконструируемых автомобильных дорог; измерение траекторий автомобилей, параметров и режимов движения транспортных потоков на существующих автомобильных дорогах.

Следует иметь в виду, что в ближайшем будущем GPS-технологии будут постепенно вытеснять традиционные методы и технологии производства изыскательских работ на автомобильных дорогах.

## **24 Литература, рекомендуемая для изучения тем**

1. Инженерная геодезия: учебное пособие для ВУЗов / под ред. Г.А.Федотова, М.: «Высшая школа», 2007 – 463с.
2. Основы спутниковой геодезии: учебное пособие / под ред. А.А. Изотова, М.; «Недра», 1984 – 320с.
3. Руководство по эксплуатации: «Электронный тахеометр 3Та5Р», УОМЗ, 2005.– 89с.
4. Гравиметрия: учебное пособие для ВУЗов / под ред. А.П.Юзефовича, М.: «Недра», 1990- 319с.