МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество
АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра Системы управления летательных аппаратов

«Допущен к защите»
Заведующий кафедрой Шамсутдинов
Нурлан Кадырович
(ФИО, ученая степень, звание)
(подпись) «08» июня 2016 г.

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка системы комплексной связи с малыми беспилотниками

Специальность Системы автоматического управления летательными аппаратами

Выполнил (а) Ауб А.А.
(Фамилия и инициалы) (группа)

Научный руководитель Шамсутдинов Н.К. к.т.н. профессор
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)

Консультанты:
по экономической части:
Бекманова А.Н. к.э.н. доцент
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «08» 05 2016 г.

по безопасности жизнедеятельности:
Ешмуратов М.К. д.т.н., профессор
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «08» июня 2016 г.

по применению вычислительной техники:
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «__» _____ 20__ г.

Нормоконтролер: Шамсутдинов Н.К. к.т.н., профессор ВАК
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «08» 06 2016 г.

Рецензент:
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «__» _____ 20__ г.

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество

АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Радиотехнических и информационных технологий
Специальность Системы обработки и управления летательными аппаратами
Кафедра Систем управления аэрокосмических технологий

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студент Арап Артур Андреевич
(фамилия, имя, отчество)

Тема проекта Разработка системы радиосвязи с малыми микроспутниками

утверждена приказом ректора № 21 от «10» марта 2016 г.
Срок сдачи законченной работы «__» _____ 20__ г.
Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта
Масса аппаратов 5-8 кг.
Орбита низкоорбитальная высотная 200-400 км от поверхности Земли

Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта:
Введение
1. Специальная часть
1.1. Классификация и краткий хар-ка космических систем связи
1.2. Классификация и краткая хар-ка микроспутников
1.3. Особенности космических систем связи создаваемых с малыми микроспутниками.
2. Экономическая часть
2.1. Расчет материальных затрат
2.2. Расчет стоимости космических систем связи создаваемых с малыми микроспутниками.
3. Охрана БЖД
3.1 Меры как достичь наибольшей опасности для окруж. среды
3.2. Разработка технологии на производство.

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

Рекомендуемая основная литература

1. Ивлев В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.: ил.
2. Иванов Н.М., Лисов Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.
3. Бортовые системы управления космическим аппаратом: Учебное пособие / Бруевич А.Г., Бурдинов Б.Г., Гридасов С.В. и др. Под ред. А.С. Сырова. – М.
4. Обвинцева О.Е., Силаруянов Ю.Г. Основы динамики космического полета: Учеб. пособие. – М.: Наука: Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 496 с.

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
Экономическая часть	Бегишева А.И.		
Безопасность выполнения	Оносов М.Н.	[illegible]	
Нормоконтроль	Шилкина И.И.	[illegible]	

ГРАФИК
подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание

Дата выдачи задания «05» ноября 2015 г.

Заведующий кафедрой _____ (подпись) _____ (Фамилия и инициалы)

Руководитель _____ (подпись) _____ (Фамилия и инициалы)

Задание принял к исполнению студент _____ (подпись) _____ (Фамилия и инициалы)

Аннотация

Дипломный проект посвящен разработке одной из систем космической связи при помощи наноспутников, которая в дальнейшем будет использоваться для определения точных координат спутника, а также его расстояния и времени.

Структура дипломного проекта состоит из введения четырех разделов, заключения и списка литературы, общий объем дипломного проекта составляет 81 страниц.

Аңдатпа

Дипломдық жоба, кейінірек серігінің нақты координаттарын, сондай-ақ оның қашықтықты және уақытын анықтау үшін пайдаланылатын, нано-серіктердің көмегімен ғарыштық байланыс жүйелерін дамытуға арналған. Дипломдық жоба кіріспеден, төрт бөлімнен, қорытындыдан және пайдаланылған әдебиеттер тізімінен тұрады. Дипломдық жобаның жалпы көлемі 81 бет.

Annotation

The diploma project is dedicated to the development of a space-based communication systems using nano-satellites, which later will be used to determine the exact coordinates of the satellite, as well as its distance and time.

The structure of the degree project consists of the introduction of four sections, conclusion and list of references, the total amount of the degree project is 81 pages.

Оглавление

Введение 7
1. Система космической связи ..... **Ошибка! Закладка не определена.**
1.1 Особенности и виды системы связи 8
1.2 Алгоритм измерения расстояния от точки наблюдения до спутника 10
1.3 Общие принципы определения координат с помощью GPS 11
1.4 Факторы снижения точности определения координат 13
1.5 Критерии классификация космических аппаратов 15
1.6 Классификация космических аппаратов по массе 16
1.7 Основные стадии и этапы создания наноспутников 17
1.8 Классификация космических аппаратов 18
1.9 Бортовые системы наноспутников 35
2. Оценка ошибки измерений GPS данных 38
2.1 Система глобального позиционирования GPS 38
2.2 Характеристики GPS – модуля NEO-6M-001**Ошибка! Закладка не определена.**
2.3 Протокол передачи географических данных NMEA 45
2.4 Прием данных с GPS – модуля. Определение географических координат местоположения с помощью программной среды u-center 49
2.5 Методы анализа точности позиционирования 54
2.6 Вычисление радиуса окружности ошибки (CEP) для оценки точности GPS-измерений 55
3. Технико-экономическое обоснование системы связи наноспутника 57
3.1 Цель и задачи проекта 57
3.2 Расчет затрат на выполнение разработки программы для системы связи наноспутника 58
3.2.1 Расчет затрат на техническое обеспечение проекта 58
3.2.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе 59
3.2.3 Определение сроков реализации проекта 60
3.3 Затраты на разработку системы 61
3.3.1 Расчет фонда оплаты труда 62
3.3.2 Расчет затрат по социальному налогу 65
3.3.3 Расчет амортизационных отчислении 65
3.3.4 Расчет затрат на электроэнергию 66
3.3.5 Расчет накладных расходов 67
3.4 Цена реализации 68
4. Безопасность жизнедеятельности 71
4.1 Гептил как источник наибольшей опасности для окружающей среды 71
4.2 Влияние гептила на организм человека 72
4.3 Расчет на определение выброса гептила при аварии**Ошибка! Закладка не определена.**
4.4 Химические и физические свойства.... **Ошибка! Закладка не определена.**
Заключение 80

Список литературы 81

Введение

В наши дни изучение и освоение космического пространства требуют разработки и создания космических аппаратов различного рода назначения. В настоящее время наибольшее практическое применение получают автоматические непилотируемые космические аппараты для формирования глобальной системы связи, телевидения, навигации и геодезии, передачи информации, изучения погодных условий и природных ресурсов Земли, а также исследования дальнего космоса. Для их создания необходимо обеспечить очень жесткие требования по точности ориентации аппарата в космосе и коррекции параметров орбиты, а это требует повышения энерговооруженности космических аппаратов.

Одной из важнейших бортовых систем любого космического аппарата, без которой вывод спутника на орбиту практически невозможен, является система связи. В данном дипломном проекте я хотел бы более детально рассказать о системе связи и слежении за космическим аппаратом, в моем случае наноспутником.

Цель дипломной работы – разработка системы связи, с помощью которой бы можно было осуществить слежение и определения точного местоположения спутника.

Задачи моего дипломного проекта это:

Сборка схемы коммутации для подключения к компьютеру;

Конвертирование алгоритма данных (NMEA National Marine Electronics Association или текстовый протокол связи морского оборудования), поступающих с приемника, в моем случае долготы и широты;

Преобразование данные в координаты, подходящие для сервиса Google maps;

Точное получение местоположения;

ГЛАВА 1. СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ. СИСТЕМА КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ

1.1. Особенности и виды систем связи.

Для начала хотел бы рассказать о различных методах системы связи с наноспутником, одним из которых является связь, при помощи GPS. Связь при помощи GPS заняла особое место в системе связи, так как это один из самых точных и дешевых методов связи. В моем дипломном проекте я Вам расскажу более детально, на примере реального GPS устройства.

При помощи GPS устройства можно определять координаты и местоположение подвижного объекта, автоматически передавать данные о объекте в диспетчерские центры. В Данном случае погрешность в определении местоположения спутника совсем мала и составляет десятки метров. Связь производится практически при любых погодных условиях и атмосферных явлениях по запросу с диспетчерского центра, либо автоматически, в заданные диспетчером интервалы времени, но стоит учитывать помехи, которые могут повлиять на качество и точность сигнала, а также определения местоположения.

В данной системе эксплуатируются наноспутники, которые базируются на использовании обычного персонального компьютера. Система показывает движение спутников на экране компьютера с помощью Google maps или иных карт и осуществляет с объектами двустороннюю связь. На карте пользователь может нанести необходимую для него информацию как в виде пометок на карте, так и при помощи прикладных баз данных.

Давайте разберем более подробно, как работает GPS устройства. GPS (Global Positioning System) – это спутниковая система позиционирования. Координаты на поверхности земли могут определяться по времени распространения сигналов начиная от четырех и более спутников до необходимой точки измерения. Разрешение сигнала определяется точностями измерения времени и знания координат спутников. Здесь необходимо учитывать, что спутники постоянно меняют свое положение, то есть не стационарны, траектории их движения изменяются со временем. Неточность знания координат спутников может привести к вкладу в погрешность определения координат порядка 2м. Нестабильность работы задающего генератора на спутнике дает нам погрешность около 6-7м. А также имеются и многие другие источники деградации разрешающей способности. Желательно, чтобы число спутников в зоне видимости, доступных одновременно, было даже больше 4, так как точность объекта увеличивается кардинально, тогда возможно уточнение результата за счет усреднения. Снижение точности можно характеризовать величиной DOP (Dilution of precision).

Проект названый GPS стартовал в 1973 под управлением министерства обороны США. Проект в полной мере заработал в 1994 году. С этого времени человечеству стало возможным производить точное наведения ракет на неподвижные, а в дальнейшем и на подвижные объекты как в воздухе, так и на земле.

С 1983 года система GPS стала доступна и для гражданских целей, но с ограниченным разрешением, а с 2000 года с полным разрешением. Спутники летают на высоте 20300 км и имеют период обращения 11 часов 59 минут (скорость перемещения ~3.875км/с). Наклонение орбиты для абсолютно всех спутников составляет 551. Спутники вращаются вокруг Земли в шести разных плоскостях. Полное количество спутников этой системы GPS равно 24, что покрывает практически всю поверхность Земли, кроме приполярных областей. Для обеспечения надежности с марта 2010 года на орбитах было размещено еще 7 спутников, что в итоге получается 31 спутник. Спутники работают на частотах в диапазонах: L1=1576,41 МГц и L2=1217,50 МГц. Все эти спутники работают на этих частотах, используя CDMA-мультиплексирование (1.024 млн. чип-кодов в сек.). Каждый GPS-спутник постоянно, без прерывания передает навигационные сообщения на L1 C/A и L2 P/Y со скоростью 50 бит/с. Передача одного сообщения (37500 бит) занимает всего 750 секунд. Длина кадра составляет 1500 бит. Сообщение также содержит данные о координатах спутника, которые обновляются в течении каждых двух часов. Точность временной синхронизации GPS составляет ±10 нсек. Абсолютная точность временной шкалы GPS равна 14 нсек.

В настоящее время GPS позволяет определять положение, расстояние и скорость объектов на поверхности Земли и в ближнем космосе.

Современные GPS-приемники при хороших погодных и атмосферных условиях обеспечивают точность позиционирования 6-8м. предполагается, что следующее поколение спутников улучшит измерение примерно в 10 раз за счет использования атомных часов. Специальные системы коррекции при благоприятных условиях, позволяют поднять эту разрешающую способность до 1-2м. Также существуют и более усовершенствованные дифференциальные методы коррекции, позволяющие довести разрешение до 10см. Ниже в представлены значения основных вкладов в точность позиционирования от различных источников погрешности.

Одним из наиболее существенных источников погрешности является ошибка часов приемника. Так погрешность в 1 мсек приводит к ошибке в 300м. Это требует крайне точных и дорогих часов в GPS-приемнике; но производители предпочитают предлагать на рынке недорогие устройства. Эта дилемма разрешается путем введения четвертого спутника.

GPS-приемник принимает сообщения как минимум от четырех доступных спутников, где содержатся показания их часов и идентификаторы. Используя эти данные приемник вычисляет время движения этих сообщений от спутников и их положение в момент отправки. Обозначим x, y и z –

координаты точки измерения и время отправки сообщения как [x_i, y_i, z_i, t_i], где индекс i принимает значения 1, 2, 3, N (N≥4). Зная время получения сообщения t_r, GPS-приемник вычисляет время распространения сообщения от спутника (t_r - t_i). Расстояние до спутника в этом случае будет равно p_i = (t_r - t_i) c (c – скорость света).

К недостаткам позиционирования GPS относится невозможность работы внутри зданий в туннелях и при наличии высоких зданий поблизости, но при хорошем уровне сигнала, данные помехи не столь высоки.

Если бы мы имели достаточно точные часы не только на спутниках A, B и C, но и в приемнике S, то при известных позиция спутников могли вычислить положение S.

Но высокие требования к точности S неизбежно бы привели к серьезному удорожанию GPS-приемника. Такое еще возможно для военных целей, но совершенно не приемлемо для гражданских применений.

Разработчики решили использовать четвертый спутник для калибровочных целей, что позволило снять требования высокой точности часов GPS-приемника.

Чем больше доступных спутников, тем выше будет получена точность позиционирования. При этом предполагается, что точность положения спутников определена с малой погрешностью.

1.2. Алгоритм измерения расстояния от точки наблюдения до спутника.

Дальнометрия основана на вычислении расстояния по временной задержке распространения радиосигнала от спутника к приемнику. Если знать время распространения радиосигнала, то пройденный им путь легко вычислить, просто умножив время на скорость света.

Каждый спутник системы GPS непрерывно генерирует радиоволны двух частот — L1=1575.42МГц и L2=1227.60МГц. Мощность передатчика составляет 50 и 8 Ватт соответственно. Навигационный сигнал представляет собой фазовоманипулированный псевдослучайный код PRN (Pseudo Random Number code). PRN бывает двух типов: первый, C/A-код (Coarse Acquisition code — грубый код) используется в гражданских приемниках, второй P-код (Precision code - точный код), используется в военных целях, а также, иногда, для решения задач геодезии и картографии. Частота L1 модулируется как C/A, так и P-кодом, частота L2 существует только для передачи P-кода. Кроме описанных, существует еще и Y-код, представляющий собой зашифрованный P-код (в военное время система шифровки может меняться).

Период повторения кода довольно велик (например, для P-кода он равен 267 дням). Каждый GPS-приемник имеет собственный генератор, работающий на той же частоте и модулирующий сигнал по тому же закону, что и генератор спутника. Таким образом, по времени задержки между одинаковыми участками кода, принятого со спутника и сгенерированного

самостоятельно, можно вычислить время распространения сигнала, а, следовательно, и расстояние до спутника.

Одной из основных технических сложностей описанного выше метода является синхронизация часов на спутнике и в приемнике. Даже мизерная по обычным меркам погрешность может привести к огромной ошибке в определении расстояния. Каждый спутник несет на борту высокоточные атомные часы. Понятно, что устанавливать подобную штуку в каждый приемник невозможно. Поэтому для коррекции ошибок в определении координат из-за погрешностей встроенных в приемник часов используется некоторая избыточность в данных, необходимых для однозначной привязки к местности (подробней об этом чуть позже).

Кроме самих навигационных сигналов, спутник непрерывно передает разного рода служебную информацию. Приемник получает, например, эфемериды (точные данные об орбите спутника), прогноз задержки распространения радиосигнала в ионосфере (так как скорость света меняется при прохождении разных слоев атмосферы), а также сведения о работоспособности спутника (так называемых "альманах", содержащий обновляемые каждые 12.5 минут сведения о состоянии и орбитах всех спутников). Эти данные передаются со скоростью 50 бит/с на частотах L1 или L2.

1.3. Общие принципы определения координат с помощью GPS

Основой идеи определения координат GPS-приемника является вычисление расстояния от него до нескольких спутников, расположение которых считается известным (эти данные содержатся в принятом со спутника альманахе). В геодезии метод вычисления положения объекта по измерению его удаленности от точек с заданными координатами называется трилатерацией.

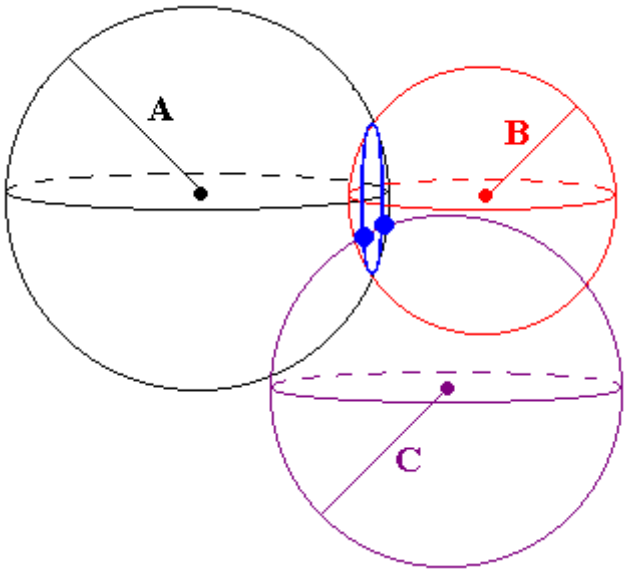


Рис 1.1 Принцип определения координат при помощи GPS

Если известно расстояние А до одного спутника, то координаты приемника определить нельзя (он может находится в любой точке сферы радиусом А, описанной вокруг спутника). Пусть известна удаленность В приемника от второго спутника. В этом случае определение координат также не представляется возможным - объект находится где-то на окружности (она показана синим цветом на рис.1), которая является пересечением двух сфер. Расстояние С до третьего спутника сокращает неопределенность в координатах до двух точек (обозначены двумя жирными синими точками на рис.1). Этого уже достаточно для однозначного определения координат - дело в том, что из двух возможных точек расположения приемника лишь одна находится на поверхности Земли (или в непосредственной близи от нее), а вторая, ложная, оказывается либо глубоко внутри Земли, либо очень высоко над ее поверхностью. Таким образом, теоретически для трехмерной навигации достаточно знать расстояния от приемника до трех спутников.

Однако в жизни все не так просто. Приведенные выше рассуждения были сделаны для случая, когда расстояния от точки наблюдения до спутников известны с абсолютной точностью. Разумеется, как бы ни изощрялись инженеры, некоторая погрешность всегда имеет место (хотя бы по указанной в предыдущем разделе неточной синхронизации часов приемника и спутника, зависимости скорости света от состояния атмосферы и т.п.). Поэтому для определения трехмерных координат приемника привлекаются не три, а минимум четыре спутника.

Получив сигнал от четырех (или больше) спутников, приемник ищет точку пересечения соответствующих сфер. Если такой точки нет, процессор приемника начинает методом последовательных приближений корректировать свои часы до тех пор, пока не добьется пересечения всех сфер в одной точке.

Следует отметить, что точность определения координат связана не только с прецизионным расчетом расстояния от приемника до спутников, но и с величиной погрешности задания местоположения самих спутников. Для контроля орбит и координат спутников существуют четыре наземных станции слежения, системы связи и центр управления, подконтрольные Министерству Обороны США. Станции слежения постоянно ведут наблюдения за всеми спутниками системы и передают данные об их орбитах в центр управления, где вычисляются уточнённые элементы траекторий и поправки спутниковых часов. Указанные параметры вносятся в альманах и передаются на спутники, а те, в свою очередь, отсылают эту информацию всем работающим приемникам.

Кроме перечисленных, существует еще масса специальных систем, увеличивающих точность навигации, - например, особые схемы обработки сигнала снижают ошибки от интерференции (взаимодействия прямого спутникового сигнала с отраженным, например, от зданий). Мы не будем

углубляться в особенности функционирования этих устройств, чтобы излишне не осложнять текст.

После отмены описанного выше режима селективного доступа гражданские приемники "привязываются к местности" с погрешностью 3-5 метров (высота определяется с точностью около 10 метров). Приведенные цифры соответствуют одновременному приему сигнала с 6-8 спутников (большинство современных аппаратов имеют 12-канальный приемник, позволяющий одновременно обрабатывать информацию от 12 спутников).

Качественно уменьшить ошибку (до нескольких сантиметров) в измерении координат позволяет режим так называемой дифференциальной коррекции (DGPS - Differential GPS). Дифференциальный режим состоит в использовании двух приемников - один неподвижно находится в точке с известными координатами и называется "базовым", а второй, как и раньше, является мобильным. Данные, полученные базовым приемником, используются для коррекции информации, собранной передвижным аппаратом. Коррекция может осуществляться как в режиме реального времени, так и при "оффлайновой" обработке данных, например, на компьютере.

Обычно в качестве базового используется профессиональный приемник, принадлежащий какой-либо компании, специализирующейся на оказании услуг навигации или занимающейся геодезией. Например, в феврале 1998 года недалеко от Санкт-Петербурга компания "НавГеоКом" установила первую в России наземную станцию дифференциального GPS. Мощность передатчика станции - 100 Ватт (частота 298,5 кГц), что позволяет пользоваться DGPS при удалении от станции на расстояния до 300 км по морю и до 150 км по суше. Кроме наземных базовых приемников, для дифференциальной коррекции GPS-данных можно использовать спутниковую систему дифференциального сервиса компании OmniStar. Данные для коррекции передаются с нескольких геостационарных спутников компании.

Следует заметить, что основными заказчиками дифференциальной коррекции являются геодезические и топографические службы - для частного пользователя DGPS не представляет интереса из-за высокой стоимости (пакет услуг OmniStar на территории Европы стоит более 1500 долларов в год) и громоздкости оборудования. Да и вряд ли в повседневной жизни возникают ситуации, когда надо знать свои абсолютные географические координаты с погрешностью 10-30 см.

В заключение части, повествующей о "теоретических" аспектах функционирования GPS, скажу, что Россия и в случае с космической навигацией пошла своим путем и развивает собственную систему ГЛОНАСС (Глобальная Навигационная Спутниковая Система). Но из-за отсутствия должных инвестиций в настоящее время на орбите находятся лишь семь спутников из двадцати четырех, необходимых для нормального функционирования системы.

1.4 Факторы снижения точности определения координат

На степень точности вычисления координат влияет ряд факторов, зависящих от процедуры их определения. Их принято называть факторами снижения точности. Как правило, при вычислении координат учитываются следующие стандартные факторы снижения точности:

Геометрический фактор снижения точности (GDOP) определяет степень влияния погрешностей псевдодальности (характеризующей меру удаленности пользователя от GPS-спутника) на точность вычисления координат. Зависит от положения спутника относительно GPS-приемника и от смещения показания GPS-часов. Различие значений псевдодальности и фактической дальности связано со смещением показаний часов GPS-спутника и потребителя, с задержками распространения и другими ошибками.

Горизонтальный фактор снижения точности (HDOP) показывает степень влияния точности определения горизонтали на погрешность вычисления координат.

Фактор снижения точности определения положения (PDOP) это безразмерный показатель, описывающий, как погрешность псевдодальности влияет на точность определения координат.

Относительный фактор снижения точности (RDOP), по сути, равен фактору снижения точности, нормализованному на период 60 с.

Временной фактор снижения точности (TDOP) описывает степень влияния погрешности показаний часов на точность определения координат.

Вертикальный фактор снижения точности (VDOP) показывает степень влияния погрешности в вертикальной плоскости на точность определения координат.

Кроме того, основными источниками ошибок, влияющими на точность навигационных вычислений в GPS-системе, являются:

1. Погрешности, обусловленные режимом селективного доступа (Selective availa-bility, S/A). Используя данный режим, Министерство Обороны США намеренно снижает точность определения местонахождения для гражданских лиц. В режиме S/A формируются ошибки искусственного происхождения, вносимые в сигнал на борту GPS-спутников с целью огрубления навигационных измерений. Такими ошибками являются неверные данные об орбите спутника и искажения показаний его часов за счет внесения добавочного псевдослучайного сигнала. Величина среднеквадратического отклонения из-за влияния этого фактора составляет, примерно, 30 м.

2. Погрешности, связанные с распространением радиоволн в ионосфере. Задержки распространения сигналов при их прохождении через верхние слои

атмосферы приводят к ошибкам порядка 20-30 м днем и 3-6 м ночью. Несмотря на то, что навигационное сообщение, передаваемое с борта GPS-спутника, содержит параметры модели ионосферы, компенсация фактической задержки, в лучшем случае, составляет 50%.

3. Погрешности, связанные с распространением радиоволн в тропосфере. Возникают при прохождении радиоволн через нижние слои атмосферы. Значения погрешностей этого вида при использовании сигналов с С/А-кодом не превышают 30 м.

4. Эфемеридная погрешность. Ошибки обусловлены расхождением между фактическим положением GPS-спутника и его расчетным положением, которое устанавливается по данным навигационного сигнала, передаваемого с борта спутника. Значение погрешности обычно не больше 3 м.

5. Погрешность ухода шкалы времени спутника вызвана расхождением шкал времени различных спутников. Устраняется с помощью наземных станций слежения или за счет компенсации ухода шкалы времени в дифференциальном режиме определения местоположения.

6. Погрешность определения расстояния до спутника является статистическим показателем. Он вычисляется для конкретного спутника и заданного интервала времени. Ошибка не коррелирована с другими видами погрешностей. Ее величина обычно не превышает 10 м. Следует отметить, что точность определения координат связана не только с прецизионным расчетом расстояния от GPS-приемника до спутников, но и с величиной погрешности задания месторасположения самих спутников. Для контроля орбит и координат спутников и предназначены наземные станции слежения, системы связи и центр управления, подчиняющиеся Министерству Обороны США. Станции слежения постоянно ведут наблюдение за всеми спутниками GPS-системы и передают данные об их орбитах в центр управления, где вычисляются уточненные элементы траекторий и поправки спутниковых часов. Указанные параметры вносятся в альманах и передаются на спутники, а те, в свою очередь, отсылают эту информацию всем работающим GPS-приемникам. Кроме того, существует еще множество специальных систем, увеличивающих точность навигации. Например, особые схемы обработки сигнала снижают ошибки от интерференции (взаимодействия прямого спутникового сигнала с отраженным сигналом, например, от зданий).

1.5 Критерии классификация космических аппаратов

Задачи, решаемые космическими аппаратами (КА), определяют: выбор орбиты, со став бортовой аппаратуры, способ ориентации и стабилизации, принципы организации связи с наземными пунктами и т.д. В настоящее время наиболее распространенными видами КА являются космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), навигационные

системы (Глонасс, GPS, Galileo), системы связи (Гонец, Iridium, Globalstar и др.), научные автоматические КА (Фотон/Бион), орбитальные станции (Международная космическая станция), пилотируемые и межпланетные КА. Принципы построения этого многообразия КА различны. Одним и способов сокращения экономических затрат, сроков создания и запуска КА является их унификация, которая осуществляется по отношению к определённому классу аппаратов. В связи с этим важной задачей является определение важнейших отличительных признаков КА и проведения классификации по этим признакам. Следует отметить, что в настоящее время ни одна из возможных классификаций не может считаться завершенной, окончательной и полной. Космические аппараты могут различаться по следующим признакам: назначению; конструктивным признакам; по массе; наличию экипажа; типу управления и т.д. Кроме того, возможна классификация по:

• виду связи с наземной станцией: без связи, односторонняя связь (приём команд с наземной станции или передачи данных на наземную станцию), двухсторонняя связь;

• возможности возвращения на Землю: невозвращаемые, возвращаемые;

• наличию системы ориентации и стабилизации: ориентируемые или не ориентируемые; Рассмотрим подробно классификацию КА по важнейшим отличительным признакам. 1.1 Классификация космических аппаратов по назначению в общем случае, КА можно разделить на автоматические и пилотируемые. По назначению автоматические КА можно разделить на связные, навигационные, ДЗЗ, научные, технологические, транспортные, мониторинга околоземного космического пространства, межпланетные и пр. Пилотируемые КА можно подразделить на транспортные, космические станции и межпланетные. Отметим, что один и тот же КА может иметь несколько назначений одновременно, что определяется составом аппаратуры и программой его полёта. 3 Классификация КА по назначению приведена на рис. 1.1.

Рисунок 1.2 Классификация КА по назначению

1.6 Классификация космических аппаратов по массе

Масса КА является одним из важнейших признаков КА, т.к. определяет способ за пуска и зачастую и время его существования. КА имеющие большую массу, как правило, выводятся на орбиту одиночным запуском. КА, имеющие малую массу, могут группироваться и выводится на орбиту одной ракетой-носителем (кластерный запуск). По общей массе КА можно классифицировать как большие, малые, мини, микро, нано, пико. Малыми считаются КА, масса которых не превышает 1000 кг, средние имеют массу от 1000 до 1500 кг и большие - масса которых более 1500 кг. В свою очередь, в соответствии с массой малые КА подразделяются на жмнм (100...500 кг), жм/фо — (10. 100кг), нано — (1...10 кг), пико — (0,1...1 кг) и фемтоспутники (менее 0,1 кг). Сверхмалыми КА будем называть аппараты с массой менее 100 кг. 4 Классификация КА по массе приведена на рис. 1.3

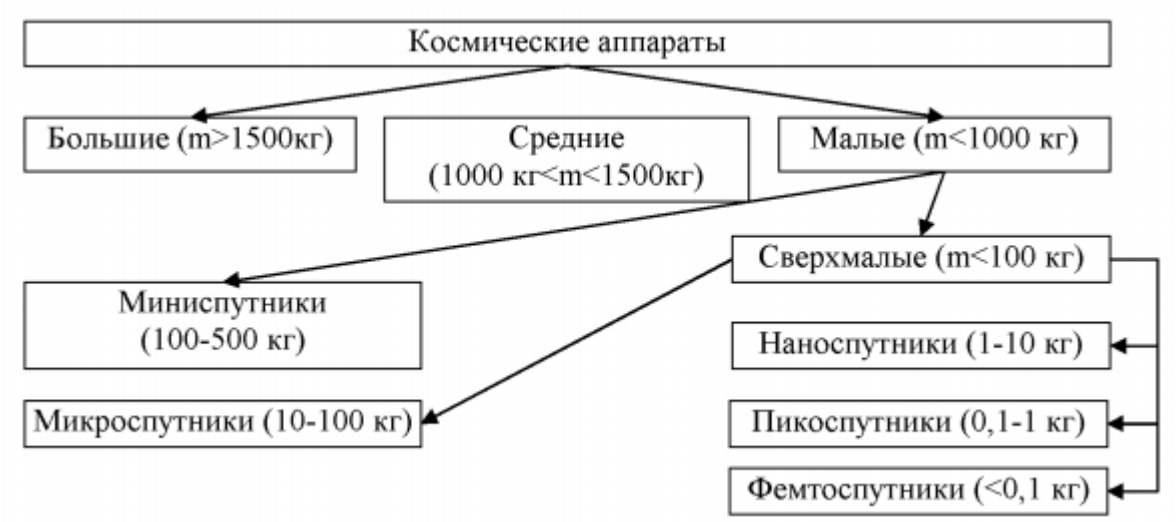


Рисунок 1.3 классификация КА по массе

1.7 Основные стадии и этапы создания наноспутников

Процесс создания новых изделий сопровождается большими временными и материальными затратами с привлечением людских, производственных и энергетических ресурсов. В результате проектирования новых изделий создается конструкторская документация на изготовление изделия, под которой понимают в зависимости от назначения совокупность документов, содержащих данные, необходимые для разработки, изготовления, контроля, приемки, поставки, эксплуатации и ремонта изделия. Цель проектирования - обеспечить производство изделия с заданными свойствами при наименьшей трудоемкости изготовления. Для обеспечения высокого качества в проектировании, изготовлении и эксплуатации новых изделий, в том числе и космической техники, а также для минимизации затрат на создание новой техники установлены единые правила выполнения работ в виде стандартов, которые устанавливают основные стадии и этапы создания новых изделий. Основными стадиями разработки, создания, изготовления и эксплуатации образцов новой техники являются:

• научно-исследовательские работы (НИР);

• проектные стадии, включающие опытно-конструкторскую работу (ОКР);

• производство изделий;

• эксплуатация изделий. НИР проводится при создании изделий на новых принципах работы, для реализации которых требуется проведение дополнительных исследований по получению новых или уточнению имеющихся характеристик аналогов. Необходимость выполнения этой стадии определяет заказчик по согласованию с разработчиком. НИР включает в себя следующие этапы:

• предплановый патентный поиск;

• разработка и согласование с заказчиком технического задания (ТЗ) на НИР, госрегистрация НИР;

• подготовительный этап (выработка направлений исследований, разработка и согласование частных ТЗ); • основной этап (теоретические и экспериментальные исследования);

• заключительный этап (обобщение результатов и оценка выполнения НИР);

• приемка НИР. НИР заканчивается выпуском отчета о НИР и разработкой задания на ОКР. 8 ОКР включает в себя следующие стадии:

• техническое предложение (ПТ);

• эскизный проект (ЭП);

• технический проект (ТП);

• рабочая конструкторская документация опытного образца (опытной партии) изделия. Техническое предложение разрабатывают при выполнении наиболее важных и сложных ОКР, если это предусмотрено ТЗ, с целью определения дополнительных или уточненных требований к изделию, которые невозможно было установить в ТЗ. Целью эскизного проекта (ЭП) является установление принципиальных (конструкторских, схемных и др.) решений, которые дают общее представление о принципе работы и построении изделия. Стадия ЭП выполняется в том случае, если это предусмотрено ТЗ. Технический проект разрабатывают в случае, если это предусмотрено в ТЗ с целью выявления окончательных конструкторских и технологических решений, дающих полное представление о конструкции и технологии изделия, когда это целесообразно сделать до разработки рабочей документации. Например, при разработке космической техники эта стадия не предусматривается. Целью стадии разработки рабочей конструкторской документации является создание комплектов конструкторской (КД) и технологической документации, необходимых и достаточных для изготовления опытного образца или опытной партии изделия. Эта стадия является обязательной при создании любых изделий. Этапы выполнения ОКР на разных стадиях будут рассмотрены ниже, зависимости от сложности разработки, квалификации исполнителей, наличия прототипов по согласованию с заказчиком допускается объединение или исключение отдельных стадий и этапов ОКР. Это отражается в ТЗ.

1.8 Классификация космических аппаратов

Космические аппараты классифицируются по разнообразным признакам и критериям, таким, как назначение полезной нагрузки, цель запуска, национальная принадлежность, способ вывода, время активного существования, а также существует признак, который формально относится к массе и размерам аппарата, его можно рассматривать качественным. В последнем десятилетии 20-ого века получили распространение термины малый спутник, а также микроспутник. У данных аппаратов имеются свои особенности и причины появления.

Главным признаком малых спутников является его масса, которая больше всего ассоциируется с понятием «малый». Приводимые массы – от тонны до десятков граммов, что и в самом деле в привычном понимании является «малым». Далее – параметр размера аппарата. Здесь может рассматриваться принцип «что ниже меня — то «малый». Иначе говоря, совсем маленький – это то, что может уместиться в руке или кармане. Кроме названных, другие внешне не видимые признаки рассматриваются как предмет профессионального интереса.

Однако остаются вопросы, что является «малым спутником», можно ли различить определенные признаки, отличающие малые спутники от больших и выходящие из плоскости размер-масса, можно ли дать определение этому понятию. Далее приводится прослеживание генезиса данного названия и определение терминов и понятий.

На данный момент является затруднительным установление впервые использовавшего данное понятие как термин, определяющий новый класс космических аппаратов. В 1990 году одна европейская компания Arianespace (которая также является разработчиком, а также производителем ракет-носителей Ariane) предложила вариант платформы, имеющей название ASAP (Ariane Structure for Auxiliare Payloads). Она представляла собой большую плоскую шайбу с диаметром 2.9 м, которая размещается между последней третьей ступенью ракеты Ariane-4 и выводимым ею основным космическим аппаратом. Шесть спутников намного меньшего размера в сравнении с основным аппаратом размещались на платформе. Вместе с основным спутником SPOT-2, масса которого составляет 1879 кг, с космодрома Куру во Французской Гвиане 22 января 1990 года РН Ariane-4 (V35) смогла вывести на солнечно-синхронную, практически круговую орбиту (высота около 790 км и наклонение 98.6 0) шесть малых спутников. В их число вошли PACSAT и Webersat американского производства, Lusatap-гентинского производства и Microsat-2 бразильского производства, вес каждого составлял 12 кг. Кроме них были также UoSat-3 и Uosat-4 английского производства (масса каждого составляла 48 кг). После отделения от основного спутника и прохождения времени, когда расстояние отхода можно было считать безопасным, малые спутники отделились в определенной последовательности с помощью пружинных толкателей. После этого имеется и дальнейшая хронология использования платформы ASAP для вывода малых спутников.

Рис.1.4 Платформа ASAP для попутного вывода наноспутников

В то же время компанией Arianespace была предложена условная классификация спутников по их массе (Таблица 1). На первый взгляд понимание того, что micro, nano и pico идут друг за другом с разницей в три порядка, является проблематичным. Однако на деле использование данной классификации как общепринятой оказалось весьма удобным. Так, по этому условному признаку первый советский искусственный спутник Земли, который был выведен на орбиту 4 октября 1957 года, имевший массу 83 кг мог принадлежать к классу микроспутников. А первый американский спутник Explorer-1, который вывели на орбиту 1 февраля 1958 года, имевшего массу 8.3 кг относится к классу у наноспутников. Далее, американский спутник Vanguard-1, выведенный на орбиту 17 марта 1958 года и имевший массу 1.5 кг стал близок классу пикоспутников. В некоторых случаях малыми спутниками являются все выше названные космические аппараты. Микроспутниками могут называться спутники, имеющие массу до 100 кг. Пикоспутники же имеют подразделения на еще более мелкие классы. Пример пикоспутника изображен на рис.1.5 Таким образом можно описать формальную классификацию.

Таблица 1

Mini	Small	Micro	Nano	Pico
1000–500 кг	500–100 кг	100–10 кг	10–1 кг	1–0 кг

Рис.1.5 Наноспутник SamSat 128

Малые спутники имеют и другие уникальные характеристики. На самом деле, термин «малые спутники» сформировал не только маленькие размеры и массы спутников, но и совсем другую идеологию разработки и применения космических аппаратов. Если попробовать решить, выгоднее ли сделать дорогой универсальный спутник, который будет справляться с задачами в течение длительного периода времени, или же довольно быстро разработать, создать и привести в действие несколько относительно недорогих космических аппаратов, для того, чтобы в случае вероятной поломки или неисправности одного, можно было вывести на орбиту другой недорогой аппарат. Также необходимо учитывать, что электронная компонентная база получает стремительное развитие, что быстрота действия бортового компьютера в скором времени может значительно увеличиться, а разрешение электронных камер даст возможность создавать снимки намного более высокого разрешения, чем раньше. Снижение стоимости вывода на орбиту возможно благодаря использованию легких носителей, к примеру, конверсионных. В последнем десятилетии прошлого века конверсионные носители могли рассматриваться радикальным методом для осуществления снижения стоимости вывода малых спутников на орбиту. Этот вопрос также имел важное значение из-за условий советско-американского Соглашения о сокращении ядерного оружия и средств его доставки, а именно обязательного уничтожения множества баллистических ракет.

Сюда в первую очередь можно отнести отечественные ракеты «Волна» и «Штиль», стартовавшие с подводных лодок, которые были адаптированы из назначения боевых ракет морского базирования к выводу на баллистическую траекторию и на орбиту вокруг Земли микроспутников. Также можно назвать «Старт» и «Старт-1» на твердом топливе, «Рокот», «Стрела», носители «Космос», «Днепр». Хотя практически все из выше названных ракет уже были использованы с целью запуска малых спутников, самой подходящей

для этого стала ракета-носитель «Днепр», которая была разработана на межконтинентальной баллистической базе носителя «Сатана» по классификации SS-18 НАТО. Данное название определили американцы благодаря «полезной» нагрузке, которая состояла из несколько боеголовок, обладавших способностью индивидуального наведения и возможностью совершать маневры в атмосфере, что делает их перехват почти невозможным. Сервис, предлагаемый компанией «Космотрас», также являющейся провайдером услуг «Днепр», включает в себя размещение и вывод на орбиту нескольких микроспутников, которые устанавливаются на платформу вида ASAP, которая в свою очередь размещается на разгонной ступени ракеты (Рис.1.6).

Рис.1.6 Размещение наноспутников на адаптере ракеты-носителя Днепр

Однако таким образом задача недорогого запуска малых спутников не может быть полностью решена. Конверсионные носители требуют больших затрат, чтобы модернизировать и адаптировать их к новым задачам. К тому же, компании, имеющие влияние на рынке, не допустят их широкого распространения. Несмотря на это, стали появляться изменения. Развилось иное понимание способов решения задач в космосе с меньшими затратами времени и денег.

Снизить стоимость доставки малых спутников на орбиту может использование метода вывода малых спутников с помощью крылатых ракет. Так, были организованы авиационно-космические проекты с целью вывода малых спутников на ракетах с легким весом, которые могли нести самолеты, к примеру, Ту-160, «Мрия» или МиГ-31, однако почти все они остались

только проектами. Приблизиться к осуществлению этого способа удалось только американцам на носителе Pegasus, являющемся разработкой фирмы Orbital Sciences Corporation, находящейся в США, который стартовал с самолета B-52. Так, 17 июля 1991 года с борта самолета B-52, который базировался на авиабазе Эдвардс, была запущена ракета-носитель «Pegasus HAPS», выведшая на низкую околоземную орбиту 7 американских микроспутников связи Microsat-1, …, Microsat-7 военного назначения (масса каждого составляла 22 кг). Главные достоинства данного метода вывода - малое время, которое нужно для приготовлений и реализации запуска, а также возможность вывода спутника на орбиту с достаточным произвольным наклонением. Недостатком можно назвать малую массу выводимой полезной нагрузки. Сегодня отечественные разработчики снова обратились к идее использования этого способа. Так, интенсивное развитие получил проект «Воздушный старт», который использует самолет-носитель АН-124- 100ВС «Руслан» в качестве воздушной стартовой платформы, а также двухступенчатую ракету-носитель «Полет». Ожидаемая расчетная стоимость выведения одного килограмма полезного груза должна составить примерно 10000 долларов, тогда как у такого же американского пускового комплекса Pegasus-XL она составляет 30000 долларов и 40000 долларов у космического корабля многоразового использования «Шаттл».

В первой половине 80-х годов в Центре космических полетов им. Годдарда в США была создана GAS-программа (Get Away Special Program), в ходе которой производился вывод микроспутников с борта Шаттлов. Спутники, имевшие массу меньше 100 кг, размещали в предназначенном для них контейнере с формой цилиндра, далее выталкивались пружинным толкателем после того, как Шаттл выйдет на орбиту при минимальном использовании участия экипажа корабля.

На сегодняшний день получили распространение 2 способа вывода малых спутников. При использовании первого способа малые спутник выводятся на среднем носителе (например, «Ariane») попутным запуском, при использовании второго малые спутники выводятся на легком носителе (например, «Днепр»), который специально ориентирован на групповой запуск подобного типа космических аппаратов. Но оба способа имеют недостаток — это время ожидания соответствующего по срокам пуска и запланированной орбите вывода ракеты-носителя. Так появились компании, которые специализируются на посредничестве для поиска и отслеживания нужных по срокам и орбитам ракет-носителей. США использует для запуска малых спутников средства собственного производства, к ним относятся ракета «Delta» в различных модификациях. При этом и в США, и в Европе отдаются предпочтения в использовании государственных средств для вывода спутников на орбиту.

Однако далеко не все задачи можно решить, используя малые аппараты. Так, например, не является возможным осуществление запуска космонавта на корабле с неудовлетворительной надежностью или же размещение

большой оптической системы на малом спутнике. Возможность оптических приборов создавать раздельное изображение двух близко находящихся точек реализуется благодаря их разрешающей способности. Дж. Релей, во время использования теории дифракции, определил критерий, при котором предельное угловое разрешение вычисляется выражением 1,2 λ/d, где λ — длина волны, d — диаметр апертуры - входного отверстия оптической системы. Таким образом, если исходить из этого критерия, вне зависимости от того, к какому классу относится спутник, должен обеспечиваться минимум необходимой апертуры оптической системы.

При создании и применении микроспутников срабатывает принцип того, что оптимум достигается не на границах самого интервала, а приблизительно между ними. Определение того, где именно достигается оптимум, требует использования более сложных способов принятия решений. Если предположить, что существующие материальные или финансовые ресурсы не дают возможности своевременно построить крупный аппарат, при этом долгосрочных ресурсов не имеется, однако задачи решать нужно, то стоит попробовать применить распределенный временной ресурс. Так, в один период времени необходимо решить часть задачи, заканчивая ее до конца, а при прибытии следующего ресурсного запаса повторить действия. Необходимо действовать «методом декомпозиции», то есть разделением трудно решаемой сразу задачи на более мелкие, которые можно решить при использовании имеющихся средств. Если дальше ресурсы не поступают, то частично задача может считаться решенной, так как происходит накопление знаний, получение необходимой информации, проверка технологии, демонстрация возможностей, подготовка специалистов.

Еще в 60-х годах ВНИИЭМ, российское предприятие космической отрасли, ранее разработавшее спутники серии «МЕТЕОР» и «ГОМС» для определения прогнозов погоды, «РЕСУРС-О», а также их модификации, создало и вывело на орбиту для проработки технологии управления угловым движением спутников, задействуя электродвигатели-маховики, 2 малогабаритных спутника («Электро-1» и «Электро-2»), имеющих массу примерно сто килограммов каждый. Сейчас их макет находится в Политехническом музее в Москве. Однако, тогда они не назывались малыми спутниками, так, как и упомянутый ранее первый искусственный спутник Земли также относился к этому классу. Кроме них, множество исследовательских спутников на заре космической эры по своей массе могли попадать в диапазон этого класса. К ним относятся навигационные спутники «Transit», исследовательские «GGSE», «Magion», спутники серии «Радио» и «Oscar», а также многие другие. Профессор М.Свитинг, в настоящий момент занимающий должность исполнительного директора SSTL (Surrey Satellite TechnologyLtd), предприятия, которое было образовано на базе исследовательской лаборатории Университета графства и занимающее главенствующие позиции в мире по разработке, созданию, использованию и введению в образовательный процесс малых спутников, а также директор

Surrey Space Center в 80-х годах создал и запустил совместно с коллегами несколько микроспутников, которые имели название «радиолюбительских». Однако снова их в то время не называли «малыми». SSTL стал ярким примером инновационной компании малого бизнеса, которая смогла показать возможности трансформирования знаний и технологий в бизнес и политику. Микроспутник Tsinghua-1, который был создан SSTL и Китаем на базе типовой платформы SSTL, имеющий общую массу с полезной нагрузкой до 70 кг изображен на рис.1.7.

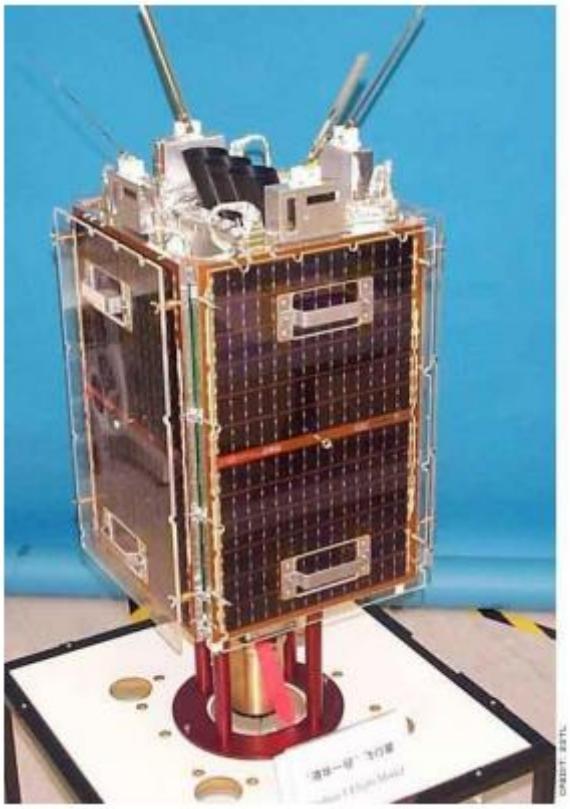


Рис.1.7. Микроспутник Tsinghua-1 базе типовой платформы SSTL

Workshop, организованный профессором С.МакКенна Лола и проходивший в Ирландии и посвященный малым спутникам, стал примером совершенно иного подхода к образованию идеологии создания и организации разработки и испытаний космических аппаратов. Эта идеология имеет свои особенности. Она сочетает в себе классические подходы, включающие законы небесной и теоретической механики, требования по чистоте при интеграции аппарата, предполетные испытания, а также уменьшение традиционных требований конструкторского и технологического характера по разработке, созданию, запуску и эксплуатации. Это влияет и на количество экземпляров аппаратов, которые предоставляются для испытаний, на применение комплектующих, на управление и передачу данных через систему космической связи и центры управления, на специальную систему приемки, испытаний, допуска к запуску и т.п. Ключевым является то, что отказавшись от строгого выполнения этих требований, было вовлечено множество университетов и некрупных

компаний по всему миру для разработки, создания и использования малых спутников.

Выделяются 2 основных направления, которые способствуют развитию малых спутников. Первое, условно называемое университетским, основывается на довольно двойственной идее «Better, Faster, Cheaper» («Лучше, быстрее, дешевле»), оглашенной в программе NASA X2000 (данная программа создана для разработки и создания миниатюрных космических аппаратов). Хотя более правильным является название lowcost спутники, потому что термин cheap в переводе имеет несколько иной смысл по сравнению с «низкой стоимостью». Анализ результативности данной парадигмы приведен в статье Джима Ватцина из NASA Goddard Space Flight Center (США). Разработанные по данной идеологии спутники и в самом деле считаются малыми по массе и 100 кг по массе и несколько десятков сантиметров в размере÷габаритам. В процессе их производства применяются наиболее доступные компоненты, обычно даже те, которые не проходят сертификации для использования в условиях космоса. Невысокая стоимость объясняется тремя элементами: относительно недорогие комплектующие, дешевая студенческая рабочая сила и, если масса спутника мала, дешевый или даже бесплатный вывод на орбиту. Разумеется, таким спутниками не под силу решение сложных научных или технологических задач. Полезная нагрузка для них может быть поставлена ее разработчиками даже бесплатно, к примеру, для проверки ее работоспособности в условиях космоса перед ее применением в дорогостоящих проектах.

Основным результатом данного подхода может стать обучение специалистов путем их участия в практической работе, даже если она и не сложная, но содержащая все главные этапы реальных проектов, чего не получается добиться при любом виде аудиторного обучения. Еще одно достоинство такого метода обучения - возможность для студента в виде принятия участия во всех этапах проекта, от замысла вплоть до обработки полетных данных в период всего срока пребывания в университете. Можно привести в пример несколько известных зарубежных университетов, активно вовлекающих студентов в разработку малых спутников:

- Университет графства Суррей, ныне SSTL, начинавшие со спутников UoSat, всего к началу 2007 года было запущено 27 малых спутников;
- Стэндфордский университет, разработавший проект OPAL, пикоспутники StenSat, имеющие массу 0,2 к, QuakeSat, CubeSat;
- Технический университет Берлина, разработкой которого являются наноспутники TUBSat;
- Центр космических технологий и микрогравитации Бременского университета (BremSat);
- Университет штата Юта, разработавший аппарат NuSat;
- Университет Санта Клара, разработавший спутник Artemis;
- Университет Рима LaSapienza, создавший четыре микроспутника UniSat;

- Массачусетский технологический институт, проектами которого являются SPHERES и EMFF.

- Университет Токио (CubeSat'ы).

Профессор Р.Твиггс из Стэнфордского университета сделал любопытное предложение несколько лет назад, когда любой желающий мог запустить индивидуальный наноспутник, имеющий массу 1 кг и размер 10x10x10 см под названием CubeSat. Цена данной услуги составила 50 тысяч долларов. Желающих было не очень большое количество, однако можно утверждать, что тогда пошла мода на CubeSat'ы. На рис.1.8 изображен макет спутника, находящийся в руках профессора К.Шиллинга из Университета Вюрцбурга (Wuerzburg University), Германия. Под его руководством по идеологии CubeSat'ананоспутникUWE-1 был создан студентами и удачно выведен на орбиту 27 октября 2005 года. На сегодняшний день в общем было изготовлено более 35 спутников данной серии, и большая часть из них была выведена на орбиту.

Рис.1.8. CubeSat (UWE-1) в руках профессора Клауса Шиллинга из Университета Вюрцбурга

В России также имеются примеры данного подхода. Ими могут быть проекты малых спутников, которые разрабатывались относительно недавно и разрабатываются сейчас. Этим занимаются в МАИ, МГТУ, МЭИ, САКУ, ВИКИ, МГУ. Примером может являться российско – американский наноспутник «REFLECTOR3», имеющий массу 6 кг (рис.1,9), который был разработан НИИ прецизионного приборостроения вместе с ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с участием студентов МФТИ. На этом наноспутнике удалось впервые установить параметры углового движения с применением бортовых лазерных ретро рефлекторов по результатам внешне траекторных измерений наземными лазерными станциями. Также примером служит первый отечественный наноспутник ТНС-0 N15 (рис.7), который был создан в РНИИ

космического приборостроения также совместно с ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с участием студентов МФТИ. Также нужно упомянуть микроспутник «Татьяна», который был запущен в честь 250- летнего юбилея МГУ им. М.В. Ломоносова, а также микроспутник «Колибри», который был разработан ИКИ РАН.

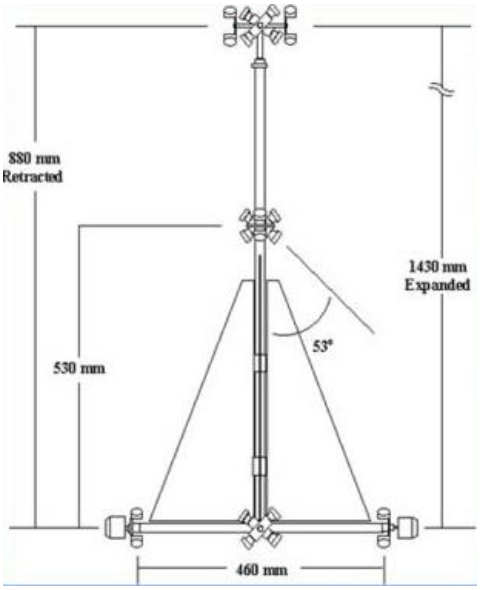


Рис.1.9 Наноспутник REFLECTOR (НИИ ПП) для проведения уникальных экспериментов с помощью лазерных наземных телескопов

Рис.1.10. Макет первого российского наноспутника ТНС-0

Разумеется, внимания заслуживает и опыт NASA в финансировании более 40 студенческих проектов по малым спутникам в университетах США, и, в частности, в Стэндфордском университете.

В пример успешного развития работ по линии студенческих проектов можно привести уже упоминавшуюся английскую фирму SSTL,

инициатором деятельности которой является сэр М.Свитинг. В 80-х годах он дал начало в университете обучению студентов, а сегодня на примере малых спутников, которые изготавливаются его фирмой, обучаются иностранные специалисты из развивающихся стран, благодаря чему эти страны выходят в разряд «космических». Кроме экономического эффекта на компанию это способствует повышению ее авторитета на рынке предоставления космических и образовательных услуг. SSTL является местом, куда молодежь рада пойти на стажировку, в аспирантуру и на работу.

Европейским космическим агентством были организованы международные студенческие проекты по малым спутникам ESEO (European Student Earth Orbiter) и ESMO (European Student Moon Orbiter) в рамках программы SSETI (Student Space Explorationand Technology Initiative), задачей которых является обучение студентов работе в распределенной команде, которая состоит из групп, в состав которых входят 20 европейских университетов.

Подытожа все вышесказанное, можно установить, что вложения со стороны промышленности и государственных структур в Казахстане, к примеру, Министерства образования и науки, Федерального космического агентства, в подобные студенческие проекты, могли бы способствовать значимым прямым и непрямым существенным результатам. К прямым можно отнести отработку новых технологий и технологических решений, а к непрямым обучение молодых специалистов, которые способны активно участвовать в реальных космических и других высокотехнологических проектах.

Европейское космическое агентство уделяет особое внимание привлечению молодежи в космическую отрасль. Так, существует специальная программа поддержки участия студентов и молодых исследователей в работе конгрессов Международной академии астронавтики, которая является главным ежегодным мировым форумом по космонавтике. В последние годы на этих конгрессах открывается даже специальный павильон, предназначенный для общения молодежи, общего прослушивания различных лекций, а главное, для образования будущего поколения исследователей и разработчиков, которых объединяют общие планы, интересы и устремления. К сожалению, наши молодые ученые оказываются на подобных мероприятиях только по инициативе их руководителей. Это показывает необходимость в программе поддержки. В ходе одного из предыдущих Конгрессов Международной федерации астронавтики (IAF), который проходил в октябре 2006 года в Валенсии, помимо предпочтений, отдаваемых молодежи, была также выделена группа опытных исследователей и инженеров, которые привлекались с целью передачи опыта молодым исследователям.

Проекты малых спутников являются теми точки развития, вокруг которых активно объединяются национальные и интернациональные молодежные коллективы. Европейская образовательная программа Erasmus

Mundus является сопутствующим фактором для образования интернациональных групп, так же и с участием казахстанских студентов, для обмена студентов-дипломников. Однако и здесь все тоже решается по инициативе и личным связям руководителей. Благодаря организации совместных исследовательских групп для осуществления научно-образовательных проектов с привлечением ведущих ученых из Европы, Азии, России происходит привлечение к работе так же казахстанских студентов и аспирантов. Зачастую наши студенты и аспиранты успешно справляются с работой, возложенной на руководителей проектов. Значительную роль в осуществлении таких работ, а также в подготовке молодых специалистов, что сейчас является особенно важным, играют образованные и оборудованные специализированные лаборатории, в которых молодые исследователи могут не только прослушивать лекции и выполнять лабораторные работы, но и иметь возможность лично изготовлять макет реальной системы идентификации и управления спутника, а также проводить комплекс исследования полностью, начиная идеей через математическую модель и компьютерное моделирование к макетированию в лабораторных условиях и при определенной степени везения вместе с заказчиком провести эксперимент в условиях космоса.

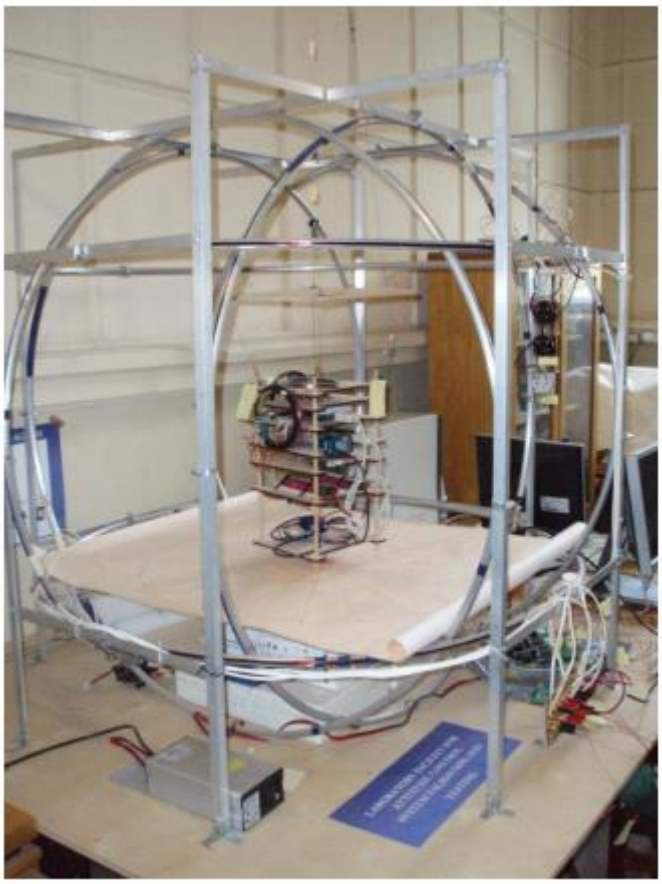


Рис.1.11. Стенд для лабораторной отработки моделей и алгоритмов управления в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Можно считать, что это первый вектор приложения малых спутников, что особенно важно для Казахстана, так как космическая отрасль, будучи отраслью приложения высоких технологий из многих отраслей науки и техники, является одним из направляющих инновационного развития Казахстана.

Второе направление, которое условно можно назвать «промышленным», используется различными космическими фирмами и агентствами для формирования «серьезных» проектов по сравнению со «студенческими».

Современные технологии, используемые на данный момент, не способствуют понижению стоимости самого спутника. Наоборот, в большинстве случаев спутники становятся только дороже. Это происходит потому, что при прямом, уменьшающем габариты масштабировании только увеличивается трудоемкость изготовления, к примеру, малогабаритных приводов или реактивных двигателей, при очевидном уменьшении только затрат на материалы. Но при применении современных достижений в электронике, нанотехнологиях, материаловедении и нетрадиционных подходов к конструированию, является возможным создание спутников, существенно отличающихся по массе и размерам в меньшую сторону от традиционных аппаратов. Уменьшая массу спутника, удается добиться значительной экономии во время его вывода на орбиту, в особенности на орбиту межпланетных перелетов, потому что цена запуска обычно вычисляется по килограммам. В качестве примеров малых спутников, созданных организациями космической отрасли, можно привести NOZOMI японского производства для полета на Марс, запуск которого состоялся в 1998 году, SMART-1 европейского производства, имеющий массу 350 кг, который был выведен на орбиту в 2003 году и который достиг окрестностей Луны с применением двигателей малой тяги, разрабатываемый малый спутник «Фобос-Грунт» отечественного производства для доставки грунта с Фобоса. Очевидный интерес вызывает миссия Японского национального космического агентства Hayabusa. После запуска, произведенного с японского космодрома (9 мая 2003 года) и выполнения в мае 2004 года гравитационного маневра возле Земли аппарат достиг окрестности астероида Итокава, имеющий размер чуть более полукилометра. После этого 20 и 26 ноября 2004 года, данный аппарат совершил 3 раза посадку на астероид, вторая космическая скорость для которого составляет лишь 0.2 м/с, после этого взял курс на Землю с образцами грунта. Его прибытие было рассчитано на 2010 год. При пролете около планеты гравитационное поле планеты меняет скорость аппарата и по величине, и по направлению движения, что довольно широко применяется в межпланетных миссиях для выполнения гравитационного маневра (fly-by маневр). Действие, оказываемое гравитационным полем планеты может быть сравнимо с пращой. В то же время важно, как можно более точно осуществить пролет аппарата на заданном удалении от ее поверхности. Так, первый был осуществлен во

время полета спутника Луна-3 в 1959 году с целью фотографирования ее обратной стороны.

Малые спутники способствовали развитию еще одного подхода к космическим исследованиям. В данный момент получают интенсивное развитие разработки полетов группировок малых спутников (Formation Flying) с целью проведения физических, а также других экспериментов. Formation Flying включает в себя несколько спутников, которые объединены одной целевой задачей и выполняющие совместный полет на удалении друг от друга, составляющем небольшое расстояние от десятков метров до десятков километров. Взаимное нахождение и передвижение спутников контролируется и управляется. В 2008 году был произведен технологический запуск двух малых спутников (массой 150 и 40 кг), разработанных Швецией совместно с Германией, Францией и Данией во время осуществления европейского проекта Prisma. Их полет был запланирован с выполнением маневрирования и стыковки.

Сейчас уделяется значительный интерес применению малых спутников для наблюдения Земли из космоса. Можно утверждать, что каждая страна, которая входит в «клуб космических держав», старается снабдить свой первый спутник камерой для съемки поверхности Земли. Кроме ежегодных Конгрессов Международной федерации астронавтики каждые два года в апреле, в Берлине с 1996 года на Симпозиум «Малые спутники для наблюдения Земли из космоса» собираются поклонники такого их применения. Среди многочисленных проектов, в их число входят и реализованные, можно отметить два, которые являются нетрадиционными в идее и в исполнении. К ним относятся Flying Laptop, который разрабатывается в Институте космических систем Университета Штутгарта, а также PRISM, разрабатываемый в Лаборатории интеллектуальных систем Университета Токио.

Микроспутник Flying Laptop, имеющий массу примерно 100 кг имеет 3 камеры наблюдения и прецизионную систему ориентации, которая содержит наиболее широкий набор датчиков и исполнительных органов, обеспечивающих точность ориентации в 150 угловых секунд. Спутник имеет особенность – у него в наличии имеется программируемая вентильная матрица с широкими собственными вычислительными возможностями, которая может быть запрограммирована самим пользователем в условиях космического полета с наземной станции. Скорость передачи данных на Землю составляет 100 Мбит/с. Этот микроспутник разрабатывают в кооперации ведущие германские организации, к примеру, Фраунгоферовкий институт компьютерной архитектуры и технологии программ. Однако данный микроспутник уже нельзя отнести к дешевым «университетским» спутникам.

Следующий спутник является частью класса наноспутников, имеет массу менее 5 кг и размеры 15x15x20 см. Этот спутник был создан на базе идеологии CubeSat, которая прошла испытания на предыдущем

пикоспутнике CubeSat-XI, имеющем массу около 1 кг, который был изготовлен в Университете Токио и выведен на орбиту. К особенности данного спутника можно отнести применение гравитационной штанги для формирования управляющего момента и создания длиннофокусного объектива. Гравитационная штанга представляет из себя устройство в виде стержня, которое разносит части спутника друг от друга на определенное расстояние. Из-за зависящей от расстояния до центра Земли силы притяжения каждой части спутника Землей, создается механический момент, который стремится выставить штангу вдоль направления на центр Земли, местной вертикали. Данный принцип ориентации широко применяется в космической технике для обеспечения ориентации спутников, начиная с орбитальных станций и заканчивая пикоспутниками. Штанга состоит из упругих тонких стержней, сделанных из пластика, сплетенных, как корзина из ивовых прутьев. В сложенном положении она напоминает плоское птичье гнездо, а в развернутом похожа на жесткий «скелет», состоящий из трубы, имеющей длину около 60 см, на конце которой зафиксирован объектив камеры. Предполагаемое оптическое разрешение составляет 10–15 метров на пиксель. Данная система ориентации также включает в себя 3 маховика и 3 токовых катушки с солнечным, магнитным и гироскопическим датчиками ориентации.

Если рассматривать отечественные проекты микроспутников для наблюдения Земли, то стоит обратить внимание на относительно недавно анонсированный проект спутника «Прозрачный Мир», который разрабатывается НПО «Полет» при финансовой поддержке ИТЦ «СканЭкс». По ожиданиям микроспутник должен осуществлять распространение изображений в непрерывном режиме передачи в реальном масштабе времени с пространственным разрешением 50 м в полосе шириной 400 км в четырех спектральных каналах (голубой, зеленый, красный и ближний ИК). Служебные подсистемы необходимо создать на базе новейших технических разработок. Для трехосной ориентации были изготовлены гиромаховики управления с максимальной частотой вращения более 90 000 об/мин и массой 35 г каждый. В конструкции гиромаховиков были использованы принципы плавающей подвески роторов, а также самые современные швейцарские и российские технологии, цифровое управление обмотками электромоторов и интеллектуальный контроль управляющего и кинетического момента. В подсистеме ориентации как датчики были использованы высокоточный магнитометр, имеющий массу 60 г и мощность 0.1 Вт, электромагниты, имеющие массу по 50 г, высокоточные солнечные датчики по 125 г. Все датчики были интегрированы в микропроцессорную структуру, которая состоит из 4 малопотребляющих микроконтроллеров DSP. Для обеспечения навигации в космосе используется бортовой GPS-приемник, имеющий массу 150 г вместе с антенной. С целью коррекции параметров орбиты была создана двигательная установка тягой 0.003 Н при удельном импульсе более 100 с и с массой 100 г. Для обеспечения передачи на Землю

видеоизображений от оптической камеры были разработаны передатчики со скоростью 32 Мбит/с при энергопотреблении 40 Вт и массе 1.6 кг. Информационный поток данных ДЗЗ с применением этого передатчика достигает 60 Гбайт в сутки.

Стоит отметить, что в классе микроспутников почти отсутствуют радиовещательные и телевизионные спутники. Это можно объяснить «законами сохранения» типа «отношения λ к d», потому что для работы вещательного передатчика необходима электроэнергия, запас которой определяется площадью солнечных батарей, и при данных условиях получается уже не малый спутник. Чтобы обеспечить транспортировку электронных сообщений в режиме почтового ящика или персональной связи, которые бы не потребляли большое количество электроэнергии, в 60-е годы применялись малые спутники «Стрела-1» и «Стрела-2», а после в конверсированном виде спутники «Гонец-Д». Аппарат имеет массу примерно 300 кг, скорость передачи данных 1.2–64 кбит/с, пропускная способность системы составляет 1000 Мбит/сутки. Иностранные системы связи включают в себя микроспутники «Orbcomm», масса которых составляет от 22 до 28 кг, а также малые спутники «Globalstar», имеющие массу 220 кг. Каждая из этих систем обладает в составе несколькими десятками спутников, которые летают на орбитах с разными аргументами восходящего узла, а это приводит к более-менее равномерному покрытию земной поверхности их траекториями. Данные спутники можно назвать связными или коммуникационными, но не радиовещательными.

На сегодняшний день число малогабаритных спутников составляет не менее сотни. Далее будут приведены несколько примеров микро- и наноспутников, которые стали одними из первых и основополагающих в производстве таких спутников:

- микроспутники UoSat, которые были созданы в Университете графства Суррей (позже в SSTL), имеющие гравитационную штангу и токовые катушки для обеспечения ориентации заданной оси спутника на Землю. Данная система ориентации стала объектом для подражания многих начинающих разработчиков микроспутников во всем мире на долгий период времени;

- наноспутники TUBSat являются результатом работы группы молодежи под руководством профессора У.Рейнера в Техническом университете в Берлине. Эти наноспутники стали одни из первых снабжаться миниатюрными двигателями-маховиками, которые обеспечивали прецизионное управление угловым движением;

- радиолюбительские микроспутники PACSAT стали положившими начало широкому применению магнитных систем ориентации. С целью создания управляющего момента в магнитных системах применяется взаимодействие собственного (постоянного или же управляемого) магнитного поля спутника с геомагнитным полем. Подобные системы ориентации довольно просты по своему устройству, однако требуют

аккуратного расчета алгоритмов управления и динамики спутника. Такие спутники широко используются для малых аппаратов.

Малые спутники привнесли много нового и значительного в технологию и, самое главное, дали возможность самореализоваться огромному числу небольших по своему составу групп исследователей, ученых и инженеров, а также позволили обычным студентам пройти весь путь целиком — от идеи космического аппарата до его запуска и обработки результатов летных испытаний — и все это за время обучения.

Упомянутые выше гравитационные и магнитные системы ориентации являются приложением проведенных при поддержке РФФИ фундаментальных исследований. Эти исследования включают в себя построение математических моделей отдельных элементов систем ориентации и динамических моделей спутников, анализ влияния различных внешних и внутренних факторов, конструирование и выбор номинальных режимов движения спутников относительно центра масс, построение многоэлементных систем, обеспечение их взаимного движения, проработку перспективных схем управления, определение фактического углового движения спутников по результатам измерений как специальных датчиков ориентации, так косвенных измерений бортовой аппаратуры.

Участие в этих и других проектах в части анализа динамики, разработки схем функционирования систем ориентации и управления, алгоритмов управления и идентификации породило задачи, решение которые потребовали проведения обобщающих исследований, тесно примыкающих к фундаментальным проблемам механики космического полета. Эти задачи успешно решаются при поддержке грантов РФФИ (NN 07-01-92001, 06-01-00389, 03-01-00652). Модели и алгоритмы исследуются в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН на лабораторном оборудовании, созданном при поддержке госконтрактов с Федеральным Агентством по науке и инновациям РФ (NN 02.514.11.4086, 02.514.11.4011, 02.434.11.7061, 02.700.12.050, 37.700.11.0141). Развитие материальной базы и участие в конгрессах Международной астрономической федерации и других научных мероприятиях с докладами о полученных результатах также осуществляется при поддержке РФФИ.

1.9 Бортовые системы наноспутников

Основное назначение бортовых систем - обеспечить функционирование наноспутника, которое начинается с момента отделения его от РН. Состав бортовых систем зависит от его назначения. Рассмотрим назначение и состав наиболее часто используемых служебных систем. Назначение и состав бортовых систем наноспутник представляет собой совокупность функционально связанных систем: энергопитания, управления, ориентации и стабилизации, телеметрического контроля, обеспечения теплового режима, радиотехнические, сбора научной информации, двигательная и ряд других. В зависимости от типа наноспутника отдельные системы могут объединяться и

наоборот устанавливаться дополнительные (радиационная и тепловая защита и т. д.). Для снабжения всей аппаратуры наноспутника электроэнергией служит система энергопитания (СЭП). Постоянные источники электроснабжения не могут обеспечить наноспутник электропитанием в течение длительного времени. Поэтому на наноспутнике должны быть предусмотрены источники пополнения электроэнергии. Наибольшее развитие среди них получили фото электрические преобразователи (ФЭП), преобразующие солнечную энергию в электрическую. Их объединения в единую конструкцию принято называть солнечными батареями (СБ). Задачи СЭП достаточны сложны, так как на наноспутник накладываются массогабаритные ограничения, что приводит к ограничению мощности СБ и, следовательно, СЭП. Для обеспечения функционирования КА в течение длительного времени должен выполняться энергетический баланс, суть которого заключается в том, что среднесуточная мощность потребителей энергии не должна превышать среднесуточной мощности источников электроэнергии. Причем допускается кратковременное превышение потребления отдельной нагрузкой энергетического баланса, однако в течение суток он должен быть восстановлен. При невыполнении энергетического баланса СЭП должна отключать от электроэнергии любую нагрузку, в том числе и такую как бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), что нередко приводит к внештатным ситуациям, т. е. к нарушению функционирования наноспутника. Кроме того, потребители энергии требуют стабилизированного напряжения питания разного номинала. С этой целью СЭП должна обеспечивать преобразование напряжения питания и его стабилизацию. С учетом ограниченных массовых и габаритных характеристик наноспутника еще одной задачей СЭП является максимальная энергоотдача с единицы площади СБ. Энергоотдача зависит от освещенности СБ и структуры фотоэлектрических преобразователей (кремневые, галлиевые и т. д.), имеющих разные КПД. Для обеспечения максимальной энергоотдачи за счет освещенности некоторые наноспутники снабжаются системой ориентации СБ на Солнце. Однако при проектировании таких систем необходимо учитывать, чтобы положительный эффект выигрыша за счет освещенности не был нивелирован дополнительным потреблением электрической энергии системой ориентации СБ, снижением показателей надежности наноспутника, ухудшением массово — габаритных характеристик наноспутника в целом и его удорожанием. Учитывая, что при запуске СБ находятся в сложенном состоянии, необходимо установить их в рабочее состояние после отделения наноспутника от РН или от базового аппарата. Решение этой задачи осуществляет система управления, центральным элементом которой является БЦВМ. Как и любая система управления, она включает в себя датчики и исполнительные устройства. В данном случае сигнал на развертывание СБ система управления получает от устройства отделения наноспутника. Как правило, установка СБ в рабочее положение начинается с временной задержкой после отделения для отхода

наноспутника на определенное расстояние с целью избежания столкновений с ракетой-носителем или базовым аппаратом, от которого отделяется наноспутник. Функционирование наноспутника, как правило, требует его определенной ориентации в пространстве. Поэтому следующей задачей системы управления является ориентация и стабилизация КА. Ориентация необходима для установки определенной плоскости наноспутника или от дельных его частей на заданный ориентир. В качестве ориентира для наноспутника могут служить Земля, Солнце, планеты солнечней системы, звезды и т. д. Задачей стабилизации наноспутника является удержание наноспутника в заданном положении с заданной точностью. С учетом того, что угловая ориентация и стабилизация наноспутника выполняется одной и той же аппаратурой, эти две системы часто объединяют в одну, которую принято называть системой ориентацией и стабилизацией (СОС). В качестве датчиков могут использоваться магнитометры (при ориентации по магнитному полю Земли), инфракрасная вертикаль (при ориентации по тепловому полю Землю), солнечный датчик (при ориентации на Солнце), звездный датчик (при ориентации на звезды), а также инерциальные датчики (гироскопы), определяющие отклонения наноспутника относительно инерциальной системы координат. В качестве исполнительных устройств СОС для наноспутников используются электромагниты (магнитная стабилизация), электромаховичные двигатели (изменяют кинетические моменты). В некоторых наноспутниках в качестве и датчика, и исполнительного органа может использоваться выдвижная штанга с грузом на конце, выполняющая функции гравитационного стабилизатора. Принцип гравитационной стабилизации основан на разности сил притяжения нано спутника и груза, находящихся на разных расстояниях от центра Земли. Такая система не потребляет энергии и относится к пассивным системам. Однако точность стабилизации такой системы невысока, что ограничивает область ее применения. СОС характеризуется точностью ориентации и стабилизации по углу и угловой скорости. Точность ориентации и стабилизации зависит, прежде всего, от точности датчиков, величины управляющего момента и алгоритмов управления (учитывающих отклонение наноспутника не только по углу, но и угловой скорости). Самой высокой точностью измерений обладают звездные датчики, но одновременно они являются и самыми дорогостоящими из числа датчиков. Состав СОС наноспутника определяется с учетом обеспечения точности ориентации и стабилизации, энергетических возможностей наноспутника, срока активного существования и стоимости наноспутника. Следует также учитывать, что звездные и солнечные датчики определяют угловое положение наноспутника относительно звезд или Солнца. Для угловой ориентации наноспутника относительно Земли необходимо кроме этого определять положение наноспутника на орбите. Для решения задачи определения координат (пространственного положения) наноспутника ка, а также определения координат объектов (в том числе и подвижных) на Земле (задачи навигации)

на наноспутника устанавливается которая вместе с управляющими двигателями может входить в систему управления движением центра масс (СУДЦМ). Однако, НАЛ может быть установлена на наноспутник и при отсутствии СУДЦМ. В качестве НАЛ наиболее часто используют спутниковые радионавигационные приёмники, работающие по сигналам систем ГЛОНАСС и GPS. Для обеспечения условий функционирования аппаратуры на борту наноспутника при изменении наружной температуры в космосе на освещенных и неосвещенных участках в значительных пределах в состав бортовых систем может входить система терморегулирования. Основной задачей этой системы является уменьшение диапазона изменения температуры на бортовой аппаратуре. Управление бортовой аппаратурой осуществляется системой управления, центральным элементом которой, как уже говорилось выше, является БЦВМ. В тоже время БЦВМ, работая по заложенной программе, не может предусмотреть всех возможных вариантов управления бортовой служебной аппаратурой и аппаратурой полезной нагрузки (АПН). Поэтому практически все наноспутники предусматривают управление от наземного Центра управления полетом (ЦУП). Для обеспечения передачи команд управления с ЦУП на борт наноспутника используется командная радиолиния Направление передачи информации по этой радиолинии- «Земля-борт». Структура передаваемой по командной радиолинии информации носит служебный характер и, как правило, защищена от произвольного доступа. Скорость передачи информации во время сеансов связи обычно 23 невысока. Команды управления передаются в БЦВМ во время сеансов связи и могут выполняться непосредственно или в необходимое время. Важной задачей функционирования наноспутника является информация о состоянии бортовой систем и АПН, о прохождении команд управления и отработки этих команд аппаратурой наноспутника. Выполнение этой задачи возложено на систему телеметрического контроля (СТК). СТК осуществляет сбор телеметрической информации, формирует специальный телеметрический кадр в цифровом коде, каждый разряд которого несет информацию о состоянии конкретного при бора, аппаратуры или элемента схемы электрической (электрический сигнал). Структура телеметрического кадра может быть индивидуальной для каждого наноспутника или систематизирована для определенной группы наноспутников. Для передачи телеметрической информации на наземные пункты используется телеметрическая радиолиния, которая осуществляет передачу информации «борт-Земля». Объем телеметрической информации, как правило, значительно больше объема командной информации. Поэтому скорость передачи информации по телеметрической радиолинии выше, чем командной. Иногда командную радиолинию и телеметрическую радиолинию объединяют в одну, которую называют совмещенной командно-телеметрической радиолинией (СКТРЛ). При длительном функционировании наноспутника необходимо сохранять информацию для последующей передачи на наземную станцию во время коротких сеансов связи. Для этого в

АПН включают блок памяти. Иногда в наноспутниках для унификации интерфейсов приема- передачи информации вводят унифицированный блок, который называют системой сбора научной информации (ССНИ). Введение унифицированной ССНИ в состав служебных систем позволяет существенно упростить процедуру согласования АПН с бортовыми системами наноспутника. Создание унифицированной платформы, на которую может устанавливаться различная АПН, позволяет существенно сократить сроки разработки и стоимость наноспутника.

ГЛАВА 2. ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ. ОЦЕНКА ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЙ GPS ДАННЫХ

План работы:

1. Система глобального позиционирования GPS.
2. Характеристики GPS – модуля NEO-6M-001.
3. Протокол передачи географических данных NMEA.
4. Прием данных с GPS – модуля. Определение географических координат местоположения с помощью программной среды u-center.
5. Методы анализа точности позиционирования.
6. Вычисление радиуса окружности ошибки (CEP) для оценки точности GPS-измерений.

2.1.Система глобального позиционирования GPS

За последние время система GPS обратилась из непонятной для людей аббревиатуры в прекрасно знакомую, ежедневно облегчающую жизнь тысячам пользователей технологию. Именно поэтому данная часть работы посвящена подробному описанию принципов работы GPS.

GPS (англ. Global Positioning System — система глобального позиционирования, читается Джи Пи Эс) — спутниковая система навигации, обеспечивающая измерение расстояния, времени и определяющая местоположение во всемирной системе координат. Позволяет в любом месте Земли (исключая приполярные области), почти при любой погоде, а также в околоземном космическом пространстве определять местоположение и скорость объектов. Система разработана, реализована и эксплуатируется Министерством обороны США, при этом в настоящее время доступна для использования для гражданских целей — нужен только навигатор или другой аппарат (например, смартфон) с GPS-приёмником.

Вся система работает на основе спутников. Все они находятся на шести орбитах, высота которых составляет порядка 20000 километров, а скорость движения равна 3000 м/сек. Таким образом, за сутки каждый из спутников делает два «витка» вокруг земли.

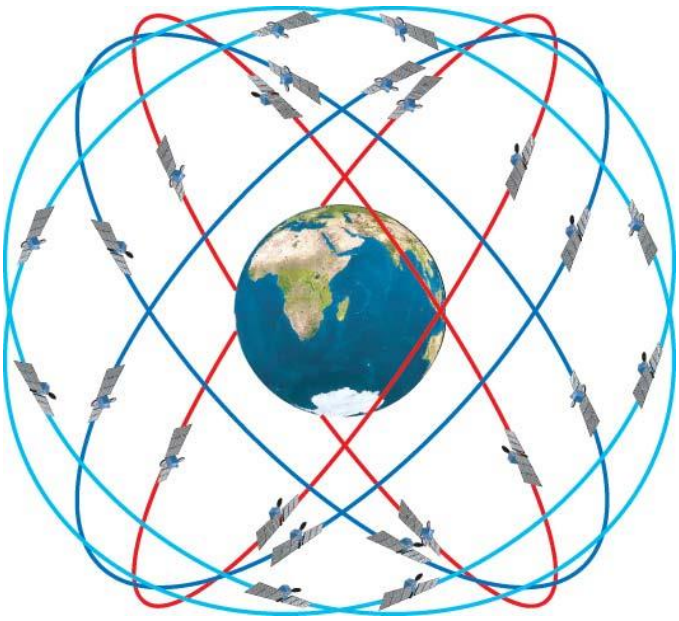


Рисунок 2.1 Ориентация GPS спутников на орбите

Несмотря на то, что для нормальной работы системы достаточно и 24-х спутников, на данный момент в орбитальную группировку входит 30 рабочих аппаратов для достижение более высокой точности. Спутники передают данные на приемник посредством радиосигнала, транслирующего последний на две частоты. Одна из них считается гражданской и имеет индекс L1 (1575.42 МГц), вторая же используется в основном военными и маркируется как L2 (1227.60 МГц).

Очень важный для понимания момент заключается в том, что никакой абонентской платы за пользование услугой GPS не предусмотрено, достаточно просто иметь приемник. Так для решения задач, поставленных в данной части работы использован GPS приемник от u-blox NEO-6M-001.

Рисунок 2.2 GPS модуль NEO-6M-001 компании u-blox

Прежде чем начать знакомство с данным приемником необходимо разобраться в основных принципах работы и характеристиках системы и

модулей в целом. И так, каким же образом системы GPS определяют местоположение? Теоретически для этого необходимы данные с трех спутников. Допустим, что известна величина расстояния от одного спутника до приемника (Расстояние до спутников рассчитывается простейшей формулой — умножением скорости света (скорость распространения радиоволн) на время прохождения сигнала от спутника до приемника. Полученная величина и будет искомым расстоянием). Зная ее, мы можем нарисовать окружность вокруг спутника, на краю которой и будет находиться наш приемник. Далее добавим данные со второго спутника. Таким образом, мы сузили сектор поиска до пересечения двух окружностей. Остается прибавить информацию о третьем спутнике, и мы получим точные координаты приемника(модуля), которые находится на пересечении вышеописанных окружностей. (Рисунок 3)

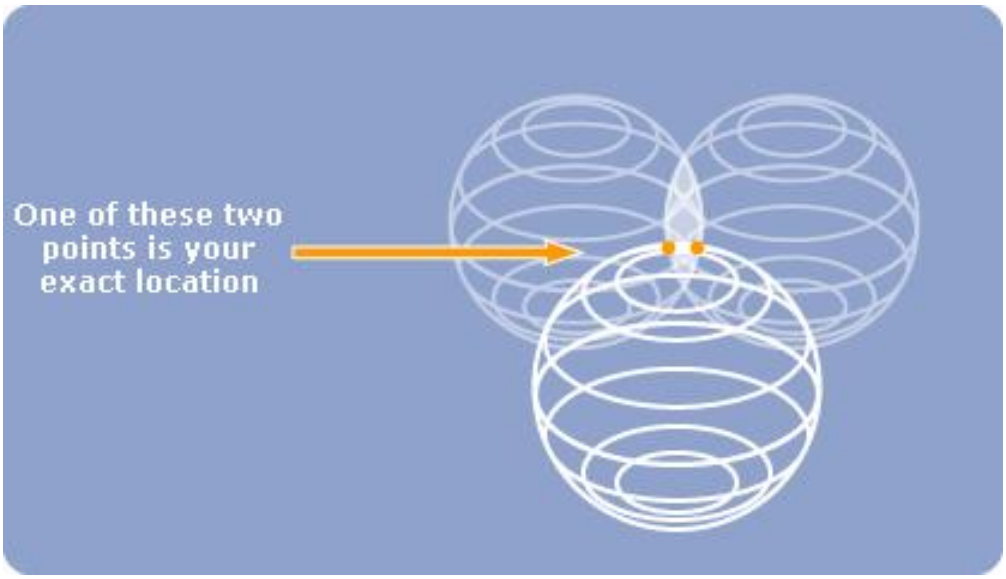


Рисунок 2.3 Принцип определения местоположения средствами GPS

Схема довольно упрощена, если учесть, что мы живем в трехмерном пространстве. Несмотря на это, она полностью отражает логику вычислений. Еще одним важным параметром для определения положения является время. Так как даже малейшее отклонение данных спутниковой системы по времени может привести к значительным ошибкам в координатах. Именно поэтому для точного определения координат нужно не три, а четыре спутника. Последний как раз и призван исключить временные ошибки первых трех.

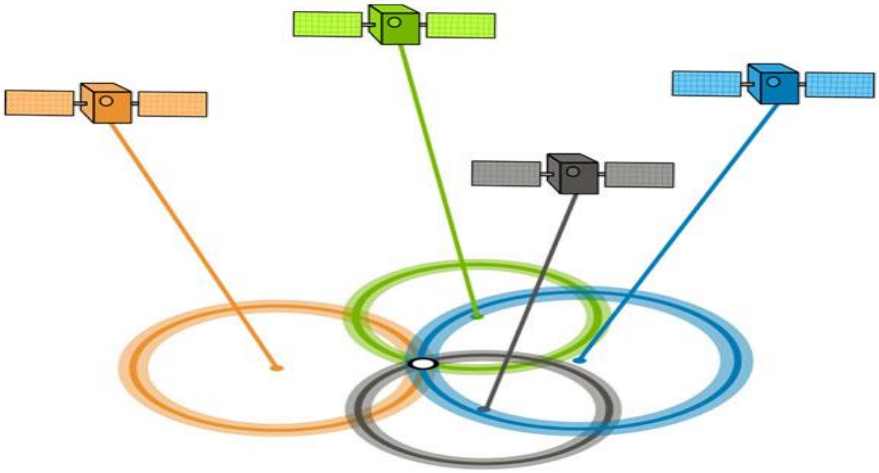


Рисунок 2.4 Принцип определения местоположения средствами GPS (полная схема)

Как мы выяснили ранее, для определения координат GPS-приемнику необходимы данные с орбитальных спутников. Однако их получение и обработка требуют некоторого времени — от нескольких секунд до десятка минут. Попробуем разобраться, от чего зависит это время. В первую очередь, от наличия в приемнике альманаха и эфемерид. Альманах — это данные, передаваемые спутником и содержащие информацию о параметрах орбит всех спутников. С его помощью можно лишь приблизительно вычислить их местоположение. Альманах постоянно обновляется, так как передается каждым спутником, входящим в систему GPS. Время его актуальности составляет 2-3 месяца. Это связано с тем, что в работу спутников ежедневно вносятся корректировки, и по прошествии такого длительного времени погрешность будет слишком велика. Эфемериды, в отличие от альманаха, содержат более точные данные о местоположении спутников, но время их действия составляет не более 4-6 часов. От наличия этих двух типов данных и зависит время старта приемника. Существует три типа стартов — «Холодный», «Теплый» и «Горячий». «Холодный старт» — альманах и эфемериды неизвестны, в современных устройствах занимает несколько минут (Холодный старт вышеупомянутого модуля GPS на практике занял около 20 минут). «Теплый старт» — альманах известен, а эфемериды нет, длится не более минуты. «Горячий старт» — известны и альманах, и эфемериды, занимает несколько секунд. Определить, какой из стартов используется в данный момент, очень просто: если включить приемник первый раз за 3 месяца, то это будет «холодный старт», если с момента последнего использования устройства прошло более 6 часов, то это будет «теплый старт», если менее 4 часов, то «горячий».

Не стоит забывать и об ошибках, которые могут возникнуть в реальных условиях. В первую очередь на точность определения влияет рельеф местности. Если модуль находится в зоне плотной застройки, то вероятность ошибки возрастает в разы, так как на полезный сигнал нередко

накладывается отраженный, снижая, таким образом, точность позиционирования. Также немалое влияние оказывают погодные явления, например, дождь или снег. Не стоит забывать и про такие банальные источники помех, как листва деревьев, бытовые радиоприборы, кузов автомобиля и даже человеческое тело. Как раз все эти факторы и вынуждают использовать не четыре спутника, которых, в теории, достаточно для определения координат, а намного больше, дополнительно применяя при этом сложнейшие алгоритмы расчетов устранения ошибок, (некоторые из которых будут применены в данной работе на практике) вызванных помехами.

Как отмечалось ранее для расчетной части работы выбран модуль серии NEO-6M компании u-blox. Выбор конкретного модуля основан на относительно невысокой цене и возможности детального анализа посредством программного обеспечения, поставляемого производителем.

2.2 Характеристики GPS – модуля NEO-6M-001

Данный приемник производится швейцарской компанией u-blox, основанной в 1997 году. Линейка модулей Neo-6 представлена разновидностями G, Q, M, P, V и T, каждый из которых обладает своими характерными возможностями: например, Neo-6P имеет возможность очень точного (с ошибкой <1 м) определения положения за счет метода Precise Point Positioning (PPP).

Модуль имеет встроенный малошумящий усилитель LNA и предназначен для применения с активной и пассивной антеннами. Использование масочной памяти для хранения программного обеспечения позволяет снизить цену на GPS модуль. Модуль NEO-6M имеет один последовательный порт, один USB порт и SPI порт для вывода данных в формате NMEA, о котором более подробно будет сказано ниже. Низкое напряжение питания от 2,7 до 3,6В позволяет использовать приемник в изделиях с батарейным питанием. Имеется отдельный вывод для питания памяти и встроенных часов.

Размеры	16×12,4×2,1 мм	
Тип приема	50 каналов, L1 частота, C/A код	
Максимальная частота определения координат	4 Гц	
Точность	2,5 м CEP DGPS/SBAS 2,0 м CEP	
	NEO-6Q	NEO-6M
Холодный старт	26 с	27 с
Теплый старт	26 с	27 с
Горячий старт	1с	1 с
Поддерживаемая технология	AssistNow	
Чувствительность в режиме захвата	–148 dBm	–147 dBm
Чувствительность в режиме слежения	–162 dB	–161 dBm
Входной фильтр помех в диапазоне	GPS	
Временная точность	RMS 50 нс 99% (<100нс)	
Напряжение питания	2,7...3,6 В	
Потребляемая мощность	<33 мВт	
Порты	один UART @ уровень 3,3 В, один USB V2.0 Full Speed 12 Мбит/с, SPI порт	
Протокол	NMEA, UBX	
Корпус	24 вывода	
Рабочая температура	–40...+85 °C	
Температура хранения	–40...+85 °C	

Таблица 1. Характеристики модулей NEO-6M/6Q

Для закрепления модуля на плоской поверхности на корпусе есть четыре отверстия. Управление GPS модулем можем осуществляться или с контроллера по интерфейсам (UART, SPI, DDC, IIC) или с компьютера по интерфейсу USB (на некоторых ПК могут возникнуть проблемы с питанием модуля, устранить которые возможно программно или отдельным источником питания). На плате модуля есть один UART интерфейс для подключения питания и ввода/вывода данных. Для данной работы был использован тип коммутации по USB интерфейсу, посредством USB to TTL модуля (рисунок 5) (Компания u-blox предоставляет для Microsoft Windows специализированный драйвер для отладки и работы с настоящими модулями).

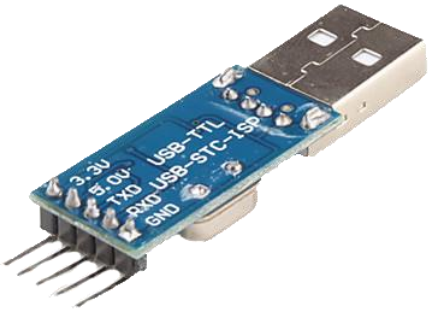


Рисунок 2.5 USB to TTL конвертер

Обозначение контактов:

- VCC (напряжение питания). Соединен с контактом VCC конвертера;
- RX (входящие данные). Соединен с контактом TX конвертера;
- TX (исходящие данные). Соединен с контактом RX конвертера;
- GND (общий контакт). Соединен с контактом GND конвертера;

Ниже представлена практически реализованная схема коммутации модуля USB – UART и GPS модуля.

Рисунок 2.6 Схема коммутации для подключения к персональному компьютеру

Но, микросхема NEO-6M-0-001 позволяет использовать еще несколько интерфейсов для передачи данных хоть они и не выведены (это можно сделать самостоятельно):

- SPI (Serial Peripheral Interface);
- DDC (Display Data Channel);
- IIC (Inter-Integrated Circuit).

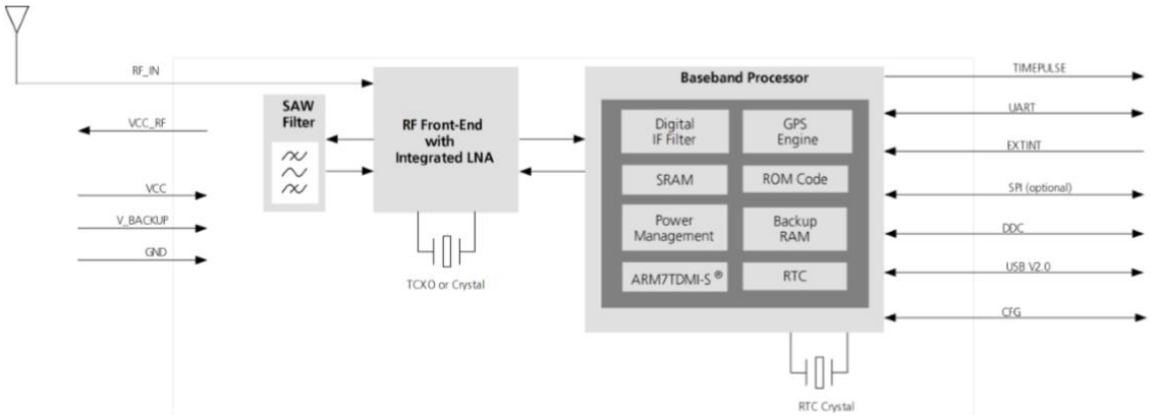


Рисунок 2.7 Блок-диаграмма модуля NEO-6M

Neo-6M умеет использовать SBAS (Satellite Based Augmentation System) — спутниковые системы дифференциальной коррекции, что увеличивает точность определения положения до 2 м, а также AGPS (Assisted GPS) для снижения времени холодного старта. Получение данных AGPS происходит с сайта u-blox с помощью сервисов AssistNow Online и AssistNow Offline (долгосрочный альманах). Модуль обладает поддержкой протоколов NMEA (используемый нами в дальнейшем), UBX и RTCM. UBX — проприетарный протокол от u-blox, а RTCM — протокол для передачи модулю данных о дифференциальной коррекции DGPS.

2.3 Протокол передачи географических данных NMEA.

NMEA — National Marine Electronics Association, а NMEA-0183 (согласно Википедии) — текстовый протокол связи морского (как правило, навигационного) оборудования (или оборудования, используемого в поездах) между собой. В качестве примера, иллюстрирующего формат данного протокола можно привести данные, вещаемые модулем NEO-6M после подключения к COM- порту компьютера (Рисунок 8). Воспользуемся программной утилитой RealTerm для прямого приема данных.

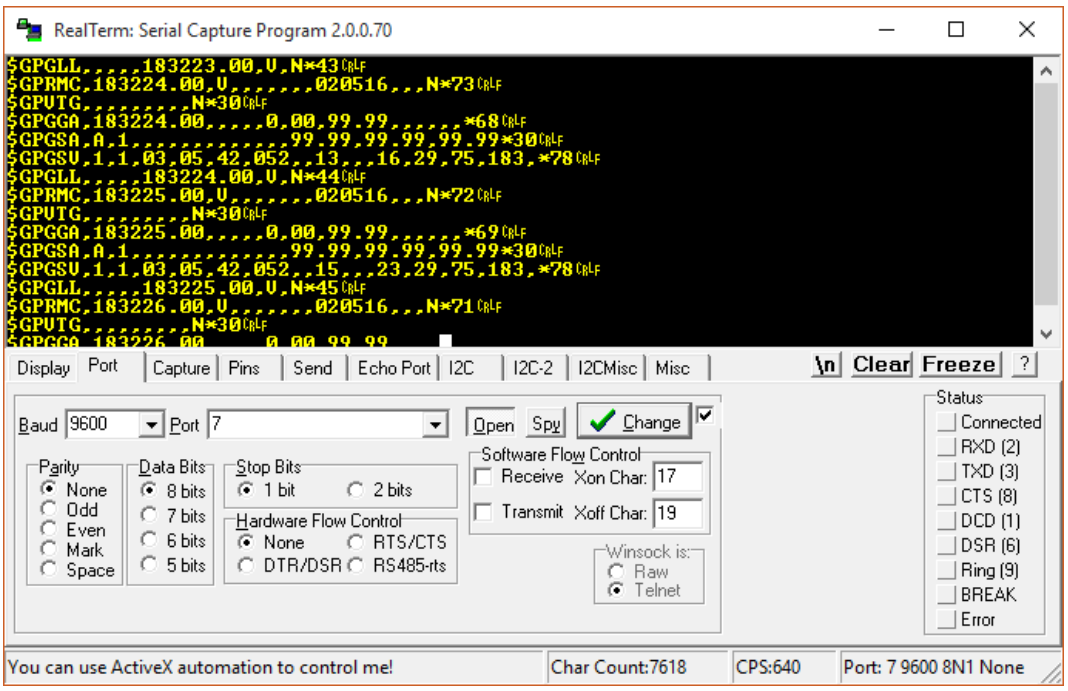


Рисунок 2.8 Прием данных NMEA – 0183

Сначала определим похожие части каждой строки. Легко видеть, что все они начинаются одинаково и более-менее одинаково заканчиваются. $GP — информация идет от приемника GPS (очевидно, что на корабле куча других датчиков: если бы в качестве приемника был аварийный маяк, то строка начиналась бы с $EP, а если эхолот, то с $SD). Каждая строка обязательно заканчивается контрольной XOR-суммой всех байтов в строке начиная от $ и заканчивая* — это как раз те два символа в конце строки. И конечно символы <CR> и <LF> после контрольной суммы. Разберем каждую из строк подробнее.

$GPRMC, hhmmss.ss, A, aaaa.aaaa, N, bbbb.bbbb, E, c.c, d.d, DDMMYY, z1, z2, e*ff

GPRMC — GPS Recommended Minimum Navigation Information sentence C — рекомендуемый минимум навигационной информации, строка типа C.

hhmmss.ss — время по всемирному координированному времени UTC, когда была произведена фиксация положения.

A — флаг достоверности информации. Если V, то информации верить нельзя.

aaaa.aaaaa — величина широты. Первые две цифры — градусы, вторые две — целое значение количества угловых минут, после точки — дробная часть количества угловых минут (переменной длины).

N — северная широта. Если S, то южная.

bbbb.bbbbb — величина долготы. Первые две цифры — градусы, вторые две — целое значение количества угловых минут, после точки — дробная часть количества угловых минут (переменной длины).

E — восточная долгота. Если W, то западная.

c.c — горизонтальная скорость в узлах (умножить на 1,852 для получения скорости в километрах в час), целая и дробная части имеют переменную длину.

d.d — направление скорости (путевой угол, курс) в градусах, целая и дробная части имеют переменную длину.

DDMMYY — текущая дата.

z1 — отсутствующая у нас величина направления магнитного склонения.

z2 — также отсутствующее у нас направление магнитного склонения.

e — индикатор режима.

ff — контрольная сумма.

$GPVTG,a.a,T,b.b,M,c.c,N,d.d,K,A*e

$GPVTG — GPS Track Made Good and Ground Speed — строка с информацией о курсе и скорости.

a.a — курс в градусах.

T — True, флаг достоверности информации.

b.b — направление магнитного склонения (у нас его нет).

M — Magnetic, да, действительно магнитное.

c.c — горизонтальная скорость в узлах (умножить на 1,852 для получения скорости в километрах в час).

N — kNots, узлы.

d.d — горизонтальная скорость в километрах в час (и умножать ничего не надо).

K — километры в час.

ee — контрольная сумма.

$GPGGA,hhmmss.ss,a.a,N,b.b,E,c,d,e.e,f.f,M,g.g,M,h.h,*i

$GPGGA — Global Positioning System Fix Data — строка с информацией о текущем местоположении.

hhmmss.ss — время по всемирному координированному времени UTC, когда была произведена фиксация положения.

a.a — величина широты.

N — северная широта. Если S, то южная.

b.b — величина долготы.

E — восточная долгота. Если W, то западная.

c — флаг качества сигнала GPS.

d — количество используемых спутников.

e.e — фактор снижения точности (DOP, Dilution of precision).

f.f — высота расположения приемника над уровнем моря.

M — высота дается в метрах.

g.g — различие между геоидом (истинной формой нашей планеты) и эллипсоидом по WGS84 (трехмерная система координат для позиционирования).

M — различие дается в метрах.

h.h — номер станции, передающей поправки DGPS.

i — контрольная сумма.

$GPGSA,A,x,y1,y2,y3,y4,y5,y6,y7,y8,y9,y10,y11,y12,z1,z2,z3*i

$GPGSA — GPS DOP and Active satellites — строка с информацией о спутниках, использованных для определения местоположения и о факторах снижения точности.

A — автоматический режим выбора работы в 2D или 3D, M — ручной режим, когда жестко выбран, например, 2D.

x — режим работы приемника: 0 — координаты не определены, 1 — режим 2D, 2 — режим 3D.

y1..y12 — номера спутников, используемых для определения местоположения приемника.

z1..z2 — PDOP, HDOP, VDOP (факторы снижения точности по положению, в горизонтальной плоскости и в вертикальной плоскости соответственно).

i — контрольная сумма.

$GPGSV,a,b,c1,d1,e1,f1,c2,d2,e2,f2,c3,d3,e3,f3,c4,d4,e4,f4*i

GPGSV — GPS Satellites in View — строка содержит в себе информацию о номере, азимуте, высоте над горизонтом и соотношением сигнал/шум спутника. В строке максимально может быть четыре спутника.

a — общее количество строк GPGSV.

b — номер текущей строки.

c1..c4 — номер спутника.

d1..d4 — высота над горизонтом в градусах (0..90).

e1..e4 — азимут спутника в градусах (0..359).

f1..f4 — соотношение сигнал/шум в дБ (0..99).

$GPGLL, 5541.23512, N, 03749.12634, E, 174214.00, A, A*6D

— на этой строке нет смысла останавливаться подробно, поскольку она содержит в себе координаты и время, а это мы уже имеем в строках GPRMC и GPGGA. Полный набор NMEA-сообщений и команд достаточно велик. Как правило, NMEA-сообщения посылаются с интервалом в 1 секунду при скорости обмена данными 4800 бод. Иногда производители приёмников спутниковой навигации и др. устройств с выходом NMEA добавляют собственную информацию, т. е. проприетарные предложения, которые несут дополнительную информацию о работе устройства. Проверка контрольной суммы предложения почти всегда может быть настроена в приемнике информации.

При программной реализации алгоритма конвертирования NMEA данных долготы и широты возможны некоторые затруднения и несоответствия с действительным местоположением. Для полного понимания сути проблемы разберем следующий небольшой пример. Предположим, что строка геоданных в виде NMEA выглядит следующим образом:

3218.0489, N, 6447.5086, W

В данном примере справедливо предположить, что для программной реализации необходимо разделить вышеизложенные значения широты и долготы на 100, представляя NMEA данные в виде десятичных градусов. Однако же, введя значения 32.180489 N и 64.475086 W в сервис Google maps мы обнаружим, что оказались где – то в Атлантическом океане. Следовательно, была допущена ошибка. Правильным решением в данном случае будет перевод десятичной части полученной дроби (минут и секунд) в градусы, делением на 60. В итоге получим следующее:

32 18.0489 N = 32 degrees + 18.0489 / 60 = 32.300815 N

64 47.5086 W = 64 degrees + 47.5086 / 60 = 64.79181 W

В данном случае Google maps выдает корректные значения, а значит алгоритм конвертирования оперирует именно этой математикой. Теперь не представляет никакого труда выделить минуты и секунды из получившегося значения десятичных градусов:

32.300815 = 32 degrees

.300815 * 60 = 18.0489 = 18 minutes

.0489 * 60 = 2.934 seconds

Which can be written as: 32° 18' 2.9"

Суммируя все вышесказанное представляется возможным составить программный код функции для перевода значений NMEA в формат пригодный для оперирования:

```
1) private String NMEAtoNW(double value) {
2) String result = null;
3) double degValue = value / 100;
4) int degrees = (int) degValue;
5) double decMinutesSeconds = ((degValue - degrees)) / 60;
6) double minuteValue = decMinutesSeconds * 60;
7) int minutes = (int) minuteValue;
8) double secsValue = (minuteValue - minutes) * 60;
9) result = degrees + "\u00B0" + " " + minutes + "' " + String.format("%.1f",
secsValue) + "\" ";
10) return result;
        }
```

2.4 Прием данных с GPS – модуля. Определение географических координат местоположения с помощью программной среды u-center.

Программное обеспечение u-center предоставляет установщикам системы и конечным пользователям быстрый и простой способ связи с u-blox OEM платой, коим является модуль NEO-6M, или сенсорным изделием. Благодаря этому, легко оценить, протестировать работу, разработать и отладить GPS приемники.

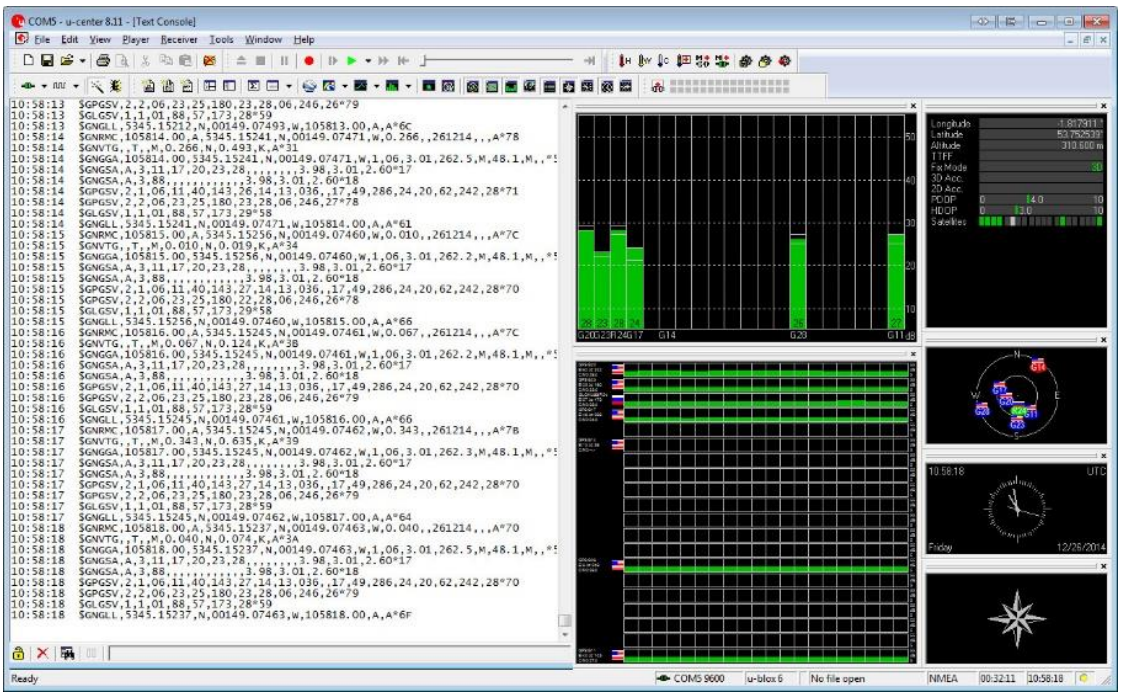


Рисунок 2.9 Интерфейс u-center GPS Evaluation

Обеспечение u-center GPS Evaluation позволяет легко подключиться к u-blox изделию, просмотреть его характеристики, зарегистрировать события и проанализировать работу.

Все аспекты GPS данных (позиция, скорость, время, отслеживание спутника, и т.д.) можно посмотреть и зарегистрировать при различных сценариях тестирования для оценки приемника. Обеспечение u-center позволяет анализировать собранную информацию для изучения рабочих характеристик, таких как точность, позиция движения и траектория, трассировка спутника, время первой фиксации и т.д. Все обработанные данные можно перевести в ASCII формат и отправить, например, в Microsoft Excel для создания графиков и статистики.

Понимание основной концепции u-center очень важно для получения максимальной пользы от мощного обеспечения GPS evaluation. Рисунок 10 демонстрирует архитектуру программного обеспечения. Программа получает поток данных от COM порта или из журнала и разделяет этот поток на сообщения протокола. Из этих сообщений выделяются важные параметры и добавляются в базу данных. В текущей строчке базы данных вычисляются статистические значения параметров. Среднее, минимум, максимум и Стандартное отклонение вычисляются для большинства параметров. Если в протоколе параметр недоступен, u-center пытается его вычислить, используя доступные величины. Например, если доступна северная и восточная скорости, то u-center вычисляет скорость над Землей и курс над Землей, если этих данных нет в протоколе.

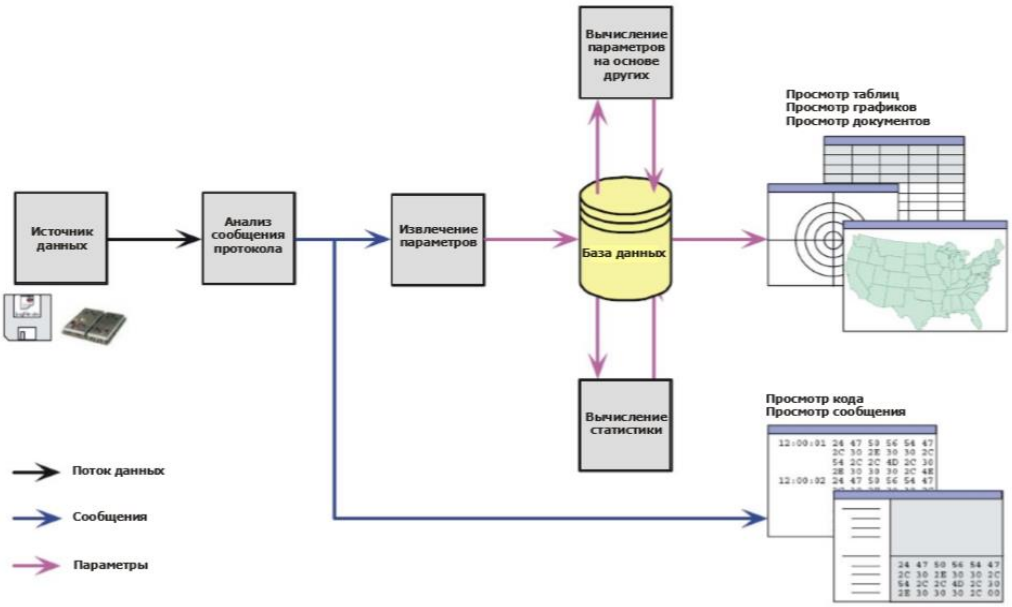


Рисунок 2.10 Машинная архитектура u-center

При обнаружении нового события (при изменении во времени), текущая строчка сохраняется в базе данных. База данных имеет ограниченный размер. Если он превышен, то u-center сохраняет только последние события, а старые удаляет. Размер базы данных можно регулировать. Программная среда обеспечивает различные варианты наблюдения. Большинство из них используют информацию из базы данных.

В данной работе не будут использованы все инструменты среды, ввиду необходимости рассмотрения некоторых моментов, организованных в программе по умолчанию. Первой и основной задачей является прием данных с модуля.

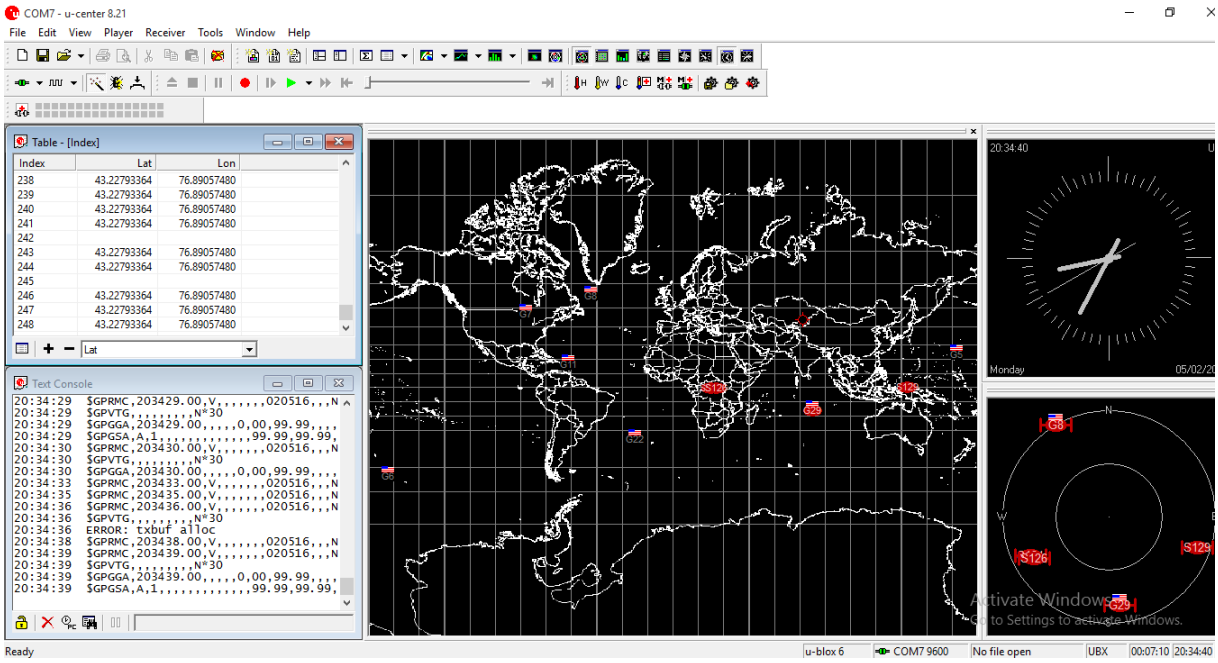


Рисунок 2.11 Прием GPS данных с модуля посредством u-center

Для этого последовательно были выполнены следующие действия:

Произведено подключение модуля к COM порту персонального компьютера

В программной среде u-center было произведено соединение и последующая настройка частоты передачи (9600 бод).

Результат выполненных действий демонстрирует рисунок 2.11. В главном окне программы можно увидеть позиции спутников в зоне видимости, циферблат времени UTC, текстовую консоль (содержащую данные NMEA), карту, указывающую положение модуля (как можно видеть, метка указывает на верное местоположение) и таблицу значений долготы и широты, программно переведенных в надлежащий вид.

Прежде чем начать работу с данным прибором, необходимо провести прошивку конфигурации модуля для более корректной и точной работы прибора. Даже если на сайте продавца написано, что модуль подходит для APM, то не факт, что в нем загружены верные настройки, поэтому нам необходимо сделать эту процедуру. Нажимаем меню «Tools», «GNSS Configuration».

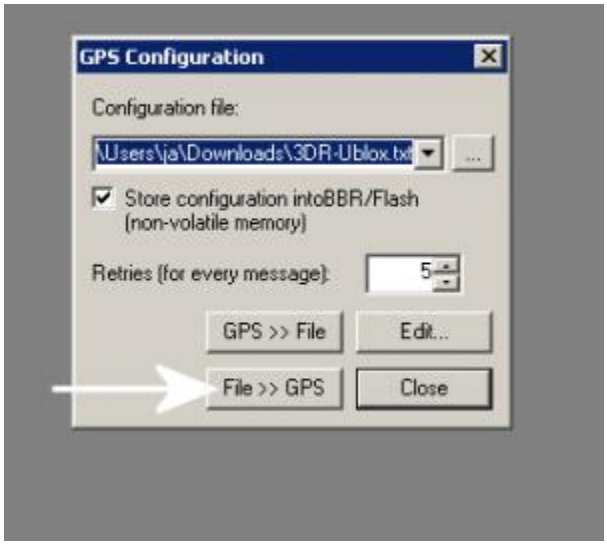


Рисунок 2.12. Настройка модуля NEO-6M

Далее начинается процесс загрузки конфигурации в модуль, о чем будет свидетельствовать движение индикатора прогресса. После загрузки конфигурации был произведен холодный старт модуля. Модуль должен заново получить данные от спутников, чему могут мешать естественные и искусственные объекты. Модуль в этот момент размещается у окна, для лучшего приема сигнала.

Для проверки точности приема и расчета геоданных воспользуемся сервисом Google maps. Введя координаты долготы и широты (Рисунок 2.12) в окно поиска наглядно видно, что модуль и алгоритм расчета, реализованный в программной среде работают исправно.

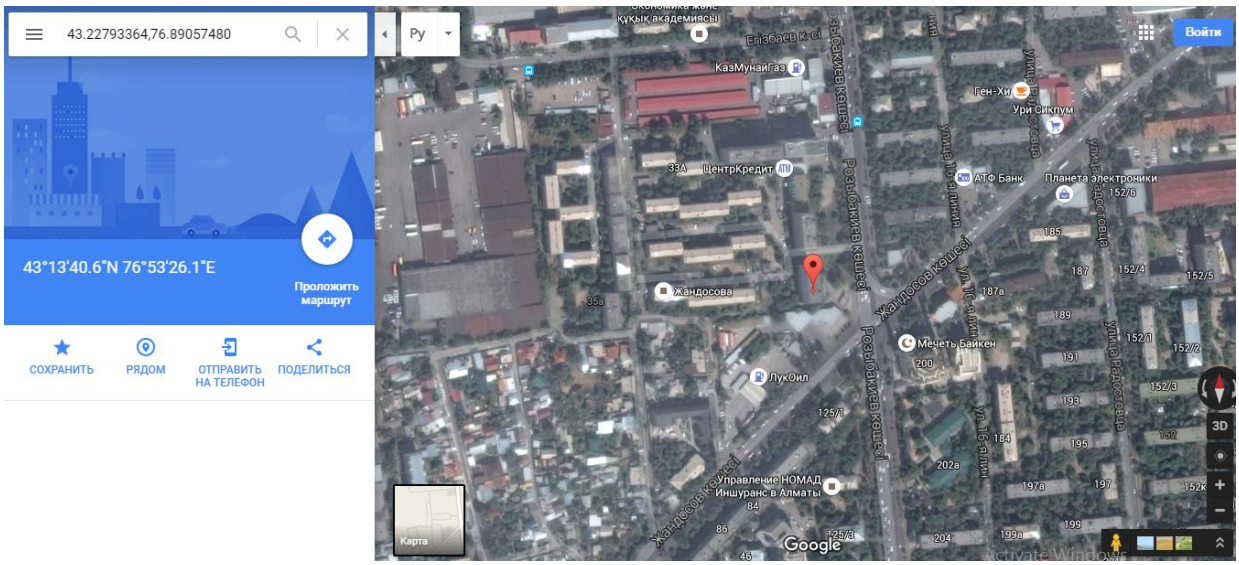


Рисунок 2.13. Определение местоположения средствами Google maps

2.5 Методы анализа точности позиционирования

Существуют различные статистические методы для описания точности позиционирования GPS. Цель данной части работы: представить некоторые из наиболее часто используемых методов, и их связи друг с другом. Для начала необходимо установить разницу между понятиями точности, как показателя степени попадания в центр рассматриваемого радиуса и точности, как степени близости друг к другу независимых результатов измерений (прецизионность). В англоязычной литературе эти понятия известны как Accuracy и Precision. Эти понятия часто используются, чтобы описать, насколько хорошо определена позиция приемником GPS сигнала.

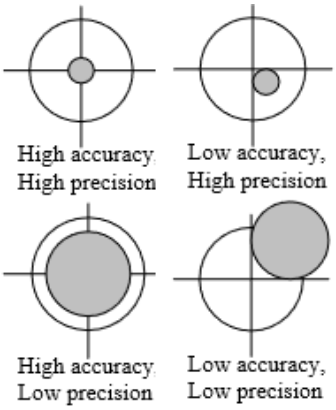


Рисунок 2.14 К понятию о точности

Когда позиции GPS регистрируются в течение долгого времени, значения разбросаны по площади из-за ошибок измерения. Отсюда можно сделать вывод, что оценка качества того или иного GPS приемника может быть проанализирована методами статистической математики. Основные методы измерения точности позиционирования приведены в таблице ниже.

Accuracy Measures	Formula	Probability	Definition
DRMS	$\sqrt{\sigma_x^2+\sigma_y^2}$	**65%**	The square root of the average of the squared horizontal position errors.
2DRMS	$2\sqrt{\sigma_x^2+\sigma_y^2}$	**95%**	Twice the DRMS of the horizontal position errors.
CEP	$0.62\sigma_y+0.56\sigma_x$ (Accurate when $\sigma_y/\sigma_x>0.3$)	**50%**	The radius of circle centered at the true position, containing the position estimate with probability of 50%.
R95	R($0.62\sigma_y+0.56\sigma_x$) (R=2.08, when $\sigma_y/\sigma_x=1$)	**95%**	The radius of circle centered at the true position, containing the position estimate with probability of 95%.

Таблица 2. 2D Position Accuracy Measures

Подобно 2D мерам точности существует множество представлений 3D мер с различными вероятностями. 3D меры точности концептуально аналогичны тем, которые представлены в 2D, с одним лишь отличием: расширена область за счет одного измерения, вертикальной точности. Сферическая вероятное отклонение (SEP) соответствует CEP в 2D, в то время как среднее радиальные сферические ошибки (MRSE) соответствуют DRMS в 2D.

Accuracy Measures	Formula	Probability	Definition
SEP (Spherical Error Probable)	$0.51(\sigma_y+\sigma_x+\sigma_z)$	**50%**	The radius of sphere centered at the true position, containing the position estimate in 3D with probability of 50%
MRSE (Mean Radial Spherical Error)	$\sqrt{\sigma_x^2+\sigma_y^2+\sigma_z^2}$	**61%**	The radius of sphere centered at the true position, containing the position estimate in 3D with probability of 61%
90% Spherical Accuracy Standard	$0.833(\sigma_y+\sigma_x+\sigma_z)$	**90%**	The radius of sphere centered at the true position, containing the position estimate in 3D with probability of 90%
99% Spherical Accuracy Standard	$1.122(\sigma_y+\sigma_x+\sigma_z)$	**99%**	The radius of sphere centered at the true position, containing the position estimate in 3D with probability of 99%

Таблица 3. 3D Position Accuracy Measures

2.6 Вычисление радиуса окружности ошибки (CEP) для оценки точности GPS-измерений

Благодаря некоторым факторам внешней среды, влияющим на измерения GPS (описаны в прошлых главах работы) в одной и той же точке показания прибора будут разными в разные моменты времени.

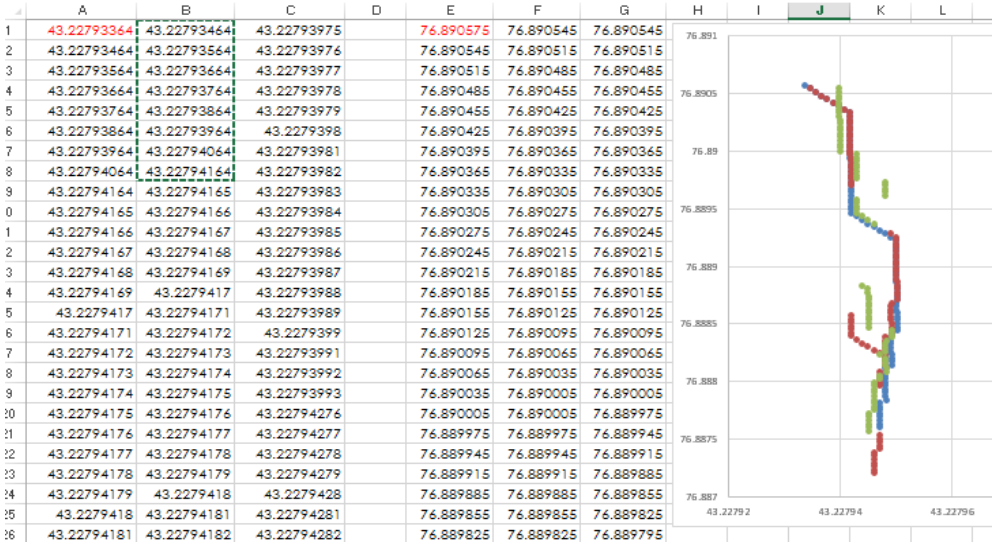
Показатель CEn - радиус окружности в которую попадает n% локаций (Circular Error), один из простых путей оценить точность производимых GPS измерений в данной точке. Метод подразумевает, что

определенное измерение будет более точно, чем этот показатель (находится внутри окружности рассматриваемого радиуса).

При вычислении окружностей ошибки используется опорная точка (в нашем случае разумнее всего использовать показание прибора, ввиду высокой точности), либо задаваемую пользователем, либо вычисляемую как геометрический центр всех измерений, для того, чтобы построить серию окружностей, показывающих куда попадает соответственно определенный процент локаций. Показатель точности бытовых приборов чаще всего отражает именно CEP, то есть, приводимые в спецификациях значения, например, 15 м, следует понимать так: 50% измерений, сделанных данным прибором, будут находится в окружности радиусом 15 метров. Рассмотрим пример: CE90 = 10 м означает, что 90% произведенных измерений попали/попадут в окружность радиусом 10 метров, или

вероятность того, то новое измерение попало/попадет в окружность радиусом 10 метров равна 90%.

Для того, чтобы определить CEn, необходимо получить серию измерений, сделанных в одной точке. Здесь будут использованы данные, полученные при измерении, проводимом в 4-м пункте настоящей работы. Показания 3-х 10-минутных сессий приема координат, по 100 измерений через 2 сек в сессии (всего 300 измерений) показаны ниже. Очевидная регулярность расположения точек связана с разрешением цифровых значений, выдаваемых GPS. Например, точность с которой GPS NEO-6M выдает координаты - 0.0000001 десятичных градусов по долготе, и 0.0000001 по широте.



	A	B	C	D	E	F	G
1	43.22793364	43.22793464	43.22793975		76.890575	76.890545	76.890545
2	43.22793464	43.22793564	43.22793976		76.890545	76.890515	76.890515
3	43.22793564	43.22793664	43.22793977		76.890515	76.890485	76.890485
4	43.22793664	43.22793764	43.22793978		76.890485	76.890455	76.890455
5	43.22793764	43.22793864	43.22793979		76.890455	76.890425	76.890425
6	43.22793864	43.22793964	43.2279398		76.890425	76.890395	76.890395
7	43.22793964	43.22794064	43.22793981		76.890395	76.890365	76.890365
8	43.22794064	43.22794164	43.22793982		76.890365	76.890335	76.890335
9	43.22794164	43.22794165	43.22793983		76.890335	76.890305	76.890305
0	43.22794165	43.22794166	43.22793984		76.890305	76.890275	76.890275
1	43.22794166	43.22794167	43.22793985		76.890275	76.890245	76.890245
2	43.22794167	43.22794168	43.22793986		76.890245	76.890215	76.890215
3	43.22794168	43.22794169	43.22793987		76.890215	76.890185	76.890185
4	43.22794169	43.2279417	43.22793988		76.890185	76.890155	76.890155
5	43.2279417	43.22794171	43.22793989		76.890155	76.890125	76.890125
6	43.22794171	43.22794172	43.2279399		76.890125	76.890095	76.890095
7	43.22794172	43.22794173	43.22793991		76.890095	76.890065	76.890065
8	43.22794173	43.22794174	43.22793992		76.890065	76.890035	76.890035
9	43.22794174	43.22794175	43.22793993		76.890035	76.890005	76.890005
20	43.22794175	43.22794176	43.22794276		76.890005	76.890005	76.889975
21	43.22794176	43.22794177	43.22794277		76.889975	76.889975	76.889945
22	43.22794177	43.22794178	43.22794278		76.889945	76.889945	76.889915
23	43.22794178	43.22794179	43.22794279		76.889915	76.889915	76.889885
24	43.22794179	43.2279418	43.2279428		76.889885	76.889885	76.889855
25	43.2279418	43.22794181	43.22794281		76.889855	76.889855	76.889825
26	43.22794181	43.22794182	43.22794282		76.889825	76.889825	76.889795

Рисунок 2.15 Распределение показаний местоположения

При вычислении измеряются расстояния между средней точкой и каждым измерением, а затем считается на каком расстоянии находится нужный процент точек. Взяв в расчет определения, изложенные в предыдущей главе, можно составить следующий порядок расчета показателя CEP (50%):

По показаниям UTM координат (единица измерения: метр) вычисляются отклонения по осям X и Y соответственно.

По данным значениям вычисляется среднеквадратическое отклонение от среднего значения по следующему соотношению:

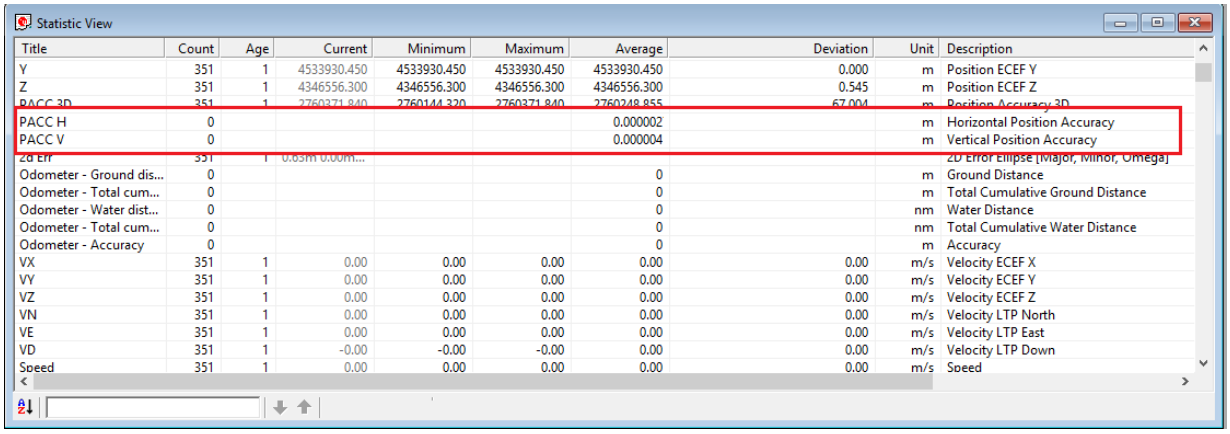
$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(x_i - \mu)^2}$$

Далее по стандартной формуле определяется CEP для данной выборки показаний:

$$CEP = 0.59(\sigma_x + \sigma_y),$$

где σ_x -отклонение по значению долготы, а σ_y - отклонение по значению широты.

Окно статистики программного обеспечения u-center позволяет легко определить отклонения в горизонтальной и вертикальной проекциях координат положения приемника.



Statistic View

Title	Count	Age	Current	Minimum	Maximum	Average	Deviation	Unit	Description
Y	351	1	4533930.450	4533930.450	4533930.450	4533930.450	0.000	m	Position ECEF Y
Z	351	1	4346556.300	4346556.300	4346556.300	4346556.300	0.545	m	Position ECEF Z
PACC 3D	351	1	2760371.840	2760144.320	2760371.840	2760248.855	67.004	m	Position Accuracy 3D
PACC H	0					0.000002		m	Horizontal Position Accuracy
PACC V	0					0.000004		m	Vertical Position Accuracy
2d Err	351	1	0.83m 0.00m...						2D Error Ellipse [Major, Minor, Omega]
Odometer - Ground dis...	0					0		m	Ground Distance
Odometer - Total cum...	0					0		m	Total Cumulative Ground Distance
Odometer - Water dist...	0					0		nm	Water Distance
Odometer - Total cum...	0					0		nm	Total Cumulative Water Distance
Odometer - Accuracy	0					0		m	Accuracy
VX	351	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	m/s	Velocity ECEF X
VY	351	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	m/s	Velocity ECEF Y
VZ	351	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	m/s	Velocity ECEF Z
VN	351	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	m/s	Velocity LTP North
VE	351	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	m/s	Velocity LTP East
VD	351	1	-0.00	-0.00	-0.00	0.00	0.00	m/s	Velocity LTP Down
Speed	351	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	m/s	Speed

Рисунок 2.16 Средние отклонения показаний по X и Y

Таким образом:

CEP = 0.59 (0.000002 + 0.000004) = 0.00000035 m

Можно сделать следующий вывод:

Более 50% показаний, сделанных GPS-приемником, будут находится в радиусе 0.00000035 m от точного местоположения, что пренебрежимо мало и говорит об абсолютной точности измерений.

ГЛАВА 3. Технико-экономическое обоснование системы связи наноспутника

3.1 Цель и задачи проекта

Цель данного экономического расчета заключается в том, чтобы доказать на примере, что разработка системы связи для наноспутника является целесообразной с экономической точки зрения. Разработка системы связи дает возможность сделать наиболее оптимальный выбор проектных параметров до начала реализации самого проекта, что позволит реализовать проект с минимальными затратами.

Космический аппарат (КА) – это общее название технических устройств, которые используются для выполнения различных задач в космическом пространстве, выполнения исследовательских и иного рода работ на поверхности различных небесных тел. В данном дипломном проекте более подробно рассматривался такой класс космических аппаратов, как наноспутники.

В данном разделе представлено технико-экономическое обоснование разработки логики и технологии проектирования космического аппарата. Экономическая часть разработки проекта содержит:

- определение расходов на оплату труда разработчиков;
- определение расходов на техническое обеспечение и разработку;
- определение затрат на потребляемую электроэнергию;
- расчет затрат на социальные нужды;
- расчет цены на оборудование и программного обеспечения с учетом НДС.

Разработка системы связи наноспутника позволит произвести оценку проекта в реальном времени, выявить его достоинства и недостатки и устранить их. Пользователями данной разработки будут сотрудники научно-исследовательского института и студенты университетов. Применение данного продукта значительно облегчит труд и сократит затраты на выполнение работы.

3.2 Расчет затрат на выполнение разработки программы для системы связи наноспутника

Определение затрат на выполнение разработки производится путем составления соответствующей сметы, которая включает следующие статьи:

Материальные затраты;

Затраты на оплату труда;

Отчисления на социальные нужды;

Амортизация основных фондов;

Прочие затраты.

В статью «Материальные затраты» включаются затраты на основные и вспомогательные материалы, энергию, необходимые для выполнения представленного проекта.

3.2.1 Расчет затрат на техническое обеспечение проекта

Оборудование, используемое при разработке ПП, количество и цена представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Перечень оборудования, необходимого для разработки ПП

Наименование	Характеристики	Количество единиц	Цена за единицу, тенге	Общая сумма, тенге
Ноутбук	Acer E5-571G / Intel(R) Core(TM) i7-4510U CPU 2,6GHz / 6Gb / 1000Gb / NVIDIA GeForce 840M 2Gb	1	160000	160000
GPS модуль	Ublox NEO-6M (GY-GPS6MV2)	1	8400	8400
USB to TTL	Ch340g CH340 3.3В 5В переключатель	1	600	600
Антенна	cirocomm 607c	1	700	700
Итого				169700

Программное обеспечение, используемое в работе, и стоимость представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Перечень программного обеспечения, используемого при разработке программного продукта

Программное обеспечение	Стоимость, тенге
Операционная система Microsoft Windows 8 Professional, 64 bit	35 500
u-center_v8.21	4500
Итого	40000

Цены на оборудование и на ПО приведены без учета НДС.

3.2.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе

Для реализации проекта по разработке системы связи необходимы следующие сотрудники:

1. Разработчик;
2. Руководитель проекта;

Количество сотрудников, задействованных в разработке имитационной модели, представлено в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Данные о работниках, задействованных в проекте и их заработная плата

Наименование	Количество	Заработная плата, тенге
Разработчик	1	140000
Руководитель проекта	1	200000
Итого	2	340000

3.2.3 Определение сроков реализации проекта

Проектирование и разработка программного продукта состоят из этапов и включает следующие виды работ:

1-й этап – постановка задачи, сбор необходимой информации, разработка структуры дипломного проекта;

2-й этап – разработка первой части проекта (анализ системы связи наноспутника);

3-й этап – анализ основных стандартов проектирования;

4-й этап – разработка, сборка оборудования и программного обеспечения для системы связи с помощью наноспутника;

5-й этап – проверка соответствия стандартам, проверка и сдача отчета.

Общее количество недель, необходимых для выполнения каждого этапа реализации проекта, указано в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Этапы и сроки реализации проекта

Наименование этапа		Ответственное лицо	Количество недель
1 этап	Постановка задачи	Руководитель	1 неделя
	Подбор и изучение литературы	Руководитель, разработчик	2 недели
	Разработка структуры проекта	Руководитель	1 неделя
2 этап	Анализ системы космической связи с помощью наноспутника	Разработчик	1 неделя
3 этап	Анализ основных стандартов проектирования	Разработчик	1 неделя
4 этап	Разработка и сбор конструкции GPS датчика	Разработчик	2 недели
	Разработка программного обеспечения для GPS датчика	Разработчик	2 недели
5 этап	Составление проектной документации	Разработчик, руководитель	1 неделя
	Проверка соответствия стандартам	Руководитель	1 неделя
	Проверка и сдача отчета	Разработчик, руководитель	1 неделя

График разработки проекта представлен в таблице 3.5.

Таблица 3.5 – График разработки проекта

Наименование этапа		Недели от начала работ									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1 этап	Постановка задачи										
	Подбор и изучение литературы										
	Разработка структуры проекта										
2 этап	Анализ системы космической связи с помощью наноспутника										
3 этап	Анализ основных стандартов проектирования										
4 этап	Разработка GPS датчика										
	Разработка программного обеспечения для GPS датчика										
5 этап	Составление проектной документации										
	Проверка соответствия стандартам										
	Проверка и сдача отчета										

3.3 Затраты на разработку системы

Затраты на разработку системы (производственные затраты) представляют собой единовременные расходы на всех этапах инновационного процесса: исследование, разработка, опытная проверка. Определение затрат на разработку проекта производится путем составления калькуляции плановой себестоимости. В плановую себестоимость включают все затраты, связанные с ее выполнением, независимо от источника их финансирования.

Вся стоимость разработки проекта определяется по формуле 3.1:

$$Сб = ФОТ + О_{сн} + А + Э + Н \qquad (3.1)$$

где Сб – себестоимость;

ФОТ – фонд оплаты труда;

$О_{сн}$ – отчисления на социальные нужды;

А – амортизационные отчисления;

Э – затраты на электроэнергию;

Н –накладные расходы.

3.3.1 Расчет фонда оплаты труда

Фонд оплаты труда (ФОТ) – это суммарные издержки предприятия на оплату труда всех работников за определенный период, который формируется из основной и дополнительной заработной платы и определяется по формуле 3.2:

$$ФОТ = З_{осн} + З_{доп} \quad (3.2)$$

где $З_{осн}$ - основная заработная плата;

$З_{доп}$ – дополнительная заработная плата.

На этапах разработки ПП, участники разработки задействованы неравноценно, для этого необходимо рассчитать средний дневной заработок, а затем общий размер заработной платы.

Средний дневной заработок каждого работника рассчитывается по формуле:

$$D = \frac{ЗП_м}{Д_р} \quad (3.3)$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце (22 дня – пятидневная рабочая неделя).

1. Разработчик: $D = \frac{140000}{22} = 6363$ тенге/день

2. Руководитель: $D = \frac{200000}{22} = 9090$ тенге/день

Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$H = \frac{ЗПм}{Др \cdot Чр} \quad (3.4)$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце (22 дня – пятидневная рабочая неделя);

Чр – продолжительность рабочего дня, час (при 8-часовом рабочем дне).

1. Разработчик: $H = \frac{140000}{22 \cdot 8} = 795$ тенге/час

2. Руководитель проекта: $H = \frac{200000}{22 \cdot 8} = 1136$ тенге/час

Длительность цикла в днях по каждому виду работ определяется по формуле:

$$t_n = \frac{T}{q_n \cdot z \cdot K} \qquad (3.5)$$

где T – трудоемкость этапа, норма-час;
qn – количество исполнителей по этапу;
z – продолжительность рабочего дня, z = 8 часов;
K – коэффициент выполнения норм времени, K=1,1.

Полученную величину tn округляю в большую сторону до целых дней:

$t_1 = \frac{15}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ - руководитель; постановка задачи;

$t_2 = \frac{24}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 3$ - разработчик; подбор и изучение литературы;

$t_3 = \frac{24}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 3$ - руководитель; подбор и изучение литературы;

$t_4 = \frac{28}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 3$ - руководитель; разработка структуры проекта;

$t_5 = \frac{80}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 9$ - разработчик; Анализ системы космической связи с помощью наноспутника;

$t_6 = \frac{60}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 7$ - разработчик; анализ основных стандартов проектирования;

$t_7 = \frac{30}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 3$ - разработчик; Разработка и сбор конструкции GPS датчика;

$t_8 = \frac{35}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 4$ - разработчик; Разработка программного обеспечения для GPS датчика;

$t_9 = \frac{15}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ - разработчик; составление проектной документации;

$t_9 = \frac{15}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ - руководитель; составление проектной документации;

$t_{10} = \frac{12}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 1$ - руководитель; проверка соответствия стандартам;

$t_n = \frac{14}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ - разработчик; проверка и сдача отчета;

$t_n = \frac{14}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$ - руководитель; проверка и сдача отчета.

Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату

работников, задействованных в разработке имитационной модели представлены в таблице 3.6

Таблица 3.6 – Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату

Наименование работ	Исполнитель	Трудоемкость		Длительность цикла, днях	Заработная плата за час работы, тенге	Сумма заработной платы, тенге
		Норм о-час	% от общей трудоемкости			
1 Постановка задачи	Руководитель	15	4,10	2	1136	17040
2 Подбор и изучение литературы	Руководитель	24	6,56	3	1136	27264
	Разработчик	24	6,56	3	795	19080
3 Разработка структуры проекта	Руководитель	28	7,65	3	1136	31808
4 Анализ логики и технологии проектирования космических аппаратов	Разработчик	80	21,86	9	795	63600
5 Анализ основных стандартов проектирования	Разработчик	60	16,39	7	795	47700
6 Разработка логики проектирования КА	Разработчик	30	8,20	3	795	23850
7 Разработка технологии проектирования КА	Разработчик	35	9,56	4	795	27825
8 Составление проектной документации	Руководитель	15	4,10	2	1136	17040
	Разработчик	15	4,10	2	795	11925
9 Проверка соответствия стандартам	Руководитель	12	3,28	1	1136	13632
10 Проверка и сдача отчета	Руководитель	14	3,83	2	1136	15904
	Разработчик	14	3,83	2	795	11130

Итого		366	100	43		327798

Дополнительная заработная плата составляет 10 % от основной заработной платы и рассчитывается по формуле 3.6:

$$З_{доп} = З_{осн} \cdot 0,1 \qquad (3.6)$$

$З_{доп}$ = 32779 · 0,1 = 32779 тенге

Таким образом, суммарный фонд оплаты труда составит:

ФОТ = 327798 + 32779 = 360577 тенге

3.3.2 Расчет затрат по социальному налогу

Социальный налог составляет 11% (ст. 358 п.1 НК РК) от дохода работника, и рассчитывается по формуле 3.7:

$$Сн = (ФОТ – ПО) \cdot 0,11 \qquad (3.7)$$

где ПО – пенсионные отчисления, которые составляют 10% от ФОТ и социальным налогом не облагаются.

$$ПОФОТ \cdot 0,1 \qquad (3.8)$$

ПО = 360577 · 0,1 = 36057 тенге

Размер отчислений на социальные нужды составит:

Сн = (327798 – 36057) · 0,11 = 32091 тенге

3.3.3 Расчет амортизационных отчислений

Амортизационные отчисления рассчитываются по формуле 3.9:

$$A_i = \frac{Н_A \cdot C_{пер} \cdot N}{100 \cdot 12 \cdot n} \qquad (3.9)$$

где: Н А - норма амортизации;

Спер – первоначальная стоимость оборудования;

N – количество дней на выполнение работ;

n – количество дней в рабочем месяце.

Норма амортизации НА на компьютерную технику и на программное обеспечение составляет 40% от всей стоимости.

Амортизационные отчисления по используемому оборудованию и программному обеспечению составят:

$A_1 = \frac{40 \cdot 160000 \cdot 43}{100 \cdot 12 \cdot 22}$ = 10424,2 тенге;

$A_2 = \frac{40 \cdot 8400 \cdot 43}{100 \cdot 12 \cdot 22}$ = 547 тенге;

$A_3 = \frac{40 \cdot 600 \cdot 43}{100 \cdot 12 \cdot 22}$ = 40 тенге;

$A_4 = \frac{40 \cdot 700 \cdot 43}{100 \cdot 12 \cdot 22}$ = 46 тенге;

$A_5 = \frac{40 \cdot 35500 \cdot 43}{100 \cdot 12 \cdot 22}$ = 2312,8 тенге.

$A_6 = \frac{40 \cdot 4500 \cdot 43}{100 \cdot 12 \cdot 22}$ = 293 тенге.

A = 10424,2 + 547 + 40 + 46 + 2312,8 + 293 = 13663 тенге

3.3.4 Расчет затрат на электроэнергию

Так как, в процессе производства используется электрооборудование необходимо рассчитать затраты на электроэнергию. Затраты на электроэнергию для производственных нужд включают в себя расходы электроэнергии на оборудование и дополнительные нужды.

$$Э = З_{эл.эн.обор} + З_{доп.нуж} \qquad (3.10)$$

где Зэл.эн.обор – затраты на электроэнергию оборудования;

Здоп.нуж – затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на оборудование рассчитываются по формуле 3.11:

$$З_{эл.эн.обор} = W \cdot T \cdot S \cdot K_{исп} \qquad (3.11)$$

где W - потребляемая мощность, Вт;

T –количество часов работы оборудования;

S – стоимость киловатт-часа электроэнергии (1кВтч = 25 тенге);

$K_{исп}$ - коэффициент использования ($K_{исп}$ = 0,9).

W = 90 Вт = 0,09 кВт (мощность ноутбука);

T = 366 ч;

S = 25 тенге.

Сумма затрат на электроэнергию основного оборудования составляет: $З_{эл.эн.обор}$ = 0,09 · 366 · 25 · 0,9 = 741 тенге.

Затраты на дополнительные нужды берутся по укрупненному показателю в размере 5% от затрат на оборудование:

$$З_{доп.нуж} = 0,05 \cdot З_{эл.эн.обор} \quad (3.12)$$

$З_{доп.нуж} = 0,05 \cdot 745 = 37$ тенге Суммарные затраты на электроэнергию составляют:

Э = 741 + 37 = 778 тенге.

3.3.5 Расчет накладных расходов

Накладные расходы являются косвенными издержками предприятия, возникающие дополнительно к основным затратам предприятия по производству и реализации продукции/работ/услуг. В данном курсовом проекте накладные расходы включают в себя:

арендную плату за офис;

содержание офиса, оплату коммунальных услуг,

расходы на услуги связи (телефон, интернет) и так далее.

Стоимость аренды помещения на месяц равна 80000тг. (в эту сумму включены коммунальные услуги).

Арендная плата рассчитывается по формуле:

$$АП = Са \cdot S, \quad (3.13)$$

где Са – срок аренды;

S – стоимость аренды за 1 месяц.

Расчет арендной платы по формуле (3.14):

АП =3 · 80000= 240000 (тенге).

Месячная оплата за интернет - 8700 тенге. Общая стоимость интернета за весь период определяется по формуле:

$$Ри = Ти \cdot С \quad (3.15)$$

где Ти – Время использования интернета, мес.

С – стоимость интернета за 1 месяц.

Общая стоимость интернета за весь период рассчитан по формуле (3.16):

Ри=3 · 8700=26100 (тенге).

Прочие хозяйственные расходы составляют 7500 тенге.

Накладные расходы = 240000 + 26100 + 7500 = 273600 (тенге)

Таким образом, в соответствии с формулой 3.1, суммарные затраты по разработке программного продукта составляют:

Сб = 360577 + 32091 + 13663 + 262,6 + 273600 = 680194 тенге

Смета затрат по разработке имитационной модели и структура затрат представлены в таблице 3.7 и на рисунке 3.1.

Таблица 3.7 – Стоимость разработки имитационной модели системы энергоснабжения наноспутника

Наименование статей затрат	Сумма, тенге	Структура затрат, %
ФОТ	360577	53
Социальный налог	32091	5
Амортизационные отчисления	13663	2
Затраты на электроэнергию	262,6	0,04
Накладные расходы	273600	40
Итого	680194	100

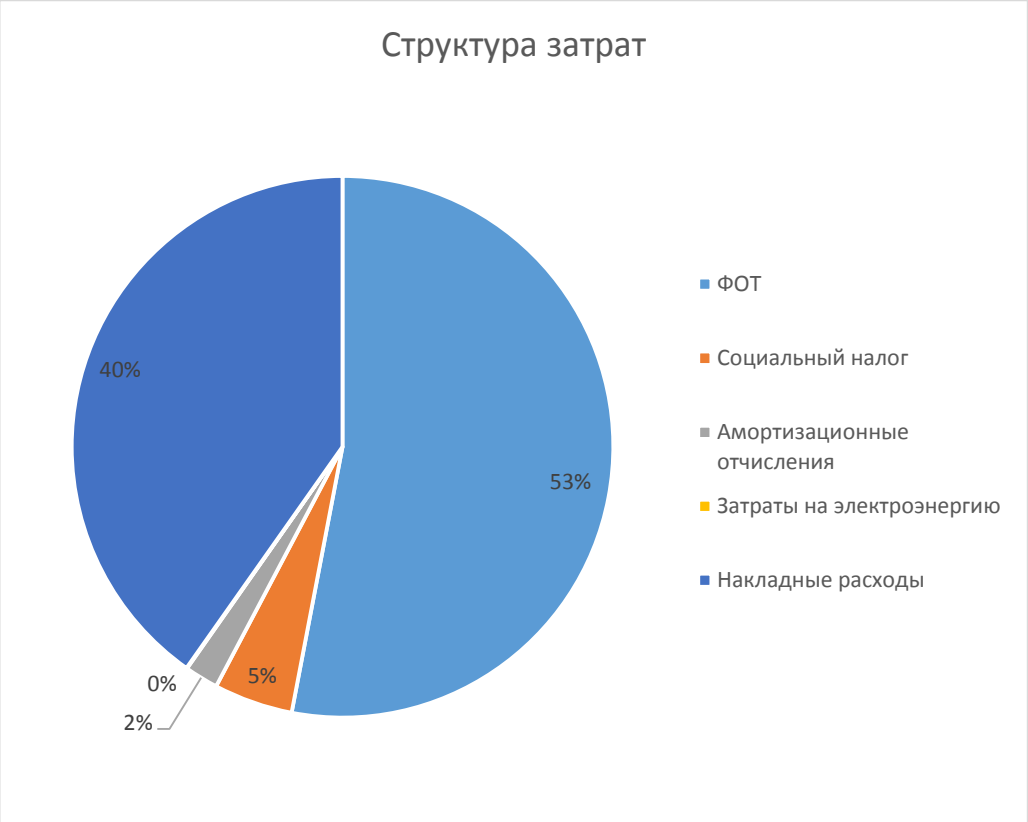


Рисунок 3.1 – Структура затрат по разработке имитационной модели

3.4 Цена реализации

Цена реализации программного продукта складывается из его стоимости и прибыли:

$$Ц = Сб + П \quad (3.17)$$

где Сб – стоимость продукта;

П –прибыль.

При определении первоначальной цены следует задать уровень рентабельности (20%) для реализации программного продукта:

$$Ц_П = Сб \cdot (1+Р/100) \quad (3.18)$$

где Р – рентабельность (20%).

Ц = 680194 · (1 + 0,2) = 816232,8 тенге.

Цена реализации готовой продукции рассчитывается по формуле:

$$Ц_Р = Цп + НДС \quad (3.19)$$

где НДС – налог на добавочную стоимость.

НДС рассчитывается по формуле:

$$НДС = Цп \cdot 0,12 \quad (3.20)$$

НДС = 816232,8 · 0,12 = 97947,9 тенге.

$Ц_Р$ = 816232,8 + 97947,9 = 914180,7 тенге

Данный проект создан для реализации различных образовательных целей, а также для научных институтов, чья деятельность связана с проектированием и связью космических аппаратов. Разработка системы космической связи была показана на примере наноспутника, данный расчет показывает рентабельность проекта. При проектировании космических аппаратов очень важно знать, каким образом необходимо выбирать цели проектирования, характеристики и параметры космического аппарата, его полезную нагрузку и многие другие проектные данные; как сформировать поэтапный календарный план, предотвратить несоответствия и ошибки качества; именно поэтому я считаю, что данный проект является актуальным и будет интересен многим учебным заведениям и предприятиям. Разработка системы космической связи дает возможность сделать наиболее оптимальный выбор проектных параметров до начала реализации самого проекта, что позволит реализовать проект с минимальными затратами. В данном разделе представлено технико-экономическое обоснование представленного проекта.

В результате экономического расчета затраты на разработку программного продукта составили 680194 тенге. Основной статьей расходов является заработная плата, которая составляет 53,7% от всех затрат. На втором месте накладные расходы, которые составляют 40% от всех затрат. Цена реализации программного продукта – 914180,7 тенге.

Представленная разработка может быть реализована множество раз и в различных вариациях, что подтверждает выгодность данного проекта.

ГЛАВА 4. БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

4.1 Гептил как источник наибольшей опасности для окружающей среды

В данной дипломной работе рассматривается степень влияния диметилгидразина (гептил) на окружающую среду, а также расчет глубины зоны заражения при аварии на объекте.

Экология Республики Казахстан отличается своей сложной обстановкой, которая оказывает большое влияние на здоровье и физическое состояние населения. Кроме природных, социальных факторов на здоровье граждан существенное влияние оказывают отрицательные техногенные факторы. Ярким примером такого влияния может послужить деятельность космодрома «Байконур». «Байконур» - действующий космодром, занимающий первое место по количеству совершаемых пилотируемых запусков. Основное воздействие на экологию от осуществления запусков оказывают поля падения отъединяющихся частей (ступеней) РН «Протон, а также токсическими составляющими топлива для ракет (гептил, а также его производные, азотный тетраоксид и др.). Несмотря на это, наиболее сложной проблемой является увеличение заболеваемости и ухудшение здоровья населения, проживающего на территориях, прилегающих к районам падения и воздействия диметилгидразина.

Каждое десятилетие число космодромов стремительно растет. На сегодняшний день с учетом строящихся их числится уже более 30. Само собой разумеется, что при такой расширенной сети космодромов все запуски ракет-носителей создают значительные риски негативного влияния на окружающую среду, на экологию. Несмотря на то, что «присутствием в космосе» обладают более десяти государств, сегодня все еще нет определенной международной программы для разрешения проблем, связанных с экологической обстановкой, которые возникают при падении отработанных элементов космических летательных аппаратов. Сегодняшняя геополитическая ситуация ставит страны, осваивающие космос, один на один с вопросом о предсказывании рисков и вероятности отрицательного влияния отработанных ракет на экологию. Ракета-носитель "Протон-М", стартовый вес которой составляет 687 т, заправляется токсичными элементами, такими как гептил, он же демитилгидразин и азотный тетраксид. Носитель "Союз-У", вес которого начинается от 315 т заправляется менее токсичными элементами, такими как керосин Т1 и жидкий кислород. Ракета-носитель «Зенит», вес начинается от 460 т, заправляется керосином Т1 и жидким кислородом. Носители «Союз-2,1а» и «Союз-ФГ», так же заправляются керосином и жидким кислородом. Ракета «Рокот», вес которой начинается от 107 т, заправляется гептилом с высоким показателем токсичности, а также азотным тетраксидом. Ракета-носитель «Днепр» (вес от 211 т), заправляется гептилом и азотным тетраксидом. При этом безусловным становится то, что компоненты с высоким показателем токсичности, такие как гептил, а также

азотный тетраксид, являются причиной наивысшей угрозы для экологической обстановки. Крупные риски могут появляться со стороны химического влияния на экологию, если учитывать, что порядка 90% начального веса образуют элементы горючего и окислителя. Этими рисками могут быть как загрязнения поверхностных и грунтовых вод, так и химические загрязнения атмосферы и почвы. Все приведенные риски требуют к себе серьезного подхода и тщательного внимания.

4.2 Влияние гептила на организм человека

Зачастую на организм человека непосредственное воздействие оказывают запуски ракет. Это могут быть погодные изменения, разливы топлива в атмосфере, вынос пыли, отравление среды жизнедеятельности. Кроме этого, опасными факторами, вызванными вследствие запуска ракет, являются: хранение и транспортировка горючего, а также компонентов для ракет; влияние загрязняющих территории, атмосферы, акватории токсичных элементов ракетных либо иных топлив; последствия падения частей ракеты, ступеней с невыработанным топливом, аппаратов, мишеней, которые возвращаются из космоса; взрывы в атмосфере и на поверхности земли; временные озоновые «дыры» могут облучать живые организмы прямо из космоса.

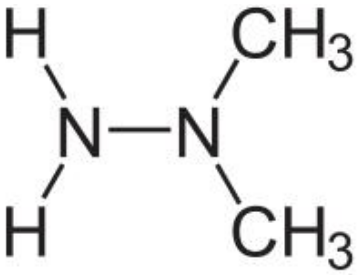
Все перечисленные факторы долгосрочны по временному воздействию и эффекту и провоцируют негативные исходы, влияя на хозяйственные угодья, биоценозы и даже на население целых регионов. Из всех наиболее исследованных выделяется фактор загрязнения природно-хозяйственных комплексов топливом ракет (все классы опасности). К ним относятся элементы первого класса опасности, такие как несимметричный диметилгидразин, известный также как НДМГ, нитрозодиметилгидразин, гептил; нитрозодиметиамин, азотный тетраоксид и формальдегид. Перечисленные вещества отрицательно воздействуют на биологические объекты, эффекты несут канцерогенный, тератогенный, а также мутагенный эффекты.

При любых способах проникновения в человеческий организм (посредством прохождения через, желудочно-кишечный тракт, кожу, органы дыхания) гептил опасен для организма. Отравление гептилом выражается через возбуждение, расстройство дыхания, тонические и клинические судороги, функциональные сдвиги центральной нервной системы, поражение печени, а также почек, изменение состава периферической крови. При проникновении в организм диметилгидразин быстро всасывается в кровь, равномерно распространяется по всем органам, тканям; выделяется он через почки, а также легкие.

След пролетевшей ракеты, или же падающей ступени на земле, который содержит топливо, его окислы и соединения – самое крупное, «аэрогенное» загрязнение. Загрязнения могут разноситься из районов падения ракет или

ступеней на сотни, тысячи километров ветром и водой. Средний показатель запуска космодромом «Байконур» - 25-30 ракет в год. От 1200 запущенных ракет-носителей, за весь период функционирования космодрома Байконур, общий объем разлитого диметилгидразина составляет не менее чем 2000 тонн. Если говорить о взаимодействии гептила с другими элементами, то это озон. На расстоянии до 10 километров с подветренной стороны от свежего пятна, пролитого гептила можно оказаться под воздействием опасной дозы яда. После того, как произошло аварийное падение ракет-носителей «Протон» в июле, а также в октябре 1999 г, была утверждена программа «Оценка влияния запусков ракетоносителей с космодрома Байконур на здоровье населения», на основе которой в 2001 г было осуществлено медицинское обследование населения Карагандинской, Акмолинской и Костанайской областей. В общем было обследовано 48 тыс. человек, из них 16 500 составляли дети. Осмотр детей показал:

- Отклонение физического развития имеет высокую частоту;
- у 83% обследованных детей (до одного года) обнаружен рахит;
- во всех возрастных группах наблюдается анемия;
- у новорожденных наблюдается низкая масса тела, которая остается низкой и при дальнейшем развитии ребенка;
- заболевания мочеполовой системы обнаружены у 17% осмотренных;
- наблюдается снижение иммунобиологических сил; степень распространенности йодированного зоба составила 23%, а кариеса - 37 %;
- как среди взрослых, так и среди подростков доминируют астеновегетативный синдром, а также диспепсии;
- заболевания пищеварительных органов были встречены у 35%;
- заболевания сердечно-сосудистой системы найдены у 21% обследовавшихся.



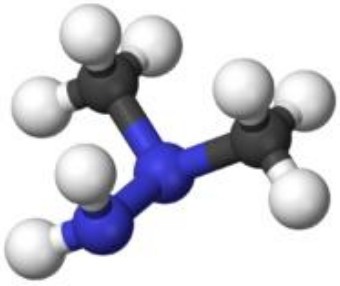


Рис4.1 Диметилгидразин

4.3 Расчет на определение выброса гептила при аварии

Представленный расчет нужен для предварительного и быстрого прогнозирования возможных масштабов заражения на случай возможного выброса диметилгидразина в окружающую среду при различных авариях на объектах и транспорте.

При такой аварии формируется первичное облако ядовитого вещества, при ее разрушении в результате моментального (1-3 минуты) перехода из емкости в атмосферу.

Далее формируется вторичное облако, возникающее в следствие испарения разлившегося гептила.

1) Количество, эквивалентное диметилгидразину в первичном облаке рассчитывается по формуле:

$Q_{э1} = K_1 K_3 K_5 K_7 Q_0$где,

K_1 - коэффициент, который зависит от условий хранения

K_3 - коэффициент, равнозначный отношению пороговой токсодозы хлора к пороговой токсодозе гептила;

K_5 - коэффициент, учитывающий степень вертикальной устойчивости атмосферы;

K_7 - коэффициент, учитывающий влияние температуры воздуха;

Q_0 – выражение количества, выброшенного (разлившегося) при аварии вещества, т.

$K_1 = 0{,}06$

$K_3 = 0{,}5$

$K_5 = 1$

$K_7 = 1$

$Q_0 = 2$т

$Q_{э1} = 0{,}06 * 0{,}5 * 1 * 1 * 2 = 0{,}06$т

2) Далее рассчитываю время испарения гептила по второй формуле:

$T = (h*d) / (K_2 * K_4 * K_7)$ где,

h – Толщина слоя разлитой жидкости;

d – Плотность гептила;

K_2 – Коэффициент, зависящий от физико-химических свойств диметилгидразина;

K_4 – Коэффициент, учитывающий скорость ветра;

$h = 0{,}05$м

$d = 0{,}79$кг/м^3

$K_2 = 0{,}041$

$K_4 = 2{,}34$м/с, при скорости ветра в 5м/с

$T = (0{,}05 * 0{,}79) / (0{,}041 * 2{,}34 * 1) = 0{,}41$ч = 25мин

3) По данной формуле вычисляю эквивалентное количество вещества во вторичном облаке:

$Q_{э2} = (1 - K_1) K_2 K_3 K_4 K_5 K_6 K_7 (Q_0 / h*d)$

K_6 – Коэффициент, зависящий от времени после начала аварии;

$K_6 = T^{0,8} = 0,49$

$Q_{э2} = (1 – 0.06) * 0.041 * 0.5 * 2.34 * 1 *0.49 * (2 / 0.05 * 0.79) = 1,1$т

4) По таблице №1 для 0,49 т нахожу глубину зоны заражения для первичного облака:

$Г_1 = 0,37$км

5) Далее нахожу глубину зоны заражения для вторичного облака:

$Г_2 = 1,68$км

6) Полная глубина зоны заражения $Г$ (км), вызванная влиянием первичного и вторичного облака, нахожу полную глубину зоны заражения:

$Г = Г_1 + Г_2 = 0,37 + 1,68 = 2,05$км

7) По следующей формуле $Г_п = Nv$ нахожу предельно возможные значения глубины переноса воздушных масс, где N - время от начала аварии, ч; v - скорость переноса переднего фронта зараженного воздуха при данной скорости ветра и степени вертикальной устойчивости воздуха, км/ч

$v = 30$м/с

$Г_п = 1 \cdot 30 = 30$км.

Таблица 4.1

Скорость ветра, м/с	Эквивалентное количество СДЯВ, т					
	0,01	0,05	0,1	0,5	1	3
1 и менее	0,38	0,85	1,25	3,16	4,75	9,18
2	0,26	0,59	0,84	1,92	2,84	5,35
3	0,22	0,48	0,68	1,53	2,17	3,99
4	0,19	0,42	0,59	1,33	1,88	3,28
5	0,17	0,38	0,53	1,19	1,68	2,91

Таблица 4.2

№ п/п	СДЯВ	Плотность СДЯВ, т/м³		Температура кипения, °С	Пороговая токсодоза мг·мин/л	Значения вспомогательных коэффициентов							
		газ	жидкость			K_1	K_2	K_3	K_7 для температуры воздуха (°С)				
									-40	-20	0	20	40
10	Деметилгидразин	0,0020	0,680	6,9	1,2*	0,06	0,041	0,5	0 0,1	0 0,3	0 0,8	1 1	2,5 1

Выводом может стать то, что глубина зоны поражения диметилгидразином в следствие аварии может составлять 2 км, а длительность испарения газов диметилгидразина около 25 минут. Однако при крупных объемах, например, крушение ракеты-носителя, положение значительно осложняется, поскольку гептил - вещество первого класса опасности. Небезопасность гептила, а также его производных состоится в том, что их летучесть высока, а растворимость в воде неограниченна, а также гептил обладает высокой возможностью миграции и накапливанию, устойчивости в глубоких слоях почвы, а также в растениях. Токсичность гептила выявляется при абсолютно любых способах проникновения в организм. Медико-биологические результаты воздействия элементов РКД

схожи с результатами воздействия ионизирующего излучения (такие как выпадение волос, астения, кровотечения из носа, нейроциркуляторная дистония, гиперплазия щитовидной железы, цитопения, и др.). Эффекты заражения диметилгидразином зачастую характеризуется расстройствами дыхательной системы, а также состояниями, сопровождаемыми судорогами.

Вместе с воздухом диметилгидразин формирует взрывоопасные смеси в наиболее широком масштабе концентраций от 2 до 99 объемных %.
Проходящее под влиянием действия воздуха медленное окислительное преобразование диметилгидразина приводит как к снижению его содержания, так и к скапливанию в почвах продуктов неполного окисления гептила. В итоге осуществляется формирование в обширных количествах четырех постоянных продуктов трансформации – диметилгуанидина (ДМГу), диметилгидразина муравьиной кислоты (ДГМК), диметиламина (ДМА), а также 1-метил-1,2,4 – триазола (МТ). В настоящий момент нахождение вышеназванных элементов в почве не подлежит нормированию. Однако вопросом высокой степени важности является исследование поведения названных веществ (вторичных загрязнителей) в условиях окружающей среды, и для осуществления этого исследования были созданы различные способы их определения.

4.4 Химические и физические свойства

Гептил, он же НДМГ, несимметричный диметилгидразин, включается в группу широко применяемых в ракетной технике гидразиновых горючих, например, на ракетоносителях отечественного производства – ракет-носители "Космос", "Циклон", "Протон", на ракетоносителях американского производства из семейства "Титан", французского производства из семейства "Ариан", японского — из семейства "N". Также применяется на китайских ракет-носителях из семейства "Большой Поход", в двигательных аппаратах пилотируемых кораблей и в автоматических спутниках, сюда же включаются орбитальные и межпланетные станции и многоразовые космические корабли, такие как "Буран" и "Спейс Шаттл". По сравнению с углеводородным горючим, гидразиновые горючие считаются энергетически более эффективными и производительными.

НДМГ — это прозрачная жидкость, не имеющая цвета, сопровождающаяся резким и отталкивающим запахом, который характерен для аминов. У НДМГ температура кипения составляет +63.1, температура кристаллизации —58. Несимметричный диметилгидразин хорошо смешивается с водой, а также спиртами, нефтепродуктами и многими другими органическими растворителями.

Гептил относится к первому классу опасности, для водоемов его ПДК (предельно допустимая концентрация) составляет 0,02 мг/л. Для почвы ориентировочный безопасный уровень воздействия (ОБУВ) НДМГ составляет 0,1 мг/кг.

Диметилгидразин отличается сильным токсическим воздействием. Вдыхание его паров является самым опасным источником отравления. Обнаружить в воздухе концентрацию паров, превышающую допустимую в 50 раз, можно по запаху. Действие, которое гептил оказывает на человеческий организм: перевозбуждение центральной нервной системы, слизистые оболочки глаз, а также дыхательных путей и легких раздражены, расстройство кишечно-желудочного тракта, которое может сопровождаться тошнотой и рвотой.

Если брызги диметилгидразина попадут в глаза, то это может спровоцировать мгновенную боль, покраснение (конъюнктивит) и слезотечение. Если гептил вдохнуть, его пары могут провоцировать кашель, хрипоту, учащение дыхания, а также боль в грудной клетке; при вдыхании паров с большой концентрацией человек может потерять сознание.

НДМГ применяется как топливо для ракет с окислителем тетраоксидом диазота.

У пары НДМГ+АТ имеется ряд значительных преимуществ:

1) Она превалирует над парой кислород + керосин и над парой кислород + водород по своей плотности, которая составляет 1170 кг/м³ против 1070 кг/м³ и 285 кг/м³ соответственно;

2) При контакте компонентов топлива характеризуется самовоспламеняемостью;

3) Имеет возможность хранения ракет в заправленном виде при условии сохранения нормальных температур в течение длительного периода времени.

НДМГ+АТ также имеет и ряд недостатков:

1) Токсичность;

2) Канцерогенность;

3) В присутствии окислителя существует вероятность взрыва гептила и АТ;

4) Данная пара имеет меньший удельный импульс по сравнению с парой кислород + керосин;

5) Несимметричный диметилгидразин отличается заметно высшей стоимостью по сравнению с керосином, что является существенным фактором для крупных ракет.

Кроме того, диметилгидразин обладает прочими свойствами:

1) Обладает большой взрывоопасностью в сравнении с парой кислород + керосин, но меньшей в сравнении с водородно-кислородной парой.

ДИМЕТИЛГИДРАЗИН (ГЕПТИЛ)	
Систематическое наименование	диметилгидразин
Традиционное название	несимметричный диметилгидразин (НДМГ) "гептил"
Химическая формула	C2H8N2

ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА	
Состояние	жидкое
Молярная масса	60,1 г/моль
ТЕРМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА	
Температура плавления	216 К, -57 С
Температура кристаллизации	-57 С
Температура кипения	336 К, 63 С
Температура вспышки	-15 С
Температура самовоспламенения	249 С
Плотность	790кг/м

Гептил применяется в качестве топлива большинства ракет российского производства, таких, как «Протон-К», «Протон-КМ», «Циклон-2», «Циклон-3», «Космос-3М», «Штиль-2», «Рокот», «Стрела», «Днепр», «Прибой». Кроме того, гептил применяют и другие страны. Так, диметилгидразин в качестве топлива используют для ракет американского производства из семейства «Титан» («Titan-IVA» «Titan-IVB»); французские ракеты-носители из семейства «Ариан» («Ariane-42P», «Ariane-421», «Ariane-44P», «Ariane-4», «Ariane44L», «Ariane-44LP»); японского производства из семейства «N»; РН китайского производства семейства «Большой Поход». Кроме того, НДМГ применяется в двигательных аппаратах пилотируемых кораблей и в автоматических спутниках, сюда же включаются орбитальные и межпланетные станции и многоразовые космические корабли, такие как "Буран" и "Спейс Шаттл". С течением времени число государств, применяющих диметилгидразин в качестве топлива для ракет, повышается (Южная Корея). Такая статистика может являться утверждением того, что применение НДМГ в ракетно-космической технике является мировой проблемой.

Из-за неблагоприятной ситуации, связанной с общим состоянием здоровья населения государства, становится необходимостью первой важности доскональное раскрытие причин увеличенной заболеваемости граждан, а также выделение «космической» составляющей данной проблемы. Остается неясным то, почему Россия, ведущая космическая держава, не обращает достаточного внимания на негативное влияние последствий деятельности космических объектов на здоровье своего населения и состояние природных ресурсов страны. Актуальный вопрос для России на сегодняшний день – решение о замене диметилгидразина, используемого в качестве основного компонента топлива для ракет, на другое углеводородное горючее или керосин.

Так, ученые Эймсовского исследовательского центра NASA, а также Стэндфордского университета в США осуществили испытания нового

образца экологически чистого твердого ракетного топлива, которые оказались успешными. Это топливо изготовлено на основе твердого парафина, в результате сгорания которого образуются исключительно вода и углекислый газ. Разнообразные работы проводятся и в России, однако они так и не внедрены в практическое использование. Инженеры Военного инженерно-космического университета им. А.Ф. Можайского смогли изобрести эффективный способ ликвидации невыработанных остатков жидких элементов топлива для ракет в отработанных ступенях жидкостных ракет. Внедрение данного способа предоставит возможность снизить уровень выбросов токсичных элементов с сотен до десятков килограммов, что заметно улучшит ситуацию экологии регионов, в которых проводятся ракетные запуски. Эта технология дает возможность уменьшить вредные выбросы в окружающую среду после вырабатывания остатков компонентов ракетного топлива и уничтожения топливных баков вследствие удара о землю до того, что осталось в компонентах автоматики двигателя, или же в виде смоченной пленки на стенках баков, трубопроводов и в виде пара в газах наддува. В итоге суммарная масса выбросов не будет превышать десятков килограммов, что не может быть и сравнимо с выбросами, осуществляемыми на сегодняшний день, которые исчисляются сотнями килограммов. На данный момент получены весьма интересные результаты в области борьбы с загрязнением окружающей среды диметилгидразином. Разработанным методом борьбы является детоксикация, который использует высшие растения. Это довольно неприглядное водяное растение под названием эйхорния. Данный метод - одна из исключительных разработок российских ученых. Весь процесс очищения состоит из ряда стадий. Первая - окисление и расщепление токсинов. Вторая - абсорбция элементов и применение некоторых из них в качестве питательной среды и удобрения. Во время окисления применяется кислород, который выделяется во время процесса фотосинтеза. Полезные микроорганизмы в это время активизируются. С помощью ферментов, которые они выделяют, катализируется деструкция и окисление токсинов. Но главные проблемы, которые связаны не только лишь с загрязнением окружающей среды диметилгидразином, а также его производными, но и с их воздействием на организм человека, остаются до сих пор не разрешены

Заключение

В данном дипломном проекте была разработана система космической связи при помощи наноспутника, путем применения GPS устройства, а также использование и доработки программы от производителя устройства. Данная имитационная модель позволяет отследить местоположение и дать точные координаты, а также информацию о расстоянии и времени наноспутника в космосе. В ходе работы были проделаны следующие действия:

- это сборка схемы коммутации для подключения приемника к компьютеру
- адаптация координат с приемника под электронные карты (Google maps
- непосредственно сбор данных с устройства, обработка и вывод на экран монитора
- а также было произведено тестирование устройства в реальных условиях, устройство показало точное местоположение с погрешностью в 5 метров.

Следует отметить что данный вид связи является малозатратным достаточно и простым в использовании. Поэтому такой вид связи часто получил широкое применение не только в космической сфере, но также и в военной и гражданской сфере. С каждым годом люди все чаще используют данный вид связи, что соответственно и улучшает, и модернизирует данный вид передачи данных.

На данном этапе люди стараются минимизировать затраты на запуск космических аппаратов, тем самым данный вид связи при помощи GPS устройства является достаточно оптимальным решением для малых спутников.

Список литературы

1. Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф. и д.р.: Под ред. Д.И. Козлова. Конструирование автоматических космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1996. - 448 с.: ил.

2. Agrawal, Brij N. Проектирование геостационарных космических аппаратов. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, Inc., 1998.

3. Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: учебное пособие / В.В.Зеленцов, В.П.Казаковцев.- М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана. – 2012.

4. Тарасов Е.В., Балык В.М. Методы проектирования летательных аппаратов. – М.: Вузовская книга, 2011. – 322 с.: ил.

5. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.

6. Проектирование и изготовление аэрокосмических аппаратов: Сборник статей. Под ред. проф. Ю.Ю. Комарова. – М.: Изд-во МАИ, 2006.

7. CubeSat Design Specification (CDS) REV 13. The CubeSat Program, Cal Poly SLO, 2013.

8. Design of Hardware and Software for the Power supply for AAU Cubesat. November 8, 2002.

9. James R. Wertz. Space mission analysis and design. W.J. Larson and Microcosm, Inc. Fifth Printing, 1997.

10 Белоус А.И., Солодуха В.А., Шведов С.В. Космическая электроника, книга 1. – М.: Техносфера, 2015. – 696 с.

11. Structural Failure Analysis and Prediction Methods for Aerospace Vehicles and Structures. Edited by Sook-Ying Ho. - Defence Science and Technology Organisation Edinburgh, SA, Australia, 2014.

12. Griffin, Michael D. and James R. French. 1995. Spacecraft Design. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

13. U.S. Department of Defense. Прогнозирование надежности электронной аппаратуры. MIL-HDBK 217(f), 1991.

14. Крамлих А. В. Модульное проектирование микро/наноспутников: Электронный конспект лекций. – Самара, Самарский государственный университет, 2010.

15. Fraizer, R.E. 1986. HEAO CASE [автоматизация проектирования систем] исследования при проектировании космических аппаратов. AIAA Professional Study Series. TRW Report 26000-100-102. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics

16. Guota, A. K., and D. Altshuler. 1989. "Cost Effective Reliability Determination for Spacecraft Design." in Institute for Cost Analysis/National Estimating Society Conference.

17. Maini, Anil Kumar. Satellite technology : principles and applications / Anil K. Maini, Varsha Agrawal. - Third edition, 2014.

18. Гэтланд К., Шарп М., Скиннер Д., Вик Ч., Пирард Т., Дулинг Д., Шнапф А., Джонсон Н., Вудс Д., Льюис Р., Белицкий Б., Паркинсон Р., Бонд А./ Космическая техника. - М.: "Мир", 1986, 295 с.

19. Грузинов В.П., Грибов В.Д. Экономика предприятия. –2-е изд., допол. – Москва, 2001. – 259 с.

20. Волков О.И., Скляренко В.К. Экономика предприятия: курс лекций, – Москва, 2006. – 368 с.

21. Алексеев С.П., Казаков А.М., Колотилов Н.Н. Борьба с шумом и вибрацией в машиностроении. -М.: Машиностроение, 1997.-208с.

22. Каталог шумовых характеристик технологического оборудования (приложение к СНиП II-12-77). - М.: Стройиздат, 1988.

23. Борьба с шумом на производстве: Справочник /Е.Я. Юдин, Л. А. Борисов, И. В. Гренштейн и др.; под общ. ред. Е. Я. Юдина – М.: Машиностроение 1985. - 400с. ил.